

به نام خداوند جان و خرد

کزین برتر اندیشه بر نگذرد

خداوند نام و خداوند جای

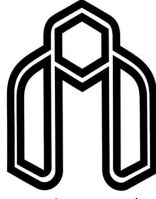
خداوند روزی ده رهنمای

خرد را و جان را همی سنجد او

در اندیشه سخت کی گنجد او

توانا بود هر که دانا بود

زدانش دل پیر برنا بود



دانشگاه صنعتی شاهرود

دانشکده برق و رباتیک

گروه کنترل

عنوان رساله:

سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا، مطالعه موردی هواپیمای بدون سرنشین

دانشجو: مهدی سیاهی

استاد راهنما

دکتر محمد علی صدرنیا

استاد مشاور

دکتر احمد دارابی

رساله دکتری جهت اخذ درجه دکتری

ماه و سال انتشار: اسفندماه ۱۳۸۷

کپی صورت جلسہ

تقدیم به

بزرگترین معلم زندگی، پدر

مهربان ترینم، مادر

و همراه همیشگی، همسر

تقدیر و تشکر

در اینجا بر خود لازم می‌دانم که از اساتید ارجمند آقایان **دکتر محمد علی صدرنیا** و **دکتر احمد دارابی** به دلیل راهنمایی‌های ارزنده‌شان در طول انجام این رساله تشکر نمایم. همچنین از اساتید محترم گروه کنترل دانشگاه صنعتی شاهرود، آقایان **دکتر محمد مهدی فاتح**، **دکتر محمد حداد ظریف** و **دکتر حیدر طوسی‌ان شاندیز** که در تمام مدت این دوره یار و یاور ما بوده‌اند سپاسگزارم. از آقای **دکتر اشکان رحیمی‌کیان** و **دکتر ناصر پریز** که قبول زحمت نموده و داوری این رساله را بر عهده گرفته‌اند تشکر می‌نمایم. از دوستان و هم دوره‌ای‌های بسیار عزیزم آقایان **دکتر محمدرضا سلطان‌پور**، **مهندس علیرضا سحاب** و **مهندس احمد حاجی‌پور** که از آشنایی و مصاحبت با آنها درس‌های بسیاری آموختم و همه دوستانی که به نحوی در انجام این رساله مرا یاری نموده‌اند، سپاسگزاری می‌نمایم. در پایان از آقای یونس‌یان مسئول تحصیلات تکمیلی دانشکده و آقای لطفی مسئول آموزش دانشکده نهایت تشکر را دارم.

مهدی سیاهی

اسفندماه ۱۳۸۷

تعهد نامه

اینجانب دانشجوی دوره کارشناسی ارشد / دکتری رشته
دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه/ رساله
تحت راهنمایی متعهد می شوم .

- تحقیقات در این پایان نامه/ رساله 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/ رساله 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 خواهند رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه / رساله تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه/ رساله رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه/ رساله ، 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/ رساله ، 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 افزارها 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 / رساله بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

متن این صفحه نیز باید در ابتدای نسخه های تکثیر شده پایان نامه/ رساله وجود داشته باشد .

چکیده

جوامع مدرن امروزی وابستگی شدیدی به سیستم‌های صنعتی و تکنولوژی روز دارند، که احتمال وقوع خطا در این سیستم‌ها و ایجاد خسارت‌های جانی و مالی وجود دارد. خطای عملگرها سبب کاهش عملکرد سیستم کنترل شده و در بعضی موارد، از کارافتادگی کامل سیستم می‌شود و خطای سنسورها سبب نشان ندادن مقدار واقعی فرایند و دور کردن سیستم از نقطه کار خود می‌شود. در بعضی از صنایع در هنگام وقوع خطا در سیستم، برای جلوگیری از زیان‌های بیشتر، مجبور به خاموش کردن سیستم می‌شوند هرچند این کار نیز ضررهایی را به دنبال خواهد داشت. به همین دلیل شناسایی و مدیریت خطا در تکنولوژی امروزه نقش مهمی را بازی کرده و بررسی سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا اهمیت می‌یابد. در این سیستم‌ها مسأله تشخیص و جداسازی خطا و اصلاح قانون کنترل پس از وقوع خطا، اهمیت بسیار دارد و در این رساله مورد بحث واقع شده است.

در این رساله ابتدا به بررسی اجمالی سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا و مسأله تشخیص و جداسازی خطا پرداخته‌ایم، سپس برای سیستم‌های MIMO و بر اساس تخصیص ساختار ویژه، روشی نوین برای محاسبه بهره رؤیتگر حالت پیشنهاد گردیده است که با این روش، بیان‌های پارامتری کاملی از بهره رؤیتگر بر حسب مجموعه‌ای از بردارهای پارامتری و ریشه‌های مناسب، بدست می‌آید. سپس با توجه به اهمیت مسأله تشخیص و جداسازی خطا در سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا، این موضوع مورد بحث قرار گرفته و با استفاده از بانکی از رؤیتگرها موضوع جداسازی خطای عملگرها پس از تشخیص آن، مورد بررسی قرار گرفته است، جداسازی خطا دشوارتر از تشخیص خطا بوده و در این باره تحقیقات کمتری صورت گرفته است.

در صورت داشتن تخمین خوبی از خطای رخ داده در سیستم، می‌توان با اضافه نمودن یک قانون کنترلی مناسب به کنترل کننده متعارف، رفتار سیستم پس از وقوع خطا را نزدیک به حالت بدون خطا گردانید، این موضوع در این رساله مورد بررسی قرار گرفته و برای تخمین خطا در عملگرها و

سنسورها روشی پیشنهاد شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های مطالعات صورت گرفته در این رساله، توانایی و سادگی روش‌های پیشنهادی را به خوبی نشان می‌دهد.

کلمات کلیدی:

سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا - تشخیص و جداسازی خطا - تخصیص ساختار ویژه - رؤیتگر - سیستم‌های چند ورودی چند خروجی - هواپیمای بدون سرنشین - کنترل ساختار مجدد

لیست مقالات

Siahi M, Sadrnia M. A, Darabi A, A New Method for Observer Design Using Eigenstructure Assignment and its Application on Fault Detection and Isolation, International Conference on Informatics in Control, Automation & Robotics, 2008.

Siahi M, Sadrnia M. A, Darabi A, Design of Observer for Unmanned Aircraft Using Eigenstructure Assignment, International Review on Automatic Control, November issues, 2008.

Siahi M, Sadrnia M. A, Darabi A, Fault Diagnosis Using Adaptive Technique”, Journal of Applied Sciences, 8(22), 4129-4136, 2008.

Siahi M, Sadrnia M. A, Darabi A, A New Method for Observer Design Using Eigenstructure Assignment and its Application on Fault Detection and Isolation, WASJ, 6 (1): 100-104. 2009.

Siahi M, Sadrnia M. A, Darabi A, Fault detection and Isolation Using Adaptive Observer, submitted for the Journal of the Franklin Institute.

فهرست مطالب

فصل اول: مقدمه

۱-۱- سیستم‌های کنترل پذیر خطا

۲-۱- دسته‌بندی خطا

فصل دوم: مقدمه‌ای بر تشخیص و جداسازی خطا

۱-۲- مقدمه‌ای بر تشخیص و جداسازی خطا بر اساس مدل

۱-۱-۲- مدل ریلضی سیستم

۲-۱-۲- مفهوم FDI مبتنی بر مدل

۱-۲-۱-۲- روش‌های تولید مانده

۱-۲-۱-۲- تولید مانده بر اساس رؤیتگر

۲-۱-۲-۱-۲- پیشنهاد فضای برابری

۳-۱-۲-۱-۲- روش تخمین پارامتر

۲-۲-۱-۲- تکنیک‌های ارزیابی مانده

۱-۲-۲-۱-۲- شمای رؤیتگر اختصاصی

۲-۲-۲-۱-۲- شمای رؤیتگر تعمیم یافته

۳-۲-۲-۱-۲- ارزیابی مجموعه مانده جهت‌دار

۲-۲- مسأله مقاوم‌پذیری در FDI مبتنی بر مدل

۱-۲-۲- مسأله تولید مانده مقاوم

۲-۲-۲- طراحی مانده مقاوم

۱-۲-۲-۲- شمای رؤیتگر ورودی نامعلوم

۲-۲-۲-۲- تخصیص ساختار ویژه برای FDI مقاوم

۲-۲-۳-۳- FDI مقاوم با استفاده از روابط برابری بهینه

۲-۲-۴-۴- طراحی در حوزه فرکانس

۲-۲-۵-۵- تولید مانده غیرخطی

۲-۲-۳-۳- روش‌های ارزیابی مانده مقاوم

۲-۳-۱-۱- روش آستانه تطبیقی

۲-۳-۲-۲- سلکتور آستانه مقاوم

۲-۳-۳- کنترل ساختار مجدد

فصل سوم: طراحی فیدبک حالت و رُویتگر حالت با استفاده از تخصیص ساختار ویژه

۳-۱-۱- مقدمه

۳-۲-۲- فرمول‌بندی مسأله

۳-۳-۳- طراحی فیدبک حالت با استفاده از تخصیص ساختار ویژه

۳-۴-۴- طراحی رُویتگر حالت با استفاده از EA

۳-۵-۵- نتایج شبیه‌سازی‌ها

فصل چهارم: تشخیص و جداسازی خطای عملگرها

۴-۱-۱- تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با استفاده از روش تطبیقی

۴-۱-۱-۱- جداسازی خطای عملگرها با استفاده از AO

۴-۲-۲- تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با استفاده از رُویتگر مود لغزشی

۴-۲-۱-۱- توصیف سیستم و فرمول‌بندی کردن مسأله

۴-۲-۲-۲- طراحی رُویتگر مود لغزشی برای جداسازی خطای عملگرها

۴-۲-۲-۱- مدل‌های خطا

۴-۲-۲-۲- استفاده از SMO برای تشخیص و جداسازی خطا

۴-۳-۳- نتایج شبیه‌سازی‌ها

فصل پنجم: تخمین خطای عملگرها و سنسورها

۱-۵- مقدمه

۲-۵- فرمول بندی مسأله

۳-۵- طراحی رژیتر با استفاده از مود لغزشی

۴-۵- طراحی رژیتر با استفاده از تکنیک‌های تطبیقی

۵-۵- نتایج شبیه‌سازی‌ها

فصل ششم: کنترل تحمل پذیر خطا

۱-۶- مقدمه

۲-۶- توصیف خطا

۳-۶- طراحی کنترل کننده ردیاب نامی

۴-۶- تخمین خطای عملگرها

۵-۶- جبران‌سازی خطای عملگرها

۶-۶- تخمین خطای سنسورها

۷-۶- جبران‌سازی خطای سنسورها

۸-۶- نتایج شبیه‌سازی‌ها

فصل هفتم: نتایج و پیشنهادات

۱-۷- نتیجه گیری

۲-۷- پیشنهادات

مراجع

فهرست اشکال و جداول

شکل (۱-۱): نواحی مختلف کاری FTCS برای تحقیق

شکل (۲-۱): تقسیم بندی FTCS

شکل (۳-۱): نمایش خطاهای جمع شونده و ضرب شونده

شکل (۴-۱): نمایش خطاهای ناگهانی، نرم و متناوب

شکل (۱-۲): سیستم حلقه باز با خطاهای آن

شکل (۲-۲): ساختار کلی FDI مبتنی بر مدل

شکل (۳-۲): ساختار سیگنال افزایشی برای تولید مانده

شکل (۴-۲): ساختار کلی تولید مانده

شکل (۵-۲): شمای رؤیتگر اختصاصی

شکل (۶-۲): تشخیص خطا با استفاده از مجموعه مانده جهت دار

شکل (۷-۲): کاربرد سطح آستانه تطبیقی در شناسایی خطا

شکل (۸-۲): استفاده از RTS در تشخیص خطا

جدول (۱-۳): مقایسه نتایج بدست آمده از روش EA برای محاسبه ریشه‌های سیستم حلقه بسته و

رؤیتگر

شکل (۱-۳): مقدار واقعی و تخمینی نرخ اوج با اعمال فیدبک حالت

شکل (۲-۳): مقدار واقعی و تخمینی ارتفاع با اعمال فیدبک حالت

شکل (۳-۳): اختلاف مقدار واقعی از مقدار تخمینی نرخ اوج برای حالتی که در ثانیه ۱۱۵م سنسور

ارتفاع دارای خطا می‌شود

شکل (۴-۳): اختلاف مقدار واقعی از مقدار تخمینی ارتفاع برای حالتی که در ثانیه ۱۱۵م سنسور

ارتفاع دارای خطا می‌شود

شکل (۴-۱): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش تطبیقی برای حالتی که خطایی ناگهانی در ثانیه چهارم به عملگر دوم اعمال شده است

شکل (۴-۲): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش تطبیقی برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر دوم در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل (۴-۳): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل (۴-۴): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل (۴-۵): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل (۴-۶): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل (۴-۷): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی نرم به عملگر اول اعمال شده است

شکل (۴-۸): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی نرم به عملگر اول اعمال شده است

شکل (۵-۱): سیگنال خطای رخ داده در عملگر دوم (خطای ناگهانی)

شکل (۵-۲): سیگنال خطای رخ داده در سنسور اول (خطای ناگهانی)

شکل (۵-۳): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در عملگر دوم خطای ناگهانی رخ دهد

شکل (۵-۴): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در سنسور اول خطای ناگهانی رخ دهد

شکل (۵-۵): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در عملگر دوم خطای ناگهانی رخ دهد

شکل (۵-۶): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد

شده و در سنسور اول خطای ناگهانی رخ دهد

شکل (۵-۷): سیگنال خطای رخ داده در عملگر دوم (خطای موقتی)

شکل (۵-۸): سیگنال خطای رخ داده در سنسور اول (خطای موقتی)

شکل (۵-۹): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در عملگر دوم خطای موقتی رخ دهد

شکل (۵-۱۰): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در سنسور اول خطای موقتی رخ دهد

شکل (۵-۱۱): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم

وارد شده و در عملگر دوم خطای موقتی رخ دهد

شکل (۵-۱۲): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم

وارد شده و در سنسور اول خطای موقتی رخ دهد

شکل (۵-۱۳): سیگنال خطای رخ داده در عملگر دوم (خطای نرم)

شکل (۵-۱۴): سیگنال خطای رخ داده در سنسور اول (خطای نرم)

شکل (۵-۱۵): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در عملگر دوم خطای نرمی رخ دهد

شکل (۵-۱۶): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در سنسور اول خطای نرمی رخ دهد

شکل (۵-۱۷): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم

وارد شده و در عملگر دوم خطای نرمی رخ دهد

شکل (۵-۱۸): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم

وارد شده و در سنسور اول خطای نرمی رخ دهد

شکل (۶-۱): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای ناگهانی در ثانیه

دوم سنسور اول و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم سنسور اول با

اعمال FTC (نقطه-چین)

شکل (۶-۲): خطای نرم رخ داده در سنسور اول

شکل (۳-۶): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای نرم در ثانیه دوم سنسور اول و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای نرم در ثانیه دوم سنسور اول با اعمال FTC (نقطه-چین)

شکل (۴-۶): بزرگ‌نمایی شده شکل (۳-۶)

شکل (۵-۶): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم عملگر دوم و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم عملگر دوم با اعمال FTC (نقطه-چین)

شکل (۶-۶): بزرگ‌نمایی شده شکل (۵-۶)

شکل (۷-۶): خطای نرم رخ داده در عملگر دوم

شکل (۸-۶): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای نرم در ثانیه دوم عملگر دوم و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای نرم در ثانیه دوم عملگر دوم با اعمال FTC (نقطه-چین)

شکل (۹-۶): بزرگ‌نمایی شده شکل (۸-۶)

فصل اول:

مقدمه

۱-۱- سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا^۱

امروزه در همه جا و در سراسر زندگی روزمره می‌توان اثر سیستم‌های کنترل (از آشپزخانه‌ها گرفته تا ماشین‌ها و هواپیماها و فضاپیماها) را به وضوح دید. در اکثر صنایع (از صنایع جوراب بافی گرفته تا صنایع شیمیایی و هسته‌ای) از سیستم‌های کنترل استفاده می‌شود. این سیستم‌ها بصورت مداوم و خستگی ناپذیر در حال کار می‌باشند تا زندگی راحت و مطلوبی برای انسان‌ها فراهم شود براستی اگر خللی در کار این سیستم‌ها وارد شود چه اتفاقی می‌افتد؟

در سیستم‌های دارای تکنولوژی صنعتی در لحظات غیر قابل پیش‌بینی و بندرت خطا رخ می‌دهد در [۱] برای خطا تعریف زیر آمده است.

تعریف: انحراف غیرمجاز حداقل یک پارامتر یا مشخصه سیستم از شرایط مطلوب را خطا می‌گویند.

پیش‌بینی و جلوگیری از وقوع خطا در سیستم‌ها کار بسیار مشکلی بوده و بسته به نوع سیستم، ممکن است انواع مختلفی از خطاها با درجه اهمیت غیریکسان قابلیت رخ دادن داشته باشند. برای شناخت خطا و جلوگیری از وقوع آن هزینه‌های زیادی شده و خواهد شد که دلیل آن خسارت‌هایی است که وقوع خطا در سیستم‌ها ایجاد می‌کند که در بعضی موارد قابل جبران نمی‌باشد. برای مثال می‌توان به نمونه‌های زیر اشاره نمود.^۲

- انفجار در تأسیسات انرژی هسته‌ای اکرین در ۲۶ آوریل ۱۹۸۶، تلفات این حادثه بیش از ۱۵۰۰۰ کشته و ۵۰۰۰۰ مصدوم گزارش شده است [۲]. به گزارش BBC تخمین زده شده است که حدود ۵ میلیون نفر بر اثر این حادثه در معرض تشعشعات رادیواکتیو قرار گرفته اند. [۳]

- سقوط پرواز ۱۹۱ هواپیمایی آمریکا در ۲۵ می ۱۹۷۹ در شیکاگو، تلفات جانی این حادثه ۲۷۳ کشته گزارش شده است. [۴]

1. Fault Tolerant Control Systems (FTCS)

۲. از این موارد در کشور ما نیز وجود دارد که بدلیل نداشتن مرجع معتبر از ذکر آن خودداری شده است.

- سقوط هواپیمای باربری بوئینگ ۷۴۷ در ۴ اکتبر ۱۹۹۲، این هواپیما اندکی پس از پرواز به -

دلیل اشکال در بال سمت راست در فرودگاه بین‌المللی آمستردام دچار سانحه گردید. [۵]

در مواجهه با نمونه‌های ذکر شده و مشابه سؤالی که بلافاصله به ذهن می‌رسد این است:

برای جلوگیری و یا کاهش تکرار چنین اتفاقاتی چه باید کرد؟

هرچند جلوگیری از وقوع خطا در سیستم‌های کنترل غیرممکن است ولی در صورت داشتن شناختی از خطا و پیش‌بینی احتمال وقوع آن، با تغییر ساختار کنترل تاحدی می‌توان خسارت‌های بوجود آمده را کاهش داد. راه رسیدن به این مهم، سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا می‌باشد.

کنترل‌کننده‌های متداول طراحی شده برای سیستم‌ها ممکن است در هنگام رخ دادن خرابی در عملگرها، سنسورها و یا سایر اجزای سیستم، نتایج مطلوبی را نداشته باشند و منجر به ناپایداری و عملکرد نامطلوب سیستم گردند، برای غلبه بر چنین مشکلاتی، کنترل‌کننده‌های جدیدی مورد نیاز هستند تا در هنگام وقوع چنین مشکلاتی تا حدی از خود مقاومت نشان داده و سیستم را کماکان پایدار نگه دارند. سیستم‌هایی که چنین ویژگی داشته باشند را سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا می‌نامند. اصطلاحاً توانایی کنترل‌کننده‌ها در نگه داشتن اهداف کنترل، علارغم اتفاق افتادن خطا، FTCS نامیده می‌شود که در این شرایط مقداری تنزل در عملکرد نیز قابل قبول می‌باشد.

انگیزه کار در مورد FTCS به دهه ۷۰ میلادی و به دنبال دو تصادف هواپیمایی، پرواز دلتا ۱۰۸۰ در ۱۲ آوریل ۱۹۷۷ و پرواز ۱۹۱ هواپیمایی آمریکا در ۲۵ می ۱۹۷۵ بر می‌گردد، پس از تحقیقات فراوان

دلیل دو تصادف وجود خطا در اطلاعات رسیده به خلبان گزارش شده است. [۶]

با مطالعه سقوط پرواز ۱۹۱ هواپیمایی آمریکا، معلوم گردید که در صورت وجود FTCS امکان جلوگیری از سقوط این هواپیما وجود داشته است [۷]. همچنین با شبیه‌سازی سقوط بوئینگ ۷۴۷،

معلوم شد که با تغییر ساختار کنترل‌کننده امکان فرود سالم هواپیما وجود داشته است [۵].

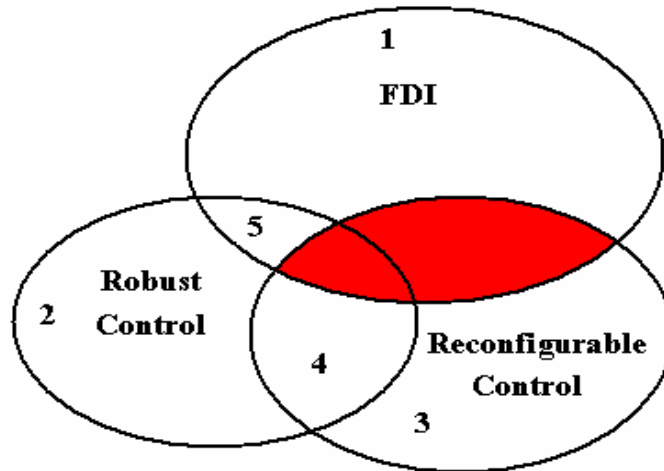
خوشبختانه در عمل و نه در شبیه‌سازی یا تئوری موارد امیدوارکننده‌ای از استفاده از FTCS وجود دارد که سبب کاهش خسارات جانی و مالی شده است. در زیر به یک نمونه اشاره شده است.

- در ارتفاع ۳۷۰۰۰ پایی، پرواز ۲۳۲ هواپیمایی انگلستان دچار نقص فنی شده طوری که خلبان هیچ کنترلی بر سمت چپ هواپیما نداشته است. خلبان با استفاده از FTCS و تغییر استراتژی کنترل هواپیما موفق به فرود اضطراری گردید و جان ۱۸۴ نفر از ۲۹۶ مسافر هواپیما را نجات داد [۸].

امروزه اهمیت سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا بر کسی پوشیده نیست و برای بالا بردن ایمنی و قابلیت اطمینان سیستم‌ها ناچار به استفاده از آن می‌باشیم.

کار اصلی در FTCS طراحی یک کنترل کننده با ساختار مناسب است طوری که پایداری سیستم و عملکرد آن را نه تنها در شرایط عادی کار خود بلکه در هنگام وقوع خطا نیز تضمین کند. در واقع FTCS یک استراتژی برای طراحی یک کنترل کننده قابل اطمینان و موثر می‌باشد.

در شکل (۱-۱) ناحیه کاری FTCS بصورت رنگی مشخص شده است.



شکل (۱-۱): نواحی مختلف کاری FTCS برای تحقیق

برای آگاهی بیشتر، کارهای انجام شده در نواحی مختلف را به اختصار بیان می‌کنیم.

ناحیه ۱: اکثر مطالعاتی که در این ناحیه صورت گرفته، مربوط به تشخیص و جداسازی خطا^۱ (نه

کنترل آن) می‌باشد. [۹-۱۶]

ناحیه ۲: از اواخر دهه ۷۰ میلادی تاکنون موضوع کنترل مقاوم یکی از موضوعات داغ و بحث انگیز در

مهندسی کنترل بوده است. اگر چه در اکثر کارهای انجام شده تأثیر خطا بر کنترل کننده در نظر

گرفته نشده [۱۷-۱۹]، ولی در تعدادی کمی از این تحقیقات سعی بر آن بوده که کنترل کننده

طراحی شده تا حد زیادی غیر حساس به خطا باشد [۲۰ و ۲۱]، این قبیل کارها را می‌توان در گروه

سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطای غیرفعال^۲ جای داد که متعاقباً توضیح داده می‌شود.

ناحیه ۳: مسأله کنترل ساختار مجدد^۳ مورد توجه محققین زیادی قرار گرفته است برای مثال Lane

[۲۲] و Ochi [۲۳] با استفاده از خطی سازی فیدبکی و Gao [۲۴] از روش‌های شبه معکوس^۴

برای این کار استفاده کرده‌اند. Astrom [۲۵] از کنترل تطبیفی و Huang [۲۶] و Morse [۲۷] از

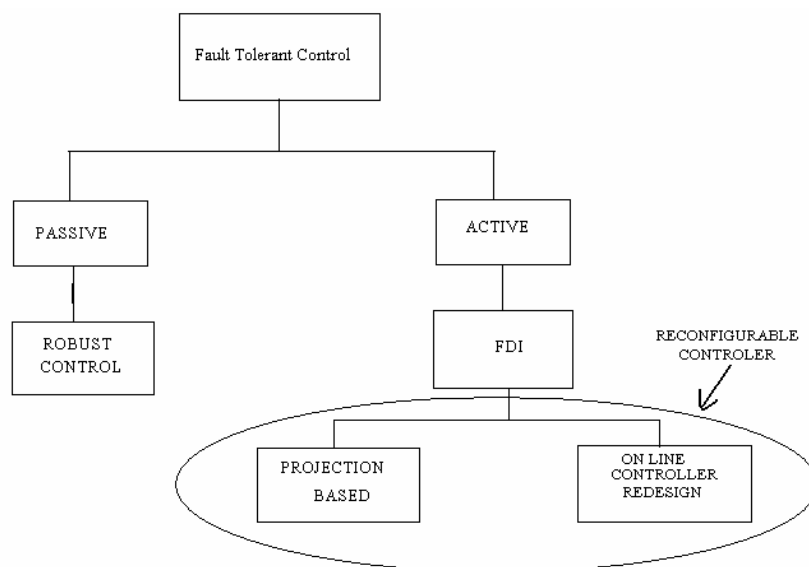
اصل مدل-پیرو^۵ برای این کار استفاده کرده‌اند.

-
1. Fault Detection and Isolation (FDI)
 2. Passive Fault Tolerant Control Systems (PFTCS)
 3. Reconfigurable Control (RC)
 4. Pseudo inverse method (PI)
 5. Model Following

ناحیه ۴: این ناحیه در برگیرنده پیشنهادات مقاوم پذیری برای کنترل ساختار مجدد می‌باشد. در این ناحیه تحقیقات زیادی صورت نگرفته است، برای مثال می‌توان به تحقیقات خانم wu [۲۸-۳۱] در این زمینه اشاره کرد.

ناحیه ۵: این ناحیه در برگیرنده پیشنهادات مقاوم پذیری برای تشخیص و جداسازی خطا می‌باشد که در فصل بعد مورد بررسی بیشتر قرار می‌گیرد. [۳۲-۳۵]

ناحیه رنگی ناحیه مورد بحث در این رساله بوده که در فصل‌های آتی مورد بررسی قرار می‌گیرد طبق گزارش پروفسور Patton [۷] می‌توان FTCS را به دو دسته اکتیو و پسیو طبق شکل زیر تقسیم نمود.



شکل (۲-۱): تقسیم بندی FTCS

در سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطای غیرفعال (PFTCS) با استفاده از تکنیک‌های کنترل مقاوم پایداری سیستم حلقه بسته را تضمین می‌کنند، در طراحی این روش‌ها سعی بر آن است که تا حد امکان، سیستم نسبت به تغییرات خطا و عدم قطعیت‌ها، مقاوم باشد [۳۶-۳۸]. در این حالت سیستم معیوب با همان کنترل کننده و همان ساختار قبلی به کار خود ادامه می‌دهد. این روش زمانی که

خطا اثر کمی بر سیستم داشته باشد، کاربرد دارد و در غیر این صورت به هیچ عنوان پاسخگو نمی- باشد.

در سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطای فعال^۱ (AFTCS) یک کنترل کننده جدید پس از وقوع خطا وارد کار شده و سعی در پایدار نگه داشتن سیستم دارای خطا را دارد. در این حالت برای بدست آوردن نیازهای کنترل کننده جدید، به دانشی درباره خطاهای رخ داده و مکانیزمی برای تشخیص و جداسازی آنها نیاز داریم، این عمل در واحد FDI صورت می‌گیرد، سپس اطلاعات وارد بخش RC می‌شود.

واحد کنترل ساختار مجدد برای کنترل سیستم به یکی از دو روش زیر عمل می‌کند:

- ساختار کنترل کننده را تغییر می‌دهد [۳۹-۴۱]
- ساختار کنترل کننده تغییر نکرده، بلکه پارامترهای آن دوباره تعیین می‌شود. [۴۲-۴۴]

برای رسیدن به یک کنترل ساختار مجدد خوب هر دو روش نیاز به یک شمای خوب برای FDI ، بصورت زمان واقعی دارند. در واقع مهمترین بخش سیستم‌های تحمل پذیر خطا، واحد تشخیص و جدا سازی خطا می‌باشد زیرا بر اساس نتایج این واحد تصمیم‌گیری‌ها گرفته می‌شود در فصل بعدی این موضوع مورد بحث قرار گرفته است.

1. Active Fault Tolerant Control System (AFTCS)

۲-۱- دسته‌بندی خطا

خطاها اتفاقات ناخواسته‌ای هستند که ممکن است در قسمت‌های مختلف یک سیستم کنترل رخ دهند. که به سه دسته زیر تقسیم می‌شوند.

- خطای عملگرها^۱

این نوع خطا سبب از بین رفتن کامل یا جزئی عملیات کنترل می‌شود.

- خطای سنسورها^۲

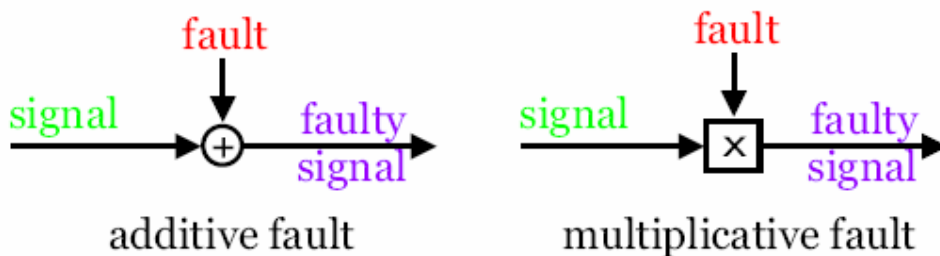
این نوع خطا بیانگر اطلاعات نادرستی است که سنسور دارای خطا به سیستم می‌دهد. در مواردی که استفاده از سنسور از لحاظ ابعاد و قیمت محدودیت نداشته باشد می‌توان با بکارگیری سنسورهای اضافی ایمنی سیستم را بالا برد.

- خطای اجزا^۳

این نوع خطا در اجزای خود سیستم رخ می‌دهد و تمامی خطاهایی که نتوان آن‌ها را در دو دسته دیگر جای داد در این دسته قرار می‌گیرند. این نوع خطا بیانگر تغییر در پارامترهای فیزیکی سیستم می‌باشد.

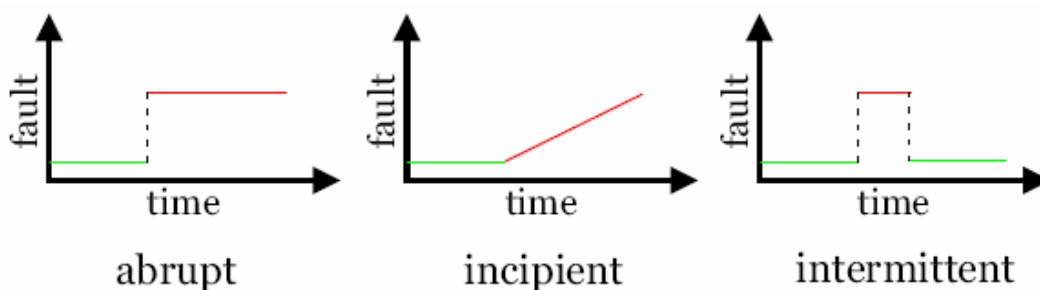
بسته به نوع مدل کردن خطا در سیستم‌ها، خطاها را به دو دسته جمع‌شونده^۴ و ضرب‌شونده^۵ تقسیم می‌کنند. (شکل (۱-۳))

1. Actuator Fault
2. Sensor Fault
3. Component Fault
4. Additive Fault
5. Multiplicative Fault



شکل (۳-۱): نمایش خطاهای جمع شونده و ضرب شونده

بر اساس مشخصه زمانی، خطاها را می‌توان به سه دسته ناگهانی^۱، نرم^۲ و موقتی^۳ دسته‌بندی نمود (شکل (۴-۱)).



شکل (۴-۱): نمایش خطاهای ناگهانی، نرم و متناوب

خطاهای ناگهانی اغلب در اثر معیوب شدن سخت افزار بوقوع می‌پیوندد این نوع خطا بسیار شدید بوده و بر عملکرد سیستم و پایداری آن تأثیر مستقیم دارد لذا نیاز فوری به اصلاح دارد.

خطاهای نرم بیانگر تغییرات پارامتری کندی بوده که در اثر کهنه شدن سیستم رخ می‌دهد. این نوع خطا صدمه ناگهانی ایجاد نمی‌کند ولی شناسایی آن مشکل می‌باشد.

خطاهای موقتی شامل خطاهایی است که بصورت متناوب ظاهر شده و سپس ناپدید می‌گردد. برای مثال می‌تواند به دلیل یک اتصال جزئی ایجاد گردد.

-
1. Abrupt Fault
 2. Incipient Fault
 3. Intermittent Fault

سازماندهی این رساله بصورت زیر می‌باشد.

با توجه به اهمیت تشخیص و جداسازی خطا در FTCS ، فصل دوم به بررسی این موضوع و کارهای انجام شده در این زمینه اختصاص داده شده است. در فصل سوم مسأله طراحی فیدبک حالت و رؤیتگر حالت با استفاده از تخصیص ساختار ویژه مطرح شده است. با توجه به اهمیت جداسازی خطا در FDI، فصل چهارم به بررسی این مسأله و ارائه راه‌کارهای جدید پرداخته است. از آنجاییکه برای کنترل سیستم پس از وقوع خطا به شناخت خوبی از خطا نیاز داریم در فصل پنجم این مسأله مطرح گردیده و روشی جدید برای تخمین خطا معرفی شده است. در فصل ششم نیز مسأله کنترل سیستم پس از وقوع خطا مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج و پیشنهادات در فصل آخر آمده است.

فصل دوم:

مقدمه‌ای بر تشخیص و جداسازی خطا

۲-۱- مقدمه ای بر تشخیص و جداسازی خطا بر اساس مدل

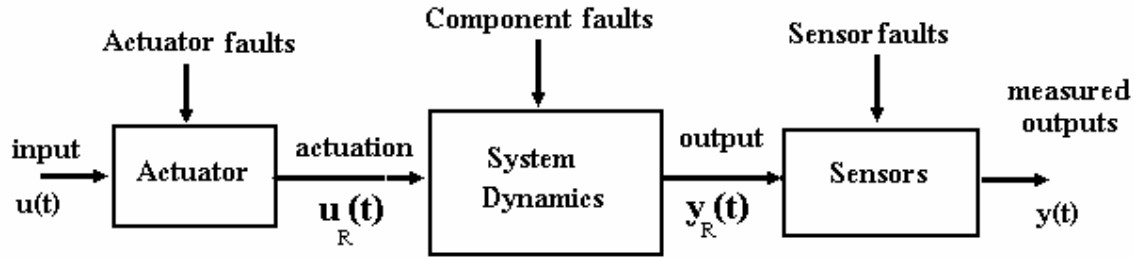
دسته وسیعی از روش‌های FDI، بر اساس روش‌های ریاضی توصیف کننده سیستم کار می‌کنند. این روش‌ها را مبتنی بر مدل می‌نامند. در ۲۰ سال گذشته در این مورد پیشنهادات مختلفی داده شده است [۴۵،۳۴،۱۴،۱۳،۹]. هدف اصلی در پس FDI مبتنی بر مدل، افزونگی تحلیلی^۱ می‌باشد. این کار با مقایسه داده‌های اندازه‌گیری شده و نتایج بدست آمده از مدل ریاضی از قبل معلوم، صورت می‌گیرد. FDI مبتنی بر مدل بر افزونگی سخت افزار^۲ برتری دارد زیرا نیازی به سنسورهای اضافی برای تولید سیگنال‌های اندازه‌گیری ندارد و از طریق AR، این کار را به خوبی انجام می‌دهد. لازم به ذکر است که AR از لحاظ اقتصادی و HR از لحاظ قابلیت اطمینان برتری دارند.

۲-۱-۱- مدل ریاضی سیستم

اغلب روش‌های FDI مبتنی بر مدل برای مدل‌های خطی کاربرد دارند، لذا برای استفاده از این روش‌ها در مدل‌های غیرخطی، بایست آنها را خطی نمود. واضح است که فقط سیستم‌های غیرخطی که در اطراف نقطه کار خود تغییرات نرمی داشته باشند، می‌توانند از این روش‌ها استفاده کنند. در این مورد هواپیما مثال خوبی می‌باشد [۴۶]

برای FDI مبتنی بر مدل اغلب از مدل حلقه باز سیستم استفاده شده است. مدل حلقه باز سیستم دارای سه قسمت عمده می‌باشد که در شکل (۲-۱) نشان داده شده است.

1. Analytical Redundancy (AR)
2. Hardware Redundancy (HR)



شکل (۱-۲): سیستم حلقه باز با خطاهای آن

در شکل (۱-۲) بردار ورودی معلوم، $y(t)$ بردار سیگنال خروجی اندازه گیری شده، $u_R(t)$ و $y_R(t)$ سیگنال‌های تحریف شده توسط خطاهای سنسورها و عملگرها می‌باشند. توصیف فضای حالت این سیستم در حالت خطی را می‌توان بصورت زیر نوشت:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu_R(t) \\ y_R(t) = Cx(t) + Du_R(t) \end{cases} \quad (1-2)$$

که $x(t)$ بردار حالت و ماتریس‌های A, B, C, D دارای ابعاد مناسب می‌باشند. با جایگزاری

$$\begin{cases} u_R(t) = u(t) + f_a(t) & , f_a(t) \text{ is actuator fault} \\ y_R(t) = y(t) + f_s(t) & , f_s(t) \text{ is sensor fault} \end{cases}$$

در رابطه (۱-۲) و در نظر گرفتن خطای اجزای سیستم (f_c) داریم:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Bf_a(t) + f_c(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + Df_a(t) + f_s(t) \end{cases} \quad (2-2)$$

در حالت کلی مدل فضای حالت سیستم با در نظر گرفتن کلیه خطاها را می‌توان بصورت زیر نوشت:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + R_1 f(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad (3-2)$$

که $f(t)$ بردار خطا با اندازه $q \times 1$ بوده و هر المان آن بیانگر خطای خاصی می‌باشد. تابع تبدیل رابطه

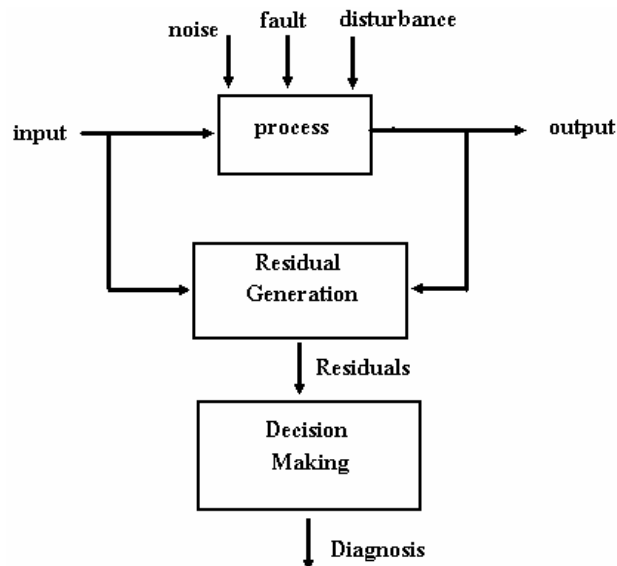
بالا بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{cases} Y(s) = G_u(s)U(s) + G_f(s)F(s) \\ G_u(s) = C(sI - A)^{-1}B + D \\ G_f(s) = C(sI - A)^{-1}R_1 + R_2 \end{cases} \quad (4-2)$$

از نظر عملی فرض نامعلوم گرفتن $f(t)$ و معلوم گرفتن ماتریس‌های R_1 و R_2 منطقی به نظر می‌رسد [۴۷].

۲-۱-۲- مفهوم FDI مبتنی بر مدل

در FDI مبتنی بر مدل، خطاها از مقایسه سطح آستانه (ثابت یا متغیر) با مانده بدست می‌آیند و مانده بصورت اختلاف مابین اندازه‌گیری‌های واقعی و اندازه‌گیری‌های تخمینی بدست آمده از مدل ریاضی، تعریف می‌شود. شکل (۲-۲) ساختار کلی FDI مبتنی بر مدل را در دو مرحله تولید مانده و تصمیم‌گیری درباره وقوع خطا نشان می‌دهد. [۴۸]



شکل (۲-۲): ساختار کلی FDI مبتنی بر مدل

سیگنال مانده $R(t)$ ، اطلاعات مربوط به زمان و مکان وقوع خطا را به همراه دارد. مقدار مانده در حالت بدون خطا نزدیک به صفر و در حالت وقوع خطا غیر صفر می‌باشد. با استفاده از تابع تصمیم‌گیری $J(R(t))$ و سطح آستانه $T(t)$ ، طبق رابطه زیر می‌توان خطا را شناسایی کرد:

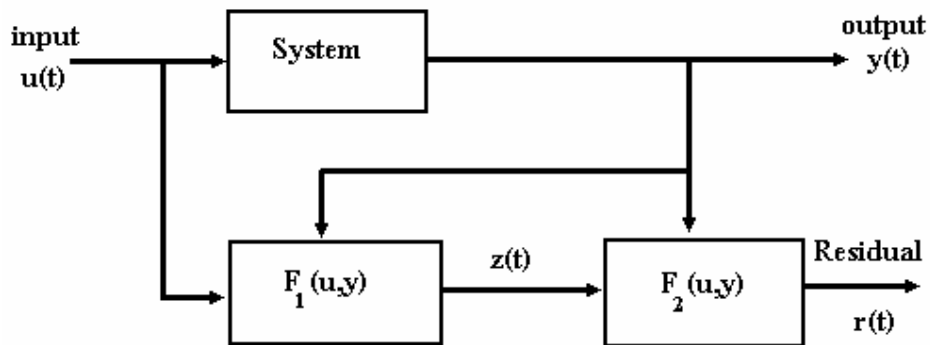
$$\begin{cases} J(R(t)) \leq T(t) & \text{for } f(t) = 0 \\ J(R(t)) > T(t) & \text{for } f(t) \neq 0 \end{cases} \quad (5-2)$$

برای جداسازی خطای نام از q خطا، از رابطه زیر استفاده می شود:

$$\begin{cases} J(R_i(t)) \leq T_i(t) & \text{for } f_i(t) = 0 \\ J(R_i(t)) > T_i(t) & \text{for } f_i(t) \neq 0 \end{cases}, \quad i = 1, 2, \dots, q \quad (6-2)$$

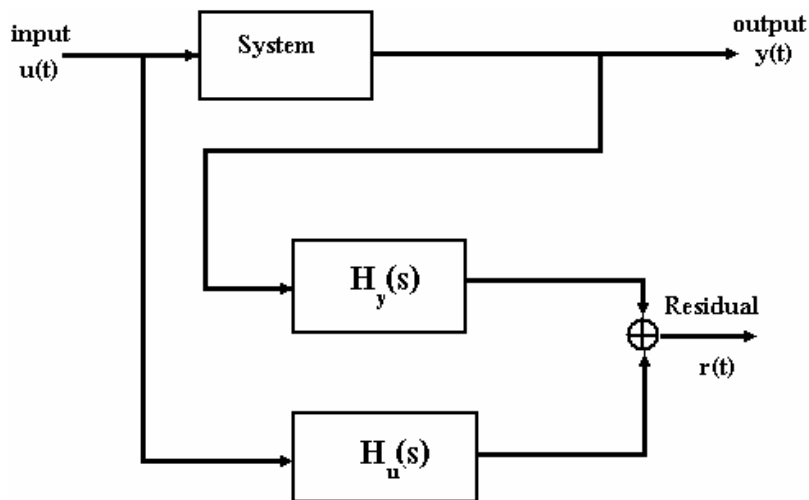
۲-۱-۲-۱- روش های تولید مانده

شکل (۳-۲) یک ساختار نمونه را برای تولید مانده نشان می دهد که بر روی داده های ورودی و خروجی پردازش انجام می دهد [۴۹]. یک پیشنهاد ساده برای تولید مانده، استفاده از سیستم دوتایی است که F_1 مدل سیستم اصلی و سیگنال Z شبیه سازی شده سیگنال خروجی می باشد. مانده R بصورت اختلاف مابین Z و Y تعریف می شود. ایراد این روش تضمین نشدن پایداری سیستم شبیه سازی شده، در زمان ناپایداری سیستم اصلی می باشد.



شکل (۳-۲): ساختار سیگنال افزایشی برای تولید مانده

با توسعه این روش و جایگزینی شبیه ساز با تخمین زن خروجی به شکل (۴-۲) می رسیم [۱۱]



شکل (۲-۴): ساختار کلی تولید مانده

این ساختار از لحاظ ریاضی بصورت زیر بیان می‌شود:

$$R(s) = \begin{bmatrix} H_u(s) & H_y(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U(s) \\ Y(s) \end{bmatrix} = H_u(s)U(s) + H_y(s)Y(s) \quad (۷-۲)$$

ماتریس‌های $H_u(s)$ و $H_y(s)$ تحقق یافته یک سیستم خطی پایدار هستند. برای صفر کردن مانده در حالتی که خطایی رخ نداده است بایست شرط زیر صادق باشد:

$$H_u(s) + H_y(s)G(s) = 0 \quad (۸-۲)$$

منظور از طراحی تولید کننده مانده، انتخاب مناسب ماتریس‌های $H_u(s)$ و $H_y(s)$ می‌باشد. معمولاً مانده‌ها با روش‌های تحلیلی مانند رؤیتگرها، تخمین‌زن‌ها و ... تولید می‌شوند. دقت کنید که هدف اصلی واحد تولید کننده مانده، تخمین حالت پلانت نیست بلکه فهمیدن وقوع خطا بصورت آنی می‌باشد. برای محقق شدن روابط (۲-۵) و (۲-۶)، تولید کننده مانده بایست شرایط زیر را داشته باشد.

- توانایی آشکار پذیری خطا^۱

خطای $f_i(t)$ قابل شناسایی است اگر $g_{f_i}(s) \neq 0$ باشد. $g_{f_i}(s) \neq 0$ ، آمین عضو از ماتریس $G_f(s)$

تعریف شده در رابطه (۲-۴) می باشد.

- توانایی جداسازی خطا^۲

خطا جداپذیر است اگر این خطا در مجموعه مانده (بردار مانده) از سایر خطاها قابل تشخیص باشد.

این چنین مجموعه یا بردار از مانده را جداپذیر می گویند.

۲-۱-۲-۱-۱-۱-۲ تولید مانده بر اساس رؤیتگر

ایده اصلی در پیشنهادات تولید مانده بر اساس رؤیتگر یا فیلتر، تخمین حالت یا خروجی سیستم با

استفاده از رؤیتگر لیونبرگر در حالات معین [۹] و فیلتر کالمن در حالات استوکاستیک [۵۱] می باشد.

در عمل، تخمین یک تابع خطی از حالت، برای مثال $Lx(t)$ ، با استفاده از رؤیتگر لیونبرگر پیشرفته

بصورت زیر می باشد:

$$\begin{cases} \dot{z}(t) = Fz(t) + Ky(t) + Ju(t) \\ w(t) = Gz(t) + Ry(t) + Su(t) \end{cases} \quad (۹-۲)$$

که Z بردار حالت رؤیتگر و ماتریس های F, K, J, R, G و S دارای ابعاد مناسبی هستند. خروجی $w(t)$

رؤیتگر، تخمینی از $Lx(t)$ است که بصورت مجانبی به آن همگرا می شود اگر:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [w(t) - Lx(t)] = 0$$

اگر ماتریس $L=C$ انتخاب شود آنگاه بردار مانده بصورت زیر تعریف می شود:

$$r(t) = Q[y(t) - \hat{y}(t)] = L_1 z(t) + L_2 y(t) + L_3 u(t) \quad , \quad \hat{y}(t) = w(t) + Du(t) \quad (۱۰-۲)$$

که

$$\begin{cases} L_1 = -QG \\ L_2 = Q - QR \\ L_3 = -Q(S + D) \end{cases}$$

حال اگر ماتریس‌ها شرایط زیر را برآورده کنند:

$$\begin{cases} F \text{ has stable eigenvalues} \\ TA - FT = KC \\ J = TB - KD \\ L_1T + L_2C = 0 \\ L_3 + L_2D = 0 \end{cases}$$

با تعریف $e(t) = z(t) - Tx(t)$ و استفاده از روابط (۲-۳)، (۲-۹) و (۲-۱۰) داریم:

$$\begin{cases} \dot{e}(t) = Fe(t) - TR_1f(t) + KR_2f(t) \\ r(t) = L_1e(t) + L_2R_2f(t) \end{cases} \quad (۲-۱۱)$$

مشاهده می‌گردد که مانده فقط به خطا وابسته است. به خاطر اینکه هر ماتریس تابع تبدیل ورودی-

خروجی یک تحقق رؤیت‌پذیر دارد لذا این روش همیشه کاربرد دارد. [۴۷]

۲-۱-۲-۱-۲-۲ پیشنهاد فضای برابری^۱

روش معادلات برابری توسط chow و Willskey در سال ۱۹۸۴ میلادی مطرح گردید [۵۲]. ایده

اصلی در این کار بررسی مناسبی از برابری اندازه‌گیرها، برای سیستم مانیتور شده می‌باشد.

سیستم گسسته در زمان زیر را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + R_1f(k) \\ y(k) = Cx(k) + Du(k) + R_2f(k) \end{cases} \quad (۲-۱۲)$$

روابط افزایشی برای معادلات برابری بصورت زیر نوشته می‌شود:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} y(k-s) \\ y(k-s+1) \\ \vdots \\ y(k) \end{bmatrix}}_{Y(k)} - H \underbrace{\begin{bmatrix} u(k-s) \\ u(k-s+1) \\ \vdots \\ u(k) \end{bmatrix}}_{U(k)} = Wx(k-s) + M \underbrace{\begin{bmatrix} f(k-s) \\ f(k-s+1) \\ \vdots \\ f(k) \end{bmatrix}}_{F(k)} \quad (13-2)$$

که

$$M = \begin{bmatrix} R_2 & 0 & \dots & 0 \\ CR_1 & R_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{s-1}R_1 & CA^{s-2}R_1 & \dots & R_2 \end{bmatrix}, \quad W = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^s \end{bmatrix} \quad (14-2)$$

$$H = \begin{bmatrix} D & 0 & \dots & 0 \\ CB & D & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{s-1}B & CA^{s-2}B & \dots & D \end{bmatrix}$$

سیگنال مانده بصورت زیر تعریف می شود:

$$r(k) = V[Y(k) - HU(k)] = VWx(k-s) + VMF(k) \quad (15-2)$$

در این صورت برای برآورده شدن معیار شناسایی خطا، بایست:

$$VW = 0 \quad (16-2)$$

$$VM \neq 0 \quad (17-2)$$

با معلوم شدن ماتریس V ، سیگنال مانده نیز مشخص می گردد. برای مقادیر به اندازه کافی بزرگ از s

معادله (16-2) همیشه برقرار است و این بدین معناست که تولید مانده بر اساس برابری، همیشه

منجر به تشخیص خطا می گردد. [47]

۲-۱-۲-۱-۳- روش تخمین پارامتر

اگر ساختار اصلی مدل در دسترس باشد، FDI مبتنی بر مدل را با استفاده از تکنیک‌های شناسایی سیستم نیز می‌توان بدست آورد [۴۸]، این نظریه بر این اساس است که اثر خطا در پارامترهای سیستم مانند اصطکاک، جرم، مقاومت و ... منعکس می‌شود. ایده اصلی در این کار، تخمین پارامترهای فرآیند، بصورت زمان واقعی با استفاده از روش‌های تخمین پارامتر و مقایسه آن‌ها با پارامترهای بدست آمده در شرایط بدون خطا می‌باشد. در این حالت اختلاف بین آن دو، وقوع خطا را نشان می‌دهد.

سیستم زیر را در نظر بگیرید:

$$y(t) = f(\theta, u(t)) \quad (18-2)$$

که θ بردار ضرایب مدل سیستم است. با شناسایی پارامترها بصورت زمان واقعی می‌توانیم تخمینی از ضرایب مدل در زمان $(k-1)$ را بصورت $\hat{\theta}_{k-1}$ بدست آوریم. با فرض اینکه ضرایب تخمینی در لحظه k ، $\hat{\theta}_k$ باشد، آنگاه مانده بصورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{cases} r(k) = \hat{\theta}(k) - \theta_0 \\ or \\ r(k) = y(k) - f(\hat{\theta}_{k-1}, u(k)) \end{cases} \quad (19-2)$$

با استفاده از این روش، جداسازی خطا آسان نمی‌باشد، زیرا پارامترهای شناسایی شده را معمولاً

نمی‌توان به پارامترهای فیزیکی سیستم با مهندسی معکوی نسبت داد. [۴۸]

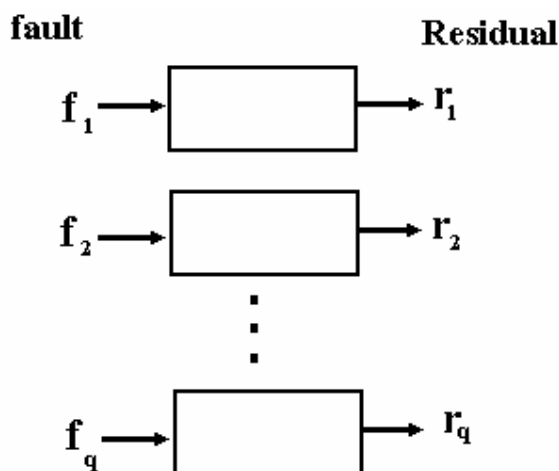
۲-۱-۲-۲- تکنیک های ارزیابی مانده^۱

بعد از تولید مانده با ارزیابی آن، خطا از سایر منتجات جدا می‌شود. در FDI مبتنی بر مدل یک راه این است که مجموعه مانده تولیدی را حساس به یک نوع خطای خاص و غیر حساس به سایر خطاها کنیم [۵۳]. راه دیگر طراحی بردار مانده جهت‌دار است که در هر جهت خاص، وابسته به خطای ویژه‌ای از فضای مانده می‌باشد.

۲-۱-۲-۲-۱- شمای رؤیتگر اختصاصی^۲

ایده اصلی در DOS برای جداسازی خطا، استفاده از مجموعه‌ای از سیگنال‌های مانده می‌باشد، هر کدام از این مانده‌ها، حساس به یک نوع خطای خاص و غیر حساس به سایر خطاها می‌باشند (شکل (۲-۵) [۵۴]). سپس با استفاده از منطق زیر در مورد خطاها تصمیم‌گیری می‌کنند:

$$\begin{cases} r_i(t) > T_i \Rightarrow f(t) \neq 0 \\ r_i(t) \leq T_i \Rightarrow f(t) = 0 \end{cases}, \quad i = 1, 2, \dots, q \quad (2-20)$$



شکل (۲-۵): شمای رؤیتگر اختصاصی

1. Residual Evaluation Technique
2. Dedicated Observer Scheme (DOS)

شمای DOS برای شناسایی خطا سنسورها مناسب می باشد ولی در مقابل ورودی های ناشناخته مانند اغتشاش، عدم قطعیت و نویز مقاوم نمی باشد. [۹ و ۵۴]

۲-۱-۲-۲-۲-۲ شمای رؤیتگر تعمیم یافته^۱

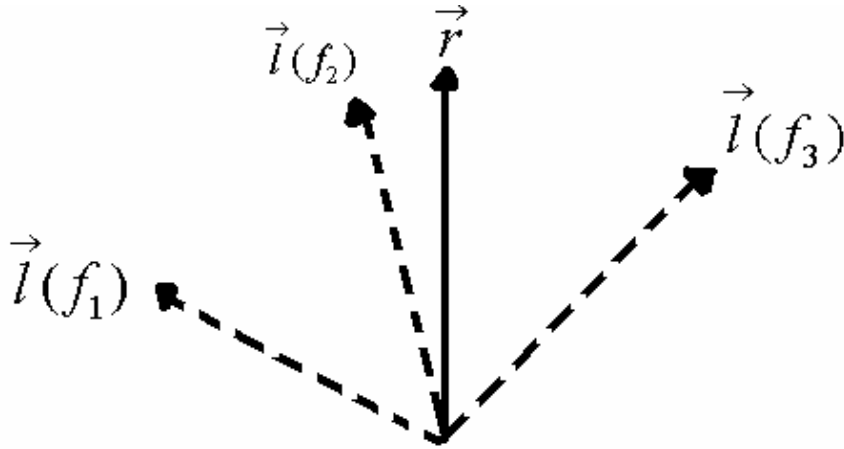
شمای GOS در جداسازی خطا نیز از مجموعه ای از سیگنال های مانده استفاده می کند. اما تفاوت آن با DOS در این حقیقت است که در GOS همه سیگنال های مانده تولید شده به همه خطاها غیر از یکی، حساس می باشند. برای مثال:

$$\left. \begin{array}{l} r_i(t) \leq T \\ r_j(t) > T_j, \forall j \in \{1, 2, \dots, i-1, i+1, \dots, q\} \end{array} \right\} \Rightarrow f_i(t) \neq 0 \quad (2-21)$$

۲-۱-۲-۲-۳ ارزیابی مجموعه مانده جهت دار

روش سوم برای جداسازی خطا، استفاده از بردار مانده جهت دار است. در این ایده سیگنال مانده طوری طراحی می شود که هر کدام از آن ها جهت خاصی داشته باشند $(\vec{l}(f))$. اثر هر خطا بصورت یک کد باینری در فضای مانده بیان شده و بیانگر خطای خاصی می باشد. با مقایسه بردار مانده و اثر خطاهای مختلف، جداسازی صورت می گیرد. در این صورت بردار مانده به اثر هر کدام از خطاها نزدیکتر باشد، وقوع خطا در آن بیشتر است.

شکل (۲-۶) شمای جداسازی خطا با استفاده از بردار مانده جهت دار را نشان می دهد. در این مثال به دلیل نزدیکی بردار مانده به اثر f_2 ، نتیجه می گیریم که در آن خطا رخ داده است.



شکل (۲-۶): تشخیص خطا با استفاده از مجموعه مانده جهت‌دار

۲-۲- مسأله مقاوم پذیری در FDI مبتنی بر مدل

برای بالا بردن دقت FDI، نیاز به مدل دقیقی از سیستم داریم. می‌دانیم که بدست آوردن یک مدل دقیق برای سیستم‌های پیچیده تقریباً غیرممکن است، به همین دلیل بایست در طراحی FDI، خطاهای مدلینگ، عدم قطعیت‌ها و نویز را در نظر گرفت. بنابراین مسأله مقاوم پذیر بودن FDI، اهمیت زیادی می‌یابد. در این حالات مقاوم پذیری بصورت توانایی یک روش برای جداسازی خطاها در حضور خطاهای مدلینگ تعریف می‌شود. [۴۹ و ۵۵]

۲-۲-۱- مسأله تولید مانده مقاوم^۱

کار عمده RRG، طراحی یک سیگنال مانده است طوری که بیشترین حساسیت را به خطا و کمترین حساسیت را به اغتشاشات و عدم قطعیت‌های مدل داشته باشد.

با در نظر گرفتن خطاهای مدلینگ، رابطه (۲-۳) را می‌توان بصورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + E_1 d(t) + R_1 f(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + E_2 d(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad (22-2)$$

که $d(t)$ یک تابع زمانی از ورودی‌های نامعلوم مانند اغتشاش، نویز و عدم قطعیت‌های مدل می‌باشد. فرض می‌شود که E_1 و E_2 ماتریس‌هایی معلوم و با ابعاد مناسب باشند. برای محاسبه E_1 و E_2

روش‌هایی هم ارائه شده است [۵۶ و ۵۷]

با انتقال معادلات به حوزه فرکانس داریم:

$$\begin{cases} Y(s) = (G_u(s) + \Delta G_u(s))U(s) + G_f(s)F(s) + G_d(s)D(s) \\ G_u(s) = C(sI - A)^{-1}B + D \\ G_f(s) = C(sI - A)^{-1}R_1 + R_2 \\ G_d(s) = C(sI - A)^{-1}E_1 + E_2 \end{cases} \quad (23-2)$$

$\Delta G_u(s)$ بیانگر خطاهای مدل‌سازی برای ماتریس‌های A ، B ، C و D می‌باشد. حال با جایگزاری $Y(s)$

در رابطه (۲۷-۲) داریم:

$$\begin{aligned} R(s) = H_u(s)U(s) + H_y(s)Y(s) = H_y(s)\Delta G_u(s)U(s) + H_y(s)G_d(s)D(s) \\ + H_y(s)G_f(s)F(s) \quad \text{if } : H_u(s) + H_y(s)G_u(s) = 0 \end{aligned} \quad (24-2)$$

برای رسیدن به یک FDI خوب در حضور ورودی‌های نامعلوم، بایست اثر خطا را از ورودی‌های نامعلوم جدا نمود، برای این کار بایست:

$$H_y(s)G_d(s) = 0 \quad (25-2)$$

در صورت برقرار نبودن رابطه بالا جداسازی بصورت کامل صورت نمی‌گیرد. یک راه برای حل این معضل، مینیمم کردن رابطه زیر در یک رنج فرکانسی خاص می‌باشد [۵۸]

$$J = \frac{\|H_y(j\omega)G_d(j\omega)\|}{\|H_y(j\omega)G_f(j\omega)\|} \quad (26-2)$$

در حالت خاص $J=0$ ، جداسازی بصورت کامل رخ می‌دهد.

۲-۲-۲ طراحی مانده مقاوم

برای بالابردن مقاوم‌پذیری در تولید مانده روش‌های متعددی بکار رفته است، که در ادامه مهمترین‌ها معرفی می‌شوند.

۲-۲-۲-۱ شمای رؤیتگر ورودی نامعلوم

ایده اصلی در طراحی UIO، تخمین حالت بدون کوپلینگ میان خطاها و ورودی‌های نامعلوم می‌باشد [۵۴]. با بازنویسی رابطه (۲۲-۲) داریم:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + E_1 d(t) + R_1 f(t) \\ \bar{y}(t) = Cx(t) + E_2 d(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad \text{where: } \bar{y}(t) = y(t) - Du(t) \quad (27-2)$$

رابطه UIO بصورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases} \dot{z}(t) = Fz(t) + K\bar{y}(t) + Ju(t) \\ r(t) = L_1 z(t) + L_2 \bar{y}(t) \end{cases} \quad (28-2)$$

با تعریف خطای تخمین بصورت $e(t) = z(t) - Tx(t)$ و روابط بالا داریم:

(۲۹-۲)

$$\begin{cases} \dot{e}(t) = Fz(t) + (KC - TA)x(t) + (J - TB)u(t) + KE_2 d(t) - TE_1 d(t) + KR_2 f(t) - TR_1 f(t) \\ r(t) = L_1 z(t) + L_2 Cx + L_2 E_2 d + L_2 R_2 f \end{cases}$$

فرض کنید در ابتدا سیستم بدون خطا باشد، در این صورت شرایط برای تشخیص خطا بصورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases} f_i(t) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, q \Rightarrow r(t \rightarrow \infty) = 0 \\ \text{any } f_i(t) \neq 0, \quad i = 1, 2, \dots, q \Rightarrow r(t \rightarrow \infty) \neq 0 \end{cases} \quad (30-2)$$

با در نظر گرفتن روابط زیر:

$$\begin{cases} F \text{ has stable eigen values} \\ TA - FT = KC \\ TE_1 = 0 \\ KE_2 = 0 \\ L_2E_2 = 0 \\ J = TB \\ L_1T + L_2C = 0 \end{cases} \quad (31-2)$$

می توان معادله (۲-۲۹) را بصورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{cases} \dot{e}(t) = Fe(t) + KR_2f(t) - TR_1f(t) \\ r(t) = L_1e(t) + L_2R_2f(t) \end{cases} \quad (32-2)$$

مشاهده می شود که مانده مستقل از ورودی های نامعلوم بوده و فقط اطلاعات مربوط به خطا را حمل می کند.

۲-۲-۲-۲ تخصیص ساختار ویژه^۱ برای FDI مقاوم

در طراحی UIO خطای تخمین مستقل از اغتشاش بوده و مانده بصورت یک تابع تبدیل خطی برحسب خطای تخمین تعریف می شود، بنابراین مانده نیز مستقل از اغتشاش می باشد. راه دیگر برای تولید مانده مقاوم، جدا کردن مانده بصورت مستقیم از اغتشاشات می باشد در حالی که ممکن است خطای تخمین به اغتشاشات وابسته باشد. این پیشنهاد در سال ۱۹۸۶ میلادی توسط پروفیسور پتون ارائه شد [۵۹] و در سال ۱۹۹۸ میلادی توسط شن بکار رفت. [۶۰]

ایده اصلی در روش EA این است که بردارهای ویژه چپ یا راست رؤیتگر عمود بر جهت توزیع اغتشاش باشد.

سیستم زیر را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + E_1 d(t) + R_1 f(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + R_2 f(t) \end{cases} \quad (۳۳-۲)$$

در مقایسه با رابطه (۲۲-۲) از ترم $E_2 d(t)$ صرف نظر شده است [۴۷]

برای رؤیتگر کامل داریم:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = (A - KC)\hat{x}(t) + (B - KD)u(t) + Ky(t) \\ \hat{y}(t) = C\hat{x}(t) + Du(t) \\ r(t) = Q(y(t) - \hat{y}(t)) \end{cases} \quad (۳۴-۲)$$

با تعریف $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ داریم:

$$\begin{cases} \dot{e}(t) = (A - KC)e(t) + E_1 d(t) + R_1 f(t) - KR_2 f(t) \\ r(t) = He(t) + QR_2 f(t) \end{cases}, \quad H = QC \quad (۳۵-۲)$$

برای مستقل نمودن مانده از ورودی‌های نامعلوم بایست شرط زیر برقرار باشد:

$$G_{rd}(s) = QC(sI - A + KC)^{-1} E_1 D(s) = 0 \quad (۳۶-۲)$$

شرط کافی برای جداسازی ورودی‌های نامعلوم از خطا بصورت زیر است:

$$(۳۷-۲)$$

$$\begin{cases} QCE_1 = 0 \\ \text{All rows of } H = QC \text{ are left eigenvectors of } (A - KC) \text{ corresponding any eigenvalue} \end{cases}$$

محدودیت این روش این است که تعداد اغتشاشات مستقل جدا شونده، از تعداد اندازه گیرهای مستقل

در دسترس باید کوچکتر باشد. [۶۱]

۲-۲-۳-۳ FDI مقاوم با استفاده از روابط برابری بهینه^۱

سیستم گسسته در زمان زیر را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + E_1 d(k) + R_1 f(k) \\ y(k) = Cx(k) + Du(k) + E_2 d(k) + R_2 f(k) \end{cases} \quad (38-2)$$

مشابه رابطه (۲-۱۳) برای معادلات خروجی داریم:

$$(39-2)$$

$$\underbrace{\begin{bmatrix} y(k-s) \\ y(k-s+1) \\ \vdots \\ y(k) \end{bmatrix}}_{Y(k)} = H_0 x(k-s) + H_1 \underbrace{\begin{bmatrix} u(k-s) \\ u(k-s+1) \\ \vdots \\ u(k) \end{bmatrix}}_{U(k)} + H_2 \underbrace{\begin{bmatrix} d(k-s) \\ d(k-s+1) \\ \vdots \\ d(k) \end{bmatrix}}_{D(k)} + H_3 \underbrace{\begin{bmatrix} f(k-s) \\ f(k-s+1) \\ \vdots \\ f(k) \end{bmatrix}}_{F(k)}$$

که

$$H_0 = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^s \end{bmatrix} \quad (40-2)$$

$$H_1 = \begin{bmatrix} D & 0 & \dots & 0 \\ CB & D & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{s-1}B & CA^{s-2}B & \dots & D \end{bmatrix} \quad (41-2)$$

$$H_2 = \begin{bmatrix} E_2 & 0 & \dots & 0 \\ CE_1 & E_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{s-1}E_1 & CA^{s-2}E_1 & \dots & E_2 \end{bmatrix} \quad (42-2)$$

$$H_3 = \begin{bmatrix} R_2 & 0 & \dots & 0 \\ CR_1 & R_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{s-1}R_1 & CA^{s-2}R_1 & \dots & R_2 \end{bmatrix} \quad (43-2)$$

در این حالت سیگنال مانده تولید شده توسط اندازه‌گیرهای واقعی $u(\cdot)$ و $y(\cdot)$ ، بصورت زیر می‌باشد:

$$r(k) = V[Y(k) - H_1 U(k)] \quad (۴۴-۲)$$

و شرایط آشکار پذیری خطا بصورت:

$$VH_0 = 0 \quad (۴۵-۲)$$

و

$$VH_3 \neq 0 \quad (۴۶-۲)$$

می‌باشد. برای برآورده شدن شرط جداسازی کامل ورودی‌های نامعلوم، شرط دیگری نیز نیاز می‌باشد:

$$VH_2 = 0 \quad (۴۷-۲)$$

این معادله شرط جداسازی کامل و بسیار محدود کننده است، همچنین در اغلب موارد، آنالیزی برای

حل آن یافت نمی‌شود. یک ایده برای حل این معضل مینیمم کردن تابع هدف زیر می‌باشد. [۶۲]

$$J = \frac{\left\| \frac{\partial r}{\partial d} \right\|}{\left\| \frac{\partial r}{\partial f} \right\|} \quad (۴۸-۲)$$

۲-۲-۲-۴ طراحی در حوزه فرکانس

بر اساس این حقیقت که ورودی‌های نامعلوم و خطاها دارای مشخصات فرکانسی مختلفی هستند،

می‌توان طراحی FDI را در حوزه فرکانس انجام داد [۶۳]. برای یک سیستم با معادلات (۲-۲۲)،

(۲-۲۳) و (۲-۲۴)، می‌توان معادلات مانده را بصورت زیر نوشت [۵۸]:

$$R(s) = Q(s)[\tilde{M}(s)Y(s) - \tilde{N}(s)U(s)] \quad (۴۹-۲)$$

$$\begin{cases} \tilde{M}(s) = -C(sI - A + KC)^{-1}K + I \\ \tilde{N}(s) = C(sI - A + KC)^{-1}(B - KD) + D \end{cases} \quad (۵۰-۲)$$

K ماتریس فیدبک حالت است و طوری انتخاب می‌شود که (A-KC) پایدار باشد. Q(s)، یک ماتریس وزنی مناسب و پایدار می‌باشد. با استفاده از معادله (۲-۲۲)، معادله رؤیتگر و رابطه (۲-۴۹)، سیگنال مانده زیر بدست می‌آید:

$$R(s) = Q(s)[N_f(s)F(s) + N_d(s)D(s)] \quad (۲-۵۱)$$

که

$$\begin{cases} N_f(s) = C(sI - A + KC)^{-1}(R_1 - KR_2) + R_2 \\ N_d(s) = C(sI - A + KC)^{-1}(E_1 - KE_2) + E_2 \end{cases} \quad (۲-۵۲)$$

شرط جداسازی کامل خطا از ورودی نامعلوم بصورت زیر می‌باشد:

$$\begin{cases} Q(s)N_f(s) = \text{diag}(t_1(s), \dots, t_q(s)) \in RH_\infty \\ Q(s)N_d(s) = 0 \end{cases} \quad (۲-۵۳)$$

RH_∞ مجموعه‌ای از ماتریس‌های انتقال مناسب و پایدار هستند.

بر حسب توابع تبدیل $G_f(s)$ و $G_d(s)$ شرط جداسازی کامل بصورت زیر می‌باشد: [۵۶]

$$\begin{cases} \text{rank}\{G_f(s) \ G_d(s)\} = \text{rank}\{G_f(s)\} + \text{rank}\{G_d(s)\} \\ \text{rank}\{G_f(s)\} = g \text{ (the number of independent faults)} \end{cases} \quad (۲-۵۴)$$

اگر شرایط بالا برقرار نباشد، جداسازی کامل صورت نمی‌گیرد، یک راهکار در این حالت مینیمم کردن مسأله زیر می‌باشد.

$$J = \min_{Q(s)} \frac{\|Q(s)N_d(s)\|}{\|Q(s)N_f(s)\|}$$

برای حل مسأله بالا محققین پیشنهاد‌های مختلفی داده‌اند. [۳۲ و ۶۵]

۲-۲-۲-۵- توليد مانده غيرخطي^۱

روش‌های مطرح شده در بخش‌های قبلی، برای سیستم‌های خطی می‌باشد، ولی می‌دانیم که اکثر سیستم‌های واقعی غیرخطی هستند. یک راهکار کار ساده و در عین حال عملی، خطی کردن سیستم‌های غیرخطی حول نقطه کار و استفاده از روش‌های مطرح شده می‌باشد، مشکل این روش‌ها، کار کردن درست در یک رنج محدود و نزدیک به نقطه کار سیستم می‌باشد و در صورت داشتن تغییرات دینامیکی زیاد، این روش‌ها جوابگو نمی‌باشند. برای مبارزه با این مشکلات سعی شده که تکنیک‌های FDI غیرخطی را گسترش دهند (مانند طراحی رؤیتگرهای غیرخطی [۶۶ و ۶۷]). همچنین از روش‌های عصبی-فازی نیز استفاده شده است. [۶۷ و ۶۸]

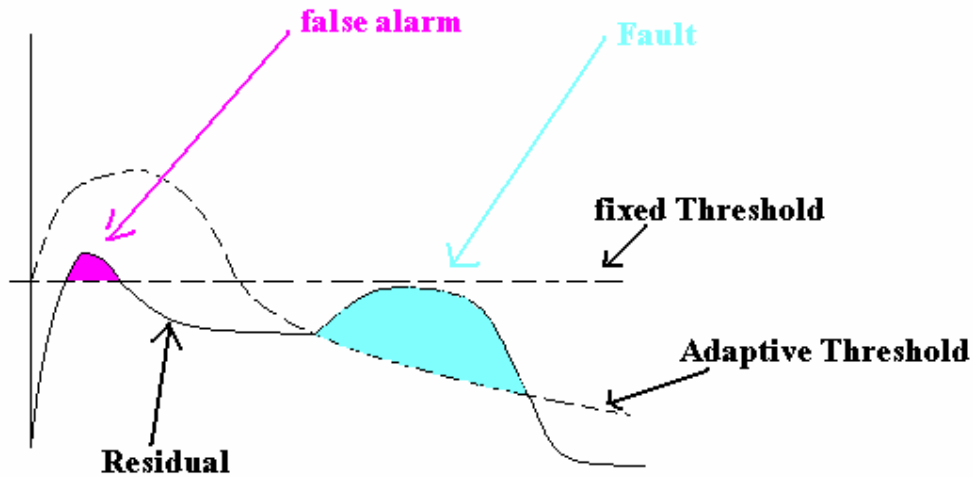
۲-۲-۳- روش‌های ارزیابی مانده مقاوم

ایده اصلی در این روش‌ها اصلاح سطح آستانه با تغییر مانده است.

۲-۲-۳-۱- روش آستانه تطبیقی^۲

در این روش از سطح آستانه تطبیقی و متغیر استفاده می‌شود. از آنجاییکه مانده و تابع تصمیم‌گیری با تغییر ورودی‌های کنترل و در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری سیستم ممکن است که تغییر کنند لذا امکان ایجاد آلام‌های اشتباه، دور از ذهن نمی‌باشد. به منظور افزایش مقاوم پذیری و جلوگیری از آلام‌های اشتباه، از سطح آستانه تطبیقی استفاده می‌شود [۶۹]، که با ورودی کنترل تغییر می‌کند. این موضوع در شکل (۲-۷) مشخص شده است.

1. Non linear Residual Generation
2. Adaptive Threshold Method



شکل (۷-۲): کاربرد سطح آستانه تطبیقی در شناسایی خطا

سیگنال مانده رابطه (۲-۲۴) را در نظر گرفته و فرض کنید که ورودی‌های نامعلوم دیکوپله شده باشند، در این صورت سیگنال مانده در حالت نبود خطا بصورت زیر می‌باشد:

$$R(s) = H_y(s)\Delta G_u(s)U(s) \quad (۵۵-۲)$$

همچنین فرض کنید که خطای مدلینگ محدود باشد:

$$\|\Delta G_u(j\omega)\| \leq \delta \quad (۵۶-۲)$$

از این رو داریم:

$$(۵۷-۲)$$

$$\|R(j\omega)\| = \|H_y(j\omega)\Delta G_u(j\omega)U(j\omega)\| \leq \|H_y(j\omega)U(j\omega)\| \|\Delta G_u(j\omega)\| \leq \delta \|H_y(j\omega)U(j\omega)\|$$

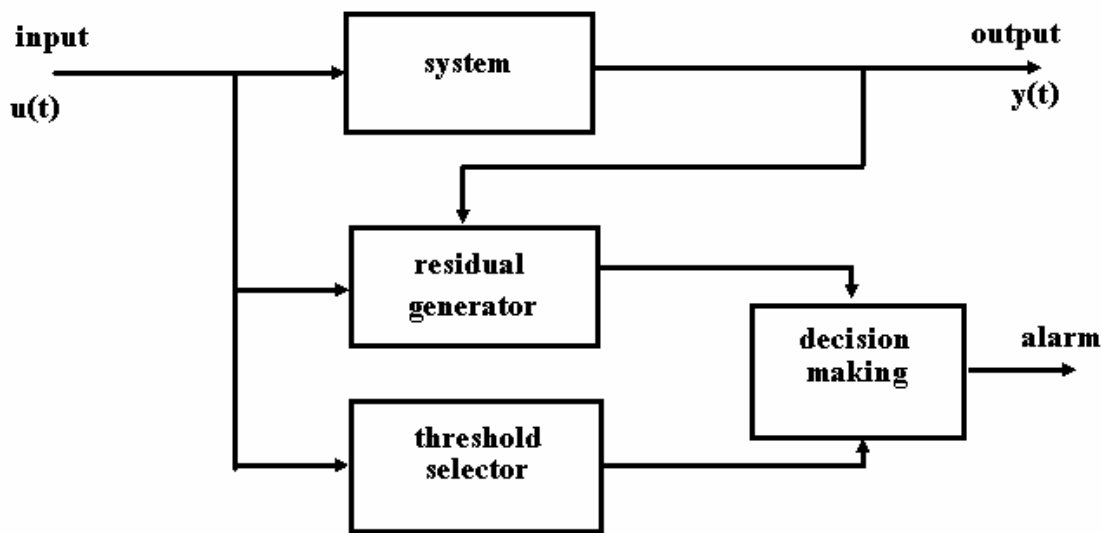
لذا سطح آستانه تطبیقی برای روابط (۲-۲۰) و (۲-۲۱) بصورت زیر انتخاب می‌شود:

$$T(s) = \delta H_y(s)U(s) \quad (۵۸-۲)$$

واضح است که این آستانه با ورودی تغییر می‌کند و بنابراین خود را با عملکرد سیستم تطبیق می‌دهد.

۲-۳-۲-۲ سلکتور آستانه مقاوم^۱

راه دیگر افزایش مقاوم‌پذیری ارزیابی مانده، استفاده از روش RTS ارائه شده توسط امامی نایینی می‌باشد [۷۰]. بلوک دیاگرام روش، در شکل (۲-۸) آمده است. مشاهده می‌گردد که ورودی کنترل بر سطح آستانه تأثیر گذاشته و سبب بهبود FDI می‌گردد.



شکل (۲-۸): استفاده از RTS در تشخیص خطا

۲-۳-۲-۳ کنترل ساختار مجدد^۲

بعد از وقوع خطا برای اینکه سیستم با شرایط قابل قبولی به کار خود ادامه دهد بایست عملیات RC صورت گیرد. تغییرات صورت گرفته توسط RC می‌تواند در ساختار کنترل کننده یا تنظیم دوباره پارامترهای آن باشد.

1. Robust Threshold Selector (RTS)
2. Reconfigurable Control (RC)

روش های طراحی RC مبتنی بر مدل عبارتند از [۷۱] :

- Linear Quadratic Regular (LQR)
- Eigenstructure Assignment (EA)
- Adaptive Control
- Gain Schedule
- Linear Parameter Varying
- Pseudo Inversion (PsI)
- Sliding Mode
- Feedback Linearization
- Model Predictive control (MPC)
- Robust Control
- Quantitative Feedback Theory (QFT)
- Linear Matrix Inequality (LMI)
- Neural Network (NN)
- Fuzzy Logic
- :

در این رساله از روش EA در فصل سوم و از روش PsI در فصل ششم استفاده شده است.

نواحی کاربرد سیستم های FTC را می توان به صورت زیر تقسیم بندی کرد:

- سیستم های امنیتی (Safety-Critical) مانند: هواپیما، بالگرد، فضاپیما، راکتورهای هسته ای و...
- سیستم های حیاتی (Life-Critical) مانند: تله روبات ها در جراحی، وسایا پزشکی و...
- سیستم های مأموریتی (Mission-Critical) مانند: ارتباطات فضایی، سیستم های کنترل ترافیک هوایی و ...
- سیستم های مالی (Cost-Critical) مانند: شبکه های مخابراتی و کامپیوتری و ...

فصل سوم:

طراحی فیدبک حالت و رویتگر حالت با استفاده از تخصیص ساختار ویژه

در سال‌های اخیر سیستم‌های کنترل اتوماتیک بسیار پیچیده و الگوریتم‌های کنترل پیشرفت زیادی داشته‌اند ولی کماکان تضمین ایمنی کامل آنها غیرممکن است. تقاضاهای زیادی برای بالا بردن قابلیت اطمینان، امنیت و ایمنی سیستم‌ها وجود دارد که این امر نه تنها با بالا بردن قابلیت اطمینان اجزای تشکیل دهنده سیستم، بلکه با طراحی خوب شمای واحد تشخیص و جدا سازی خطا (FDI) میسر می‌گردد. خطا به عنوان خرابی در سیستم‌های دینامیکی واقعی شناخته می‌شود که می‌تواند منجر به عملکرد نامطلوب سیستم کلی گردد. کار واحد تشخیص خطا، شناسایی و جداسازی خطا می‌باشد. تکنیک‌هایی که از دینامیک‌های سیستم و روابط ریاضی برای تشخیص خطا استفاده می‌کنند را تحلیلی^۱ می‌نامند. این بدان معنی است که مدل تحلیلی همزمان با مدل واقعی شروع به کار کرده و به محض شناسایی رفتار متفاوت از این دو، خطا اعلام می‌شود. برای این منظور از رؤیتگر استفاده شده و از طریق سیگنال مانده راجع به خطا نظر داده می‌شود. به همین دلیل و برای داشتن تخمین درستی از پارامترهای سیستم مسأله طراحی رؤیتگر اهمیت زیادی می‌یابد. تئوری رؤیتگر لیونبرگر^۲ در سال ۱۹۷۱ میلادی [۷۲] مطرح شد و توجه محققین زیادی را به خود جلب نمود [۷۳ و ۷۴]. در این فصل این موضوع مورد بررسی قرار گرفته و روش جدیدی برای این امر پیشنهاد شده است. در سال‌های اخیر در زمینه FDI کارهای زیادی صورت گرفته است [۷۸، ۶۸، ۵۵، ۴۷، ۳۲، ۱۴] هرچند در بسیاری از موارد نتایج بر روی یک مدل واقعی مورد ارزیابی قرار نگرفته است.

1. Analytical
2. Luenberger

۳-۲- فرمول بندی مسأله

یک سیستم کنترل بصورت زیر را در نظر بگیرید

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) \\ Y(t) = CX(t) \\ X \in R^n \\ U \in R^r \\ Y \in R^m \end{cases} \quad (۱-۳)$$

X, U و Y به ترتیب بردارهای حالت، ورودی و خروجی سیستم کنترل می‌باشند. ماتریس‌های A, B و C ماتریس‌هایی معلوم و با ابعاد مناسب بوده و فرض می‌شود که سیستم کنترل‌پذیر و رؤیت‌پذیر کامل باشد.

برای سیستم (۱-۳) معادله رؤیتگر بصورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}(t) = A\hat{X}(t) + BU(t) + L(Y(t) - \hat{Y}(t)) \\ \hat{Y}(t) = C\hat{X}(t) \\ \hat{X} \in R^n \\ \hat{U} \in R^r \\ \hat{Y} \in R^m \\ L \in R^{n \times m} \end{cases} \quad (۲-۳)$$

با تعریف خطای تخمین بصورت $e(t) = X(t) - \hat{X}(t)$ ، برای مشتق خطا داریم:

$$\dot{e}(t) = \dot{X}(t) - \dot{\hat{X}}(t) = (A - LC)e(t) \quad (۳-۳)$$

واضح است برای اینکه خطای تخمین به سمت صفر میل کند بایست مقدار L را طوری انتخاب کرد که تمامی مقادیر ویژه ماتریس $(A-LC)$ سمت چپ محور موهومی بیافتند.

حال اگر سیستم (۱-۳) دستخوش تغییر در پارامترهای خود گردد به معادله دیگری به فرم زیر می‌رسیم:

$$\begin{cases} \dot{X}_n(t) = A_n X_n(t) + B_n U_n(t) \\ Y_n(t) = C_n X_n(t) \\ X_n \in R^n \\ U_n \in R^r \\ Y_n \in R^m \end{cases} \quad (4-3)$$

برای حالت جدید فرض می‌شود که سیستم کنترل پذیر کامل باشد.

با اعمال قانون کنترل فیدبک حالت بصورت $U = KX$ و اعمال آن به رابطه (۳-۱) داریم:

$$\dot{X}(t) = A_C X(t) \quad , \quad A_C = A + BK \quad (5-3)$$

با فرض معلوم بودن مقادیر ویژه سیستم حلقه بسته بصورت $\sigma(A_C) = \{s_i \in C, i = 1, 2, \dots, n\}$

s_i ها معین و مزدوج مختلط هستند. می‌توان بردارهای ویژه متناسب آن‌ها را بصورت زیر نشان داد:

$$A_C v_i = s_i v_i \quad , \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (6-3)$$

همچنین با اعمال قانون کنترل فیدبک حالت بصورت $U_n = K_n X_n$ و اعمال آن به رابطه (۳-۴) داریم:

$$\dot{X}_n(t) = A_{Cn} X_n(t) \quad , \quad A_{Cn} = A_n + B_n K_n \quad (7-3)$$

با فرض این‌که s_i ها ریشه‌های مطلوب سیستم حلقه بسته نرمال کلی باشند لذا بایست ماتریس‌های

K_n و K طوری انتخاب شوند که مقادیر ویژه سیستم‌های (۳-۵) و (۳-۷) یکسان باشند.

$$\sigma(A_C) = \sigma(A_{Cn}) = \{s_i \in C, i = 1, 2, \dots, n\} \quad (8-3)$$

۳-۳- طراحی فیدبک حالت با استفاده از تخصیص ساختار ویژه^۱

با تعریف $\Lambda = \text{diag}(s_1, s_2, \dots, s_n)$ و $V = [v_1, v_2, \dots, v_n]$ می‌توان رابطه (۳-۶) را بصورت زیر بازنویسی کرد:

$$AV + BKV = \Lambda V \quad (۳-۹)$$

با تعریف

$$W = KV \quad (۳-۱۰)$$

به رابطه زیر می‌رسیم

$$AV + BW = \Lambda V \quad (۳-۱۱)$$

با توجه به کنترل پذیر بودن زوج (A, B) ($\text{rank}([A - sI_n \ B]) = n \ \forall s \in C$)، می‌توان ماتریس‌های ناویژه $P(s) \in R^{n \times n}[s]$ و $Q(s) \in R^{(n+r) \times (n+r)}[s]$ را طوری بدست آورد که شرایط زیر را برآورده سازد.

$$p(s)[A - sI_n \ B]Q(s) = [0 \ I_n], \forall s \in C \quad (۳-۱۲)$$

اکنون با تقسیم‌بندی ماتریس $Q(s)$ بصورت $Q(s) = \begin{bmatrix} Q_{11}(s) & Q_{12}(s) \\ Q_{21}(s) & Q_{22}(s) \end{bmatrix}$ که $Q_{11}(s) \in R^{n \times r}[s]$ است

به قضیه زیر می‌رسیم که بیانی پارامتری از ماتریس بهره فیدبک را به ما می‌دهد.

قضیه (۳-۱): برای معادله (۳-۱) با فرض $\text{rank}(B) = r$ و داشتن اعداد معین و مزدوج مختلط

$(s_i, i = 1, 2, \dots, n)$ و کنترل پذیر بودن آن، با استفاده از EA می‌توان بیانی پارامتری از ماتریس بهره

فیدبک K در (۳-۱۱) بصورت زیر بدست آورد: [۸۱]

$$K = WV^{-1} \quad (۳-۱۳)$$

که

$$\begin{cases} V = [v_1, v_2, \dots, v_n] \\ v_i = Q_{11}(s_i) f_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (۳-۱۴)$$

$$\begin{cases} W = [w_1, w_2, \dots, w_n] \\ w_i = Q_{21}(s_i) f_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (15-3)$$

بوده و $(f_i \in C^r, i = 1, 2, \dots, n)$ دسته‌ای از بردارهای پارامتری آزادی است که شرایط زیر را برآورده سازد:

$$s_i = \bar{s}_j \leftrightarrow f_i = \bar{f}_j, \quad i, j = 1, 2, \dots, n \quad \bullet$$

$$\det(V) \neq 0 \quad \bullet$$

حال اگر سیستم (۱-۳) دستخوش تغییرات شود (سیستم (۷-۳)) با تعریف بردارهای ویژه، متناسب با

مقادیر ویژه مطلوب قبلی بصورت $V_N = [v_{N1}, v_{N2}, \dots, v_{Nn}]$ داریم

$$A_n v_{Ni} = s_i v_{Ni} \quad (16-3)$$

$$A_n V_N + B_n K_n V_N = \Lambda V_N \quad (17-3)$$

با تعریف

$$W_N = K_n V_N \quad (18-3)$$

به رابطه زیر می‌رسیم

$$A_n V_N + B_n W_N = \Lambda V_N \quad (19-3)$$

با توجه به کنترل پذیر بودن زوج (A_n, B_n) ($rank([A_n - sI_n \ B_n]) = n, \forall s \in C$) می‌توان ماتریس‌های ناویژه $P_N(s) \in R^{n \times n}[s]$ و $Q_N(s) \in R^{(n+r) \times (n+r)}[s]$ را طوری بدست آورد که شرایط زیر را برآورده سازد.

$$P_N(s)[A_n - sI_n \ B_n]Q_N(s) = [0 \ I_n], \quad \forall s \in C \quad (20-3)$$

اکنون با تقسیم‌بندی ماتریس $Q_N(s)$ بصورت $Q_N(s) = \begin{bmatrix} Q_{N11}(s) & Q_{N12}(s) \\ Q_{N21}(s) & Q_{N22}(s) \end{bmatrix}$ که

$Q_{N11}(s) \in R^{n \times r}[s]$ است به قضیه زیر می‌رسیم که بیانی پارامتری از ماتریس بهره فیدبک در حالتی

که پارامترهای سیستم دستخوش تغییر حول شرایط نرمال شده‌اند را می‌دهد.

قضیه (۳-۲): برای معادله (۳-۴) با فرض $rank(B_n)=r$ ، داشتن اعداد معین و مزدوج مختلط $(s_i, i=1,2,\dots,n)$ و کنترل پذیر بودن آن، با استفاده از EA می‌توان بیانی پارامتری از ماتریس بهره فیدبک K_n در (۳-۱۹) را بصورت زیر بدست آورد: [۸۱]

$$K_n = W_N V_N^{-1} \quad (۳-۲۱)$$

که

$$\begin{cases} V_N = [v_{N1}, v_{N2}, \dots, v_{Nn}] \\ v_{Ni} = Q_{N11}(s_i) g_i, \quad i=1,2,\dots,n \end{cases} \quad (۳-۲۲)$$

$$\begin{cases} W_N = [w_{N1}, w_{N2}, \dots, w_{Nn}] \\ w_{Ni} = Q_{N21}(s_i) g_i, \quad i=1,2,\dots,n \end{cases} \quad (۳-۲۳)$$

و $(g_i \in C^r, i=1,2,\dots,n)$ دسته‌ای از بردارهای پارامتری آزادی است که شرایط زیر را برآورده سازد:

- $s_i = \bar{s}_j \leftrightarrow g_i = \bar{g}_j, i, j=1,2,\dots,n$
- در مورد f_i بایست شرایط گفته شده در قضیه (۳-۱) برقرار باشد.
- $g_i = \sum_j f_j, i=1,2,\dots,n$
- $\sum_j = \left[(Q_{N11}(s_j))^H Q_{N11}(s_j) \right]^{-1} (Q_{M11}(s_j))^H Q_{M11}(s_j)$
- $\det(V_N) \neq 0$

۳-۴- طراحی رؤیتگر حالت با استفاده از EA

برای سیستم (۳-۱) و رؤیتگر (۳-۲) و بر اساس رابطه (۳-۳) این نتیجه حاصل می‌شود که برای به سمت صفر رفتن خطای تخمین، بایست مقدار L را طوری انتخاب کرد که تمامی مقادیر ویژه ماتریس (A-LC) سمت چپ محور موهومی بیافتد. برای بدست آوردن مقدار مناسب L ، برای رسیدن به ریشه‌های مطلوب بر اساس روش EA قضیه زیر بیان می‌شود:

قضیه (۳-۳): برای معادله (۱-۳) با فرض $rank(C) = m$ ، داشتن اعداد معین و مزدوج مختلط

$(s_{oi}, i=1,2,\dots,n)$ و رؤیت‌پذیر بودن آن، با استفاده از EA می‌توان بیانی پارامتری از ماتریس بهره

رؤیتگر L در (۲-۳) بصورت زیر بدست آورد طوری که $\sigma(A-LC) = \{s_{oi}, i=1,2,\dots,n\}$ باشد و:

$$\begin{cases} L = -(W_o V_o^{-1})^T \\ V_o = [v_{o1}, v_{o2}, \dots, v_{on}] \\ v_{oi} = Q_{o11}(s_{oi}) f_{oi}, \quad i=1,2,\dots,n \\ W_o = [w_{o1}, w_{o2}, \dots, w_{on}] \\ w_{oi} = Q_{o21}(s_{oi}) f_{oi}, \quad i=1,2,\dots,n \end{cases} \quad (۲۴-۳)$$

و $(f_{oi} \in C^r, i=1,2,\dots,n)$ دسته‌ای از بردارهای پارامتری آزادی است که شرایط زیر را برآورده

سازد: [۸۲]

$$s_{oi} = \bar{s}_{oj} \leftrightarrow f_{oi} = \bar{f}_{oj}, \quad i, j=1,2,\dots,n \quad \bullet$$

$$\det(V_o) \neq 0 \quad \bullet$$

اثبات: با توجه به این که $\sigma(A-LC) = \sigma((A-LC)^T) = \{s_{oi}, i=1,2,\dots,n\}$ از ترانهاده رابطه

(۳-۳) برای محاسبه L استفاده شده و بردار ویژه متناسب با مقدار ویژه s_{oi} در رابطه $(A-LC)^T$ با

v_{oi} نمایش داده شده است.

$$\begin{aligned} (A-LC)^T v_{oi} &= s_{oi} v_{oi} \Rightarrow \\ (A^T - C^T L^T) v_{oi} &= s_{oi} v_{oi}, \quad i=1,2,\dots,n \end{aligned} \quad (۲۵-۳)$$

با تعریف $V_o = [v_{o1}, v_{o2}, \dots, v_{on}]$ و $\Lambda_o = \text{diag}(s_{oi}), i=1,2,\dots,n$ داریم

$$A^T V_o - C^T L^T V_o = \Lambda_o V_o \quad (۲۶-۳)$$

با تعریف

$$W_o = -L^T V_o \quad (۲۷-۳)$$

داریم

$$A^T V_o + C^T W_o = \Lambda_o V_o \quad (۲۸-۳)$$

با توجه به خاصیت دوگانگی، اگر زوج (A, C) رؤیت پذیر باشند می توان نتیجه گرفت که زوج (A^T, C^T) کنترل پذیر هستند یعنی $rank\left(\begin{bmatrix} A^T - sI_n & C^T \end{bmatrix}\right) = n$ در این صورت می توان ماتریس های ناویژه $P_o(s) \in R^{n \times n}[s]$ و $Q_o(s) \in R^{(n+r) \times (n+r)}[s]$ را طوری بدست آورد که شرایط زیر را برآورده سازد.

$$P_o(s) \begin{bmatrix} A^T - sI_n & C^T \end{bmatrix} Q_o(s) = \begin{bmatrix} 0 & I_n \end{bmatrix}, \forall s \in C \quad (29-3)$$

با تقسیم بندی ماتریس $Q_o(s)$ بصورت $Q_o(s) = \begin{bmatrix} Q_{o11}(s) & Q_{o12}(s) \\ Q_{o21}(s) & Q_{o22}(s) \end{bmatrix}$ که $Q_{o11}(s) \in R^{n \times r}[s]$ است و

استفاده از قضیه (3-1) به نتیجه زیر می رسیم

$$\begin{cases} V_o = [v_{o1}, v_{o2}, \dots, v_{on}] \\ v_{oi} = Q_{o11}(s_i) f_{oi}, \quad i = 1, 2, \dots, n \\ W_o = [w_{o1}, w_{o2}, \dots, w_{on}] \\ w_{oi} = Q_{o21}(s_i) f_{oi}, \quad i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (30-3)$$

ضمناً $(f_{oi} \in C^r, \quad i = 1, 2, \dots, n)$ دسته ای از بردارهای پارامتری آزادی است که شرایط زیر را برآورده می سازد:

$$\begin{aligned} s_{oi} = \bar{s}_{oj} &\leftrightarrow f_{oi} = \bar{f}_{oj}, \quad i, j = 1, 2, \dots, n \quad \bullet \\ \det(V_o) &\neq 0 \quad \bullet \end{aligned}$$

اکنون به سادگی می توان ماتریس L را بدست آورد.

$$W_o = -L^T V_o \Rightarrow L = -(W_o V_o^{-1})^T \quad (31-3)$$

حال با تعریف سیگنال مانده بصورت

$$r(t) = Y(t) - \hat{Y}(t) \quad (32-3)$$

و بر اساس منطق زیر می توان در مورد وقوع خطا در سیستم نظر داد.

$$r(t) = \begin{cases} = 0 & \text{No Fault} \\ \neq 0 & \text{Fault Occure} \end{cases} \quad (33-3)$$

۳-۵- نتایج شبیه‌سازی‌ها

در این بخش برای نشان دادن توانایی روش گفته شده نتایج حاصل بر روی مدل خطی شده‌ای از حرکت طولی هواپیمای بدون سرنشین پیاده‌سازی شده است [۷۵].

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + BU(t) \\ y(t) &= CX(t) \end{aligned} \quad (۳۴-۳)$$

که

$$A = \begin{bmatrix} -0.062 & 0.2859 & 0 & -9.81 & 0 & 0.0125 & 0 \\ -0.562 & -2.3298 & 32.9799 & 0 & 0 & 0 & 5.3170 \\ -0.070 & -0.4526 & -0.0499 & 0 & 0 & 0 & -13.5789 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 33 & 0 & 0 & 0 \\ -16.85 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.1968 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 130.0813 \\ 20 & 0 \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (۳۵-۳)$$

9

$$U = \begin{cases} \eta & \text{ElevatorAngle} \\ T_H & \text{Throttle} \end{cases} \quad (۳۶-۳)$$

$$X = \begin{cases} x_1 & \text{Forward velocity} \\ x_2 & \text{Downward velocity} \\ x_3 & \text{Pitch rate} \\ x_4 & \text{Pitch angle} \\ x_5 & \text{Height} \\ x_6 & \text{Thrust} \\ x_7 & \text{Elevator actuator mode} \end{cases}$$

مطابق [۷۶]، مقادیر ویژه مطلوب سیستم حلقه بسته بصورت زیر در نظر گرفته شده است.

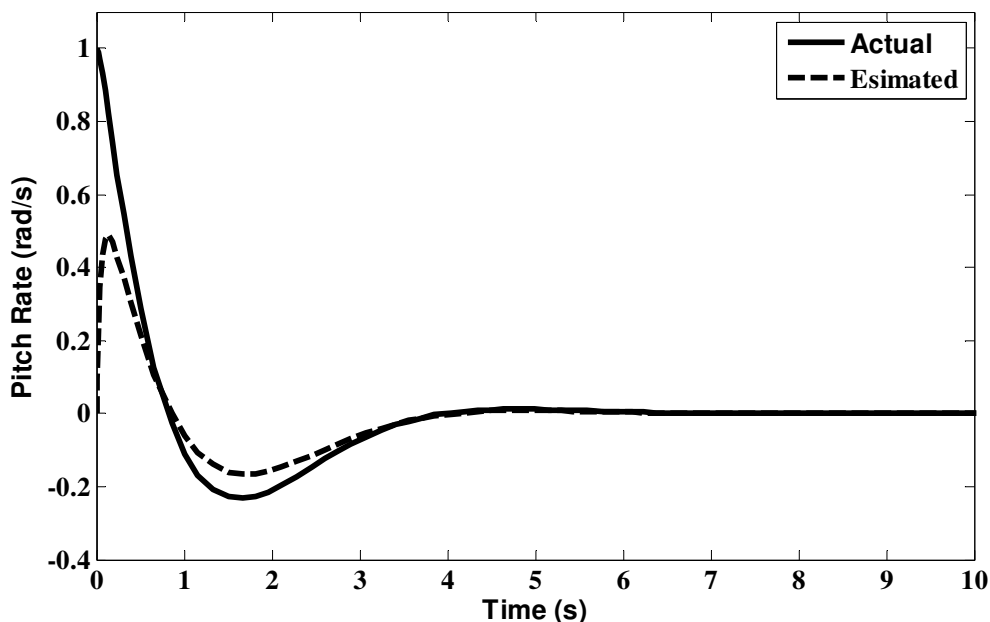
$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_{1,2} = -2.8 \pm 5i \\ \lambda_{3,4} = -1 \pm i \\ \lambda_5 = -0.1 \\ \lambda_6 = -3 \\ \lambda_7 = -20 \end{array} \right. \quad (3-37)$$

با اعمال قضیه (۱-۳) و قضیه (۳-۳) و در نظر گرفتن ریشه‌های مطلوب (رابطه (۳-۳۷)) برای سیستم حلقه بسته و رؤیتگر، نتایج جدول (۱-۳) بدست می‌آید.

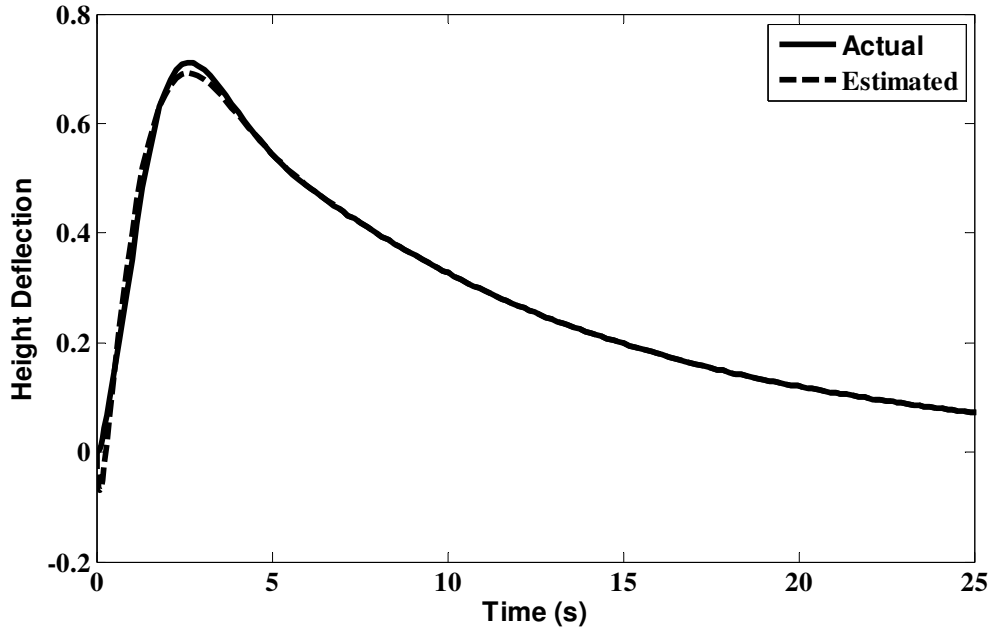
جدول (۱-۳): مقایسه نتایج بدست آمده از روش EA برای محاسبه ریشه‌های سیستم حلقه بسته و رؤیتگر

ریشه های مطلوب	$-2.8 \pm 5j$	$-1 \pm j$	-0.1	-3	-20
ریشه های $\sigma(A+BK)$ مطابق با قضیه (۱-۳)	$-2.8007 \pm 5.0072j$	$-0.9459 \pm 0.9968j$	-0.1001	-2.9919	-20.9
ریشه های $\sigma(A-LC)$ مطابق با قضیه (۳-۳)	$-2.8002 \pm 5j$	$-1 \pm j$	-0.1	-2.9997	-20

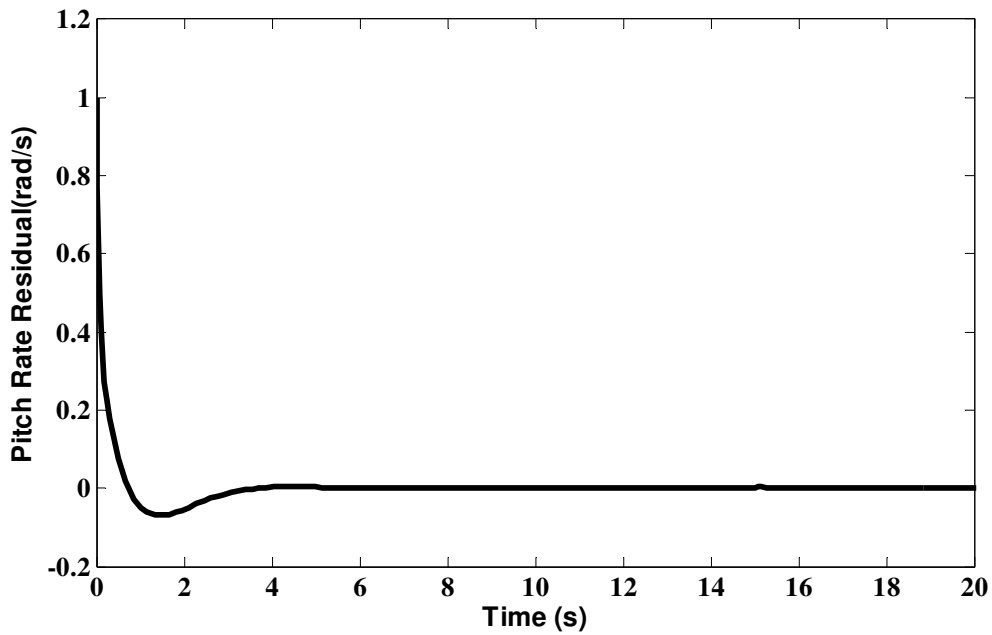
حال برای زمانی که در شرایط تعادل تغییری به میزان 1 radsec^{-1} در نرخ اوج^۱ اتفاق افتد شبیه‌سازی‌ها انجام شده است. شکل‌های (۱-۳) و (۲-۳) نشان دهنده خروجی‌های سیستم حلقه بسته با اعمال فیدبک حالت و خروجی‌های رؤیتگر حالت می‌باشند. همانطور که مشاهده می‌شود علاوه بر همگرا شدن سریع متغیرهای حالت، متغیرهای حالت تخمین زده شده نیز با سرعت بسیار خوبی به متغیرهای حالت واقعی همگرا می‌شوند. در ادامه برای نشان دادن کارایی روش در تشخیص و شناسایی خطا، یک سیگنال پله با دامنه 0.2 را در ثانیه 15 ام به خروجی دوم (ارتفاع) اضافه نموده و شبیه‌سازی تکرار می‌شود. شکل‌های (۳-۳) و (۴-۳) نشان دهنده سیگنال‌های مانده می‌باشند. شکل (۳-۳) بیانگر اختلاف مقدار واقعی از مقدار تخمینی نرخ اوج و شکل (۴-۳) بیانگر اختلاف مقدار واقعی از مقدار تخمینی ارتفاع می‌باشد. مشاهده می‌گردد که از شکل (۴-۳) به راحتی می‌توان تشخیص داد در ثانیه 15 ام خطایی در خروجی دوم (ارتفاع) رخ داده در حالی که چنین مطلبی را از شکل (۳-۳) نمی‌توان استنتاج کرد.



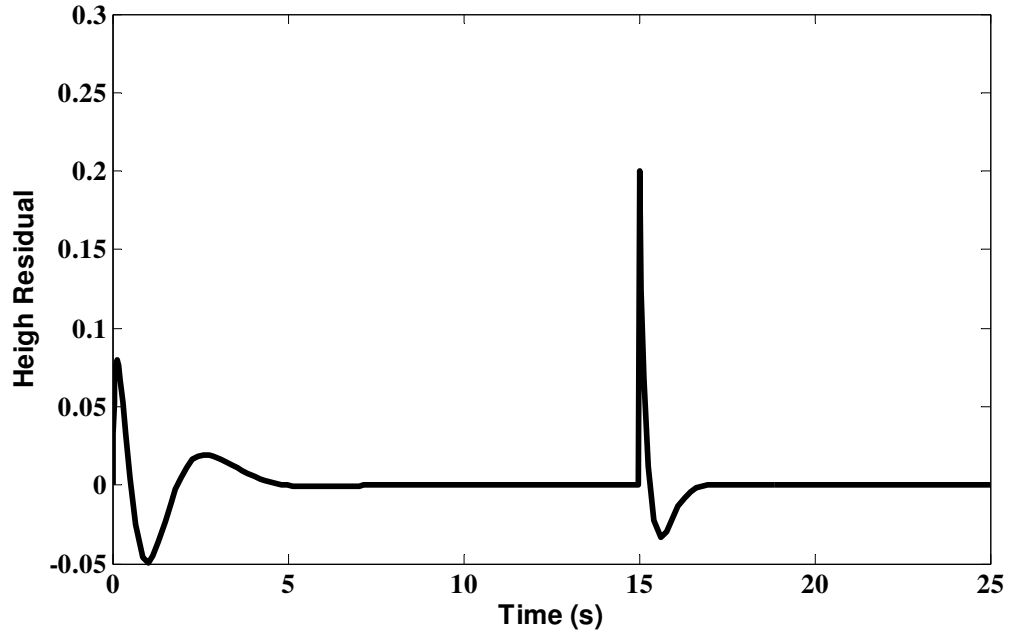
شکل (۱-۳): مقدار واقعی و تخمینی نرخ اوج با اعمال فیدبک حالت



شکل (۲-۳): مقدار واقعی و تخمینی ارتفاع با اعمال فیدبک حالت



شکل (۳-۳): اختلاف مقدار واقعی از مقدار تخمینی نرخ اوج برای حالتی که در ثانیه ۱۵م سنسور ارتفاع دارای خطا می شود



شکل (۳-۴): اختلاف مقدار واقعی از مقدار تخمینی ارتفاع برای حالتی که در ثانیه ۱۵م سنسور ارتفاع دارای خطا می شود

فصل چهارم:

تشخیص و جداسازی خطای عملگرها

۴-۱- تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با استفاده از روش تطبیقی

در این بخش مسأله تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با استفاده از رؤیتگر تطبیقی^۱ مورد بررسی قرار گرفته شده است و برای این منظور دو حالت فرض شده است. الف- تمام حالات سیستم و ورودی‌ها در دسترس بوده و ب- فقط خروجی و ورودی‌ها در دسترس می‌باشند. ایده اصلی در پس این قضیه استفاده از رؤیتگر برای تخمین خروجی‌ها و مقایسه آن با اندازه‌گیری‌ها می‌باشد. پس از شناسایی خطا، محل وقوع آن نیز بایست مشخص شود که این کار مهم توسط واحد جداسازی خطا^۲ صورت می‌گیرد. جداسازی خطا نسبتاً سخت‌تر از تشخیص خطا بوده و در این زمینه به مراتب کارهای کمتری صورت گرفته است. در کل برای جداسازی خطا دو ایده بر اساس بانکی از رؤیتگرها پیشنهاد شده است:

شمای رؤیتگر اختصاصی^۳ که توسط کلارک [۸۳] پیشنهاد گردید. در این روش برای جداسازی خطا از میان N خطای ممکن، N رؤیتگر بکار رفته که N مانده را تولید می‌کند، آمین مانده فقط حساس به آمین خطا بوده و از سایر خطاها تأثیری نمی‌پذیرد. این روش در برابر عدم قطعیت‌های پارامتری مقاوم بوده ولی در برابر ورودی‌های نامعلوم مقاوم نمی‌باشد. از این روش می‌توان فقط برای تشخیص و جداسازی یک خطای تنها استفاده نمود. [۸۴]

شمای دیگر، شمای رؤیتگر تعمیم یافته^۴ بوده که توسط فرانک [۹] پیشنهاد گردیده است. در این روش، N رؤیتگر N سیگنال مانده را تولید می‌کنند و آمین مانده به همه خطاها غیر از آمین خطا حساس می‌باشد. در این روش به دلیل آزادی انتخاب می‌توان به راحتی مسائلی مانند مقاوم پذیر بودن روش در برابر عدم قطعیت‌های پارامتری و ورودی‌های نامعلوم را در نظر گرفت. در ادامه برای تشخیص و جداسازی خطا از این روش استفاده شده است.

-
1. Adaptive Observer (AO)
 2. Fault Isolation (FI)
 3. Dedicated Observer Scheme (DOS)
 4. Generalized Observer Scheme (GOS)

۴-۱-۱- جداسازی خطای عملگرها با استفاده از AO

در این بخش برای جداسازی خطای عملگرها دو حالت در نظر گرفته شده است. در حالت اول فرض بر این است که تمامی حالات سیستم در دسترس باشد و در حالت دوم فقط خروجی‌های سیستم در دسترس می‌باشند.

حالت اول: با فرض در دسترس بودن بردار حالت، سیستم خطی زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) \quad (۱-۴)$$

که $X(t) \in R^n$ بردار حالت، $U(t) \in R^m$ خروجی عملگرها و بردار ورودی می‌باشد. ماتریس $n \times m$ ، B ماتریس توزیع عملگرها بوده و فرض می‌شود که در هر لحظه فقط یک نوع خطا رخ دهد. $u_j^f(t) = u_j^f$ را خروجی دارای خطای عملگر زام نامیده که مقداری ثابت^۱ بوده و برای آن داریم

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |u_j(t) - u_j^f| \neq 0 \quad \text{for } t \geq t_f \quad \text{where } j \in 1, 2, \dots, m$$

از آنجایی که سیستم (۱-۴) دارای m عملگر بوده لذا m حالت برای مدل کردن خطای عملگرها وجود دارد. فرض کنید عملگر i ام دارای خطا گردد در این صورت مدل دارای خطای سیستم را بصورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\dot{X}(t) = AX(t) + \sum_{j \neq i} (b_j u_j) + b_i u_i^f \quad (۲-۴)$$

که $B = (b_1 | \dots | b_i | \dots | b_m)$ بوده و b_i برداری ستونی متناظر با سطر i ام ماتریس B می‌باشد.

بانکی از رؤیتگرها برای شناسایی خطای رخ داده مطابق با تکنیک‌های تطبیقی بصورت زیر را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_i = H(\hat{X}_i - X) + AX + \sum_{j \neq i} b_j u_j + b_i \hat{u}_i^f \\ \dot{\hat{u}}_i^f = -2\alpha e_{x_i}^T P b_i \end{cases} \quad (۳-۴)$$

۱. لازم به ذکر است که در سیستم کنترل هواپیما اغلب در عملگرها خطای ناگهانی رخ می‌دهد [۸۵]

که $e_{x_i} = \hat{X}_i - X$ ، $1 \leq i \leq m$ ، ماتریس هرویتس انتخاب شده توسط طراح و α ثابت طراحی می-

باشد. P ماتریس مثبت معین بوده که از حل معادله زیر بدست می آید

$$H^T P + PH = -Q \quad Q \text{ is positive definite} \quad (4-4)$$

حال برای رویتگر فوق می توان نتیجه زیر را گرفت.

قضیه (۴-۱): اگر عملگر Λ دارای خطا باشد یعنی $i=1$ آنگاه

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_i} = 0$$

و برای سایر آنها $i \neq l$ ها داریم

$$\dot{e}_{x_i} = He_{x_i} + b_l(u_l - u_l^f) - b_i(u_i - \hat{u}_i^f) \quad (5-4)$$

اثبات:

برای $i=1$ از معادلات (۴-۲) و (۴-۳) داریم:

$$\dot{e}_{x_i} = He_{x_i} + b_l \tilde{u}_l^f \quad (6-4)$$

با انتخاب تابع لیاپانوف

$$V = e_{x_i}^T P e_{x_i} + \frac{1}{2\alpha} (\tilde{u}_l^f)^2 \quad (7-4)$$

که $\tilde{u}_l^f = \hat{u}_l^f - u_l^f$ است. و با مشتق گیری از (۴-۷) و استفاده از روابط (۴-۳) و (۴-۶) داریم:

$$\dot{V} = -e_{x_i}^T Q e_{x_i} + \frac{1}{\alpha} \tilde{u}_l^f [\dot{\tilde{u}}_l^f + 2\alpha e_{x_i}^T P b_l] = -e_{x_i}^T Q e_{x_i} \leq 0 \quad (8-4)$$

با استفاده از نتیجه بالا صحت رابطه ($\lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_i} = 0$) برای $i=1$ تأیید می شود.

برای $i \neq l$ مدل دارای خطای سیستم را می توان بصورت زیر بازنویسی کرد

$$\dot{X}(t) = AX(t) + \sum_{j \neq l, i} (b_j u_j) + b_l u_l + b_l u_l^f \quad (9-4)$$

برای این حالت معادله آمین رویتگر بصورت زیر می باشد

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_i = H(\hat{X}_i - X) + A\hat{X}_i + \sum_{j \neq i, l} b_j u_j + b_l u_l + b_i \hat{u}_i^f \\ \dot{\hat{u}}_i^f = -2\alpha e_{x_i}^T P b_i \end{cases} \quad (10-4)$$

از این رو

$$\dot{e}_{x_i} = H e_{x_i} + b_l (u_l - u_l^f) - b_i (u_i - \hat{u}_i^f) \quad (11-4)$$

بوده و نتیجه مورد نظر حاصل گردید.

حال با تعریف مانده بصورت $r_i(t) = \|e_{x_i}(t)\|^2$ برای $1 \leq i \leq m$ داریم که اگر $1 \leq l \leq m$ باشد آنگاه برای $i = l$ مقدار $\lim_{t \rightarrow \infty} r_{x_i} = 0$ مساوی صفر و برای $i \neq l$ مقدار $\lim_{t \rightarrow \infty} r_{x_i} \neq 0$ مخالف صفر می باشد که نشان دهنده وجود خطا در عملگر لام است.

حالت دوم: در این حالت با فرض در دسترس بودن بردار خروجی، سیستم را بصورت زیر در نظر می گیریم:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) \\ y(t) = CX(t) \end{cases} \quad (12-4)$$

که $X(t) \in R^n$ بردار حالت، $U(t) \in R^m$ بردار ورودی و $y \in R^p$ خروجی می باشد. در بیشتر کاربردهای عملی فقط خروجی در دسترس بوده و لذا روش قبل کاربرد چندانی ندارد. در این حالت برای طراحی FI نیاز به فرض زیر می باشد.

فرض می شود که ماتریس های P, Q, F و L چنان یافت می شوند که در رابطه زیر صدق کنند:

$$\begin{cases} (A - LC)^T P + P(A - LC) = -Q \\ PB = C^T F^T \end{cases} \quad (13-4)$$

برای پیدا کردن حلی برای رابطه بالا می توان به [۸۶] مراجعه نمود.

با فرض رخ دادن خطا در عملگر لام مدل دارای خطای سیستم را بصورت زیر در نظر می گیریم:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + \sum_{j \neq l} (b_j u_j) + b_l u_l^f \\ y(t) = CX(t) \end{cases} \quad (14-4)$$

حال بانکی از رؤیتگرها را برای مدل‌های دارای خطای سیستم بصورت زیر در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_i = A\hat{X}_i - L(\hat{y}_i - y) + \sum_{j \neq i} b_j u_j + b_i \hat{u}_i^f \\ \dot{\hat{u}}_i^f = -2\alpha e_{y_i}^T f_i \end{cases} \quad (15-4)$$

که $1 \leq i \leq m$ ، $\hat{y}_i = C\hat{X}_i$ ، $e_{y_i} = \hat{y}_i - y = Ce_{x_i}$ و α ثابت طراحی می‌باشد. و ماتریس‌های P ، Q ، L و $F^T = (f_1, \dots, f_m)$ شرایط (۱۳) را برآورده می‌کنند.

قضیه (۴-۲): اگر عملگر لام دارای خطا گردد آنگاه برای $i=1$ داریم:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_i} = \lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_l} = 0 \quad (16-4)$$

و برای سایرینها $i \neq l$ داریم:

$$\dot{e}_{x_i} = (A - LC)e_{x_i} + b_l (u_l - u_l^f) - b_i (u_i - \hat{u}_i^f) \quad (17-4)$$

حال با تعریف مانده بصورت $r_i(t) = \|e_{y_i}(t)\|^2$ برای $1 \leq i \leq m$ داریم که اگر $1 \leq l \leq m$ باشد آنگاه برای $i=l$ مقدار $\lim_{t \rightarrow \infty} r_i = 0$ مساوی صفر و برای $i \neq l$ مقدار $\lim_{t \rightarrow \infty} r_i \neq 0$ مخالف صفر می‌باشد که نشان دهنده وجود خطا در عملگر لام است.

اثبات: با فرض کامل بودن مرتبه ستونی ماتریس CB و در نظر گرفتن فرض (۴-۱۳) نتیجه فوق مانند حالت قبل به آسانی اثبات می‌شود.

در بخش (۴-۳) برای نشان دادن توانایی روش مذکور نتایج حاصل شده از این بخش بر روی مدلی از هواپیما، پیاده‌سازی شده است. نتایج بدست آمده حاکی از توانایی روش مذکور در شناسایی و جداسازی خطاهای ناگهانی رخ داده در عملگرها می‌باشد. برای یافتن توضیحات بیشتر می‌توان به بخش (۴-۳) مراجعه نمود.

۴-۲- تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با استفاده از رؤیتگر مود لغزشی^۱

در اواخر دهه ۶۰ میلادی اثر کنترل‌کننده‌های ناپیوسته بر سیستم‌های دینامیکی کشف شد. در آن زمان با استفاده از یک قانون کنترلی مناسب، مفهوم مود لغزشی پدیدار شد آن‌ها فهمیده بودند که حالات سیستم به یک سطح از قبل تعریف شده در فضای حالت رسیده و بر روی آن می‌ماند [۸۷]، همچنین در هنگام مقید کردن این سطح، حرکات ذاتی (مود لغزشی) آن در برابر اغتشاش خارجی یا عدم قطعیت‌های سیستم بدون تغییر می‌باشد. بعدها از این مفهوم برای تخمین حالت نیز استفاده کردند. در این بخش از این مفهوم برای جداسازی خطای عملگرها استفاده می‌کنیم. برای این کار مدل‌های دارای خطای سیستم را گسترش داده و با استفاده از بانکی از رؤیتگرها عمل جداسازی انجام می‌گیرد. استفاده از SMO محدودیت جداسازی خطاهای ناگهانی را نداشته و قابلیت جداسازی خطاهای نرم را دارد. Zhang و همکاران [۸۸] یک شمای جداسازی مقاوم برای جداسازی خطای عملگرها پیشنهاد داده‌اند. برای استفاده از این طرح بایست همه حالات و پارامترهای سیستم در دسترس باشد. مراجع دیگر [۸۹ و ۹۰] برای تشخیص خطاهای دیگري پیشنهاد داده‌اند که برای تخمین دقیق پارامترها نیاز به سیگنال تحریک دارند. در این بخش مسأله جداسازی خطا با استفاده از SMO مورد بررسی قرار گرفته است.

1. Sliding Mode Observer (SMO)

۴-۲-۱- توصیف سیستم و فرمول بندی کردن مسأله

سیستم خطی زیر را در نظر بگیرید

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) \\ y(t) = CX(t) \end{cases} \quad (۱۸-۴)$$

که $X(t) \in R^n$ بردار حالت، $U(t) \in R^m$ خروجی عملگرها و بردار ورودی و $y \in R^p$ بردار خروجی سیستم می باشد. ماتریس B ، $n \times m$ ، ماتریس توزیع عملگرها می باشد. فرض می شود که در هر لحظه از زمان فقط یک خطا در عملگرها رخ داده و خطایی در سنسورها نیز رخ ندهد. همچنین فرضیات زیر را در نظر می گیریم.

- ماتریس B دارای مرتبه ستونی کامل باشد.
- فرض می شود که $|u_i^f| \leq M$ بوده که M مقداری ثابت و $\lim_{t \rightarrow \infty} |u_i(t) - u_i^f(t)| \neq 0$ باشد. بر اساس این فرض هر نوع خطایی مشروط بر آنکه اندازه آن محدود باشد را می توان در نظر گرفت که خود به خود، خطاهای ناگهانی نیز در این مجموعه قرار می گیرند.
- ماتریس مثبت معین P به همراه ماتریس های L و F وجود داشته باشند طوری که:

$$\begin{cases} (A - LC)^T P + P(A - LC) \leq 0 \\ PB = C^T F^T \end{cases} \quad (۱۹-۴)$$

۴-۲-۲- طراحی رؤیتگر مود لغزشی برای جداسازی خطای عملگرها

۴-۲-۲-۱- مدل های خطا

اگر یک عملگر دارای خطا شود آنگاه سیستم (۱۸-۴) را مدل خطا می نامند. از آنجاییکه m عملگر وجود دارد و در هر حالت فقط یک سیگنال خطا در نظر گرفته می شود لذا m مدل خطا نیز وجود دارد که می توان آن ها را بصورت زیر در نظر گرفت.

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + \sum_{j \neq l} (b_j u_j) + b_l u_l^f \\ y = CX(t) \end{cases} \quad 1 \leq l \leq m \quad (20-4)$$

که $B = (b_1 | \dots | b_l | \dots | b_m)$ بوده و برداری ستونی متناظر با سطر l ام ماتریس B می‌باشد.

برای شناسایی خطا از معادله رؤیتگر بصورت زیر استفاده شده است

$$\dot{\hat{X}}(t) = A\hat{X}(t) + Bu(t) - L(C\hat{X}(t) - y) \quad (21-4)$$

L طوری انتخاب می‌شود که ماتریس $(A-LC)$ هرویتس بوده و سیگنال مانده بصورت

$$r_i(t) = \|C\hat{X}_i - y_i\|^2 \quad \text{برای } 1 \leq i \leq m \text{ تعریف شده است.}$$

۲-۲-۲-۴ استفاده از SMO برای تشخیص وجداسازی خطا

مطابق بخش قبل اگر در عملگر l ام خطایی رخ دهد به مدل زیر برای سیستم دارای خطا می‌رسیم

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + \sum_{j \neq l} (b_j u_j) + b_l u_l^f \\ y(t) = CX(t) \end{cases} \quad 1 \leq l \leq m \quad (22-4)$$

با استفاده از SMO می‌توانیم بانکی از رؤیتگرها مطابق زیر را برای همه مدل‌های خطا نوشت:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_i = A\hat{X}_i - L(\hat{y}_i - y) + \sum_{j \neq i} b_j u_j + b_i \mu_i \\ \mu_i = -\rho \frac{F_i e_{y_i}}{|F_i e_{y_i}|} \end{cases}, \quad 1 \leq i \leq m \quad (23-4)$$

F_i ، سطر l ام ماتریس F ، $e_{y_i} = C\hat{X}_i - y$ و ρ طوری تعریف می‌شود که $\rho \geq M$ باشد. می‌توان نشان داد

که یافتن P ، L و F در معادله (۱۹-۴) هم ارز با حل LMI زیر و یافتن P ، Y و F می‌باشد.

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} A^T P + PA + C^T Y^T + YC & PB - C^T F^T \\ B^T P - FC & 0 \end{bmatrix} \leq 0 \\ A^T P + PA + C^T Y^T + YC \leq 0 \end{cases} \quad (24-4)$$

که $L = -P^{-1}Y$ می‌باشد. این مسأله با استفاده از الگوریتم‌های LMI استاندارد حل می‌شود [۹۱].

قضیه (۳-۴): با در نظر گرفتن فرضیات مطرح شده در بخش (۴-۲-۱)، اگر عملگر Λ دارای خطا گردد آنگاه برای $i=1$ داریم:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_i} = 0 \quad (۲۵-۴)$$

و برای سایر آنها $i \neq 1$ داریم

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_i} \neq 0 \quad (۲۶-۴)$$

اثبات:

برای $i=1$ ، با تعریف $H=A-LC$ از معادلات (۴-۲۲) و (۴-۲۳) نتیجه می‌گیریم

$$\dot{e}_{x_i} = He_{x_i} + b_l(\mu_l - u_l^f) \quad (۲۷-۴)$$

با انتخاب تابع لیاپانوف

$$V = e_{x_i}^T P e_{x_i} \quad (۲۸-۴)$$

و تعریف $Q = -(A-LC)^T P - P(A-LC)$ و استفاده از روابط (۴-۲۳) و (۴-۲۷) برای مشتق تابع لیاپانوف داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -e_{x_i}^T Q e_{x_i} + 2e_{x_i}^T P b_l (\mu_l - u_l^f) = -e_{x_i}^T Q e_{x_i} + 2(F_l C e_{x_i})^T (\mu_l - u_l^f) \\ &= -e_{x_i}^T Q e_{x_i} + 2(F_l e_{y_l})^T (\mu_l - u_l^f) \leq -e_{x_i}^T Q e_{x_i} - 2|F_l C e_{y_l}|(\rho - M) \leq -e_{x_i}^T Q e_{x_i} \leq 0 \end{aligned} \quad (۲۹-۴)$$

با توجه به مثبت معین بودن ماتریس Q و رابطه بالا نتیجه گرفته می‌شود که e_{x_i} بصورت نمایی به صفر میل می‌کند لذا درستی رابطه (۲۵) حاصل می‌شود.

برای $i \neq 1$ از روابط (۲۲) و (۲۳) داریم که

$$\dot{e}_{x_i} = (A-LC)e_{x_i} + b_l(u_l - u_l^f) - b_i(u_i - \mu_i) \quad (۳۰-۴)$$

با توجه به $\lim_{t \rightarrow \infty} (|u_l| - |u_l^f|) \neq 0$ و مستقل بودن b_i و b_l نسبت به هم داریم:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (b_i(\mu_i - u_i) + b_l(u_l - u_l^f)) \neq 0$$

از رابطه فوق و (۳۰-۴) نتیجه می‌گیریم که $\lim_{t \rightarrow \infty} e_{x_i} \neq 0$ و درستی رابطه (۲۶) حاصل می‌گردد.

حال با تعریف سیگنال مانده بصورت $r_i(t) = \|e_{y_i}(t)\|^2$ تشخیص و جداسازی خطا به راحتی انجام می‌شود.

مشکل این روش وجود چترینگ بوده که می‌توان با روش پیشنهادی زیر آن را کاهش داد.

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_i = A\hat{X}_i - L(\hat{y}_i - y) + \sum_{j \neq i} b_j \mu_j + b_i \mu_i \\ \mu_i = -\rho \frac{F_i e_{y_i}}{|F_i e_{y_i}| + \delta} \end{cases}, \quad 1 \leq i \leq m \quad (۳۱-۴)$$

δ یک مقدار ثابت کوچک می‌باشد. در این حالت برای مقادیر کوچک δ ، مقدار $r_i(t) = \|e_{y_i}(t)\|^2$ کوچک

بوده در حالی که مقادیر $r_i(t) = \|e_{y_i}(t)\|^2$ به ازای سایر $i \neq l$ مقادیر بزرگی می‌باشند. لذا با انتخاب یک

سطح آستانه مناسب می‌توان عمل تشخیص و جداسازی خطای عملگرها را انجام داد.

در بخش بعدی برای نشان دادن توانایی روش مذکور، نتایج حاصل شده از این بخش بر روی مدلی از

هوایما پیاده‌سازی شده است. نتایج بدست آمده حاکی از توانایی روش مذکور در شناسایی و جداسازی

خطاهای ناگهانی و نرم در عملگرها را دارد.

۳-۴- نتایج شبیه‌سازی‌ها

در این بخش برای نشان دادن توانایی روش‌های مطرح شده مدل خطی شده حرکت طولی یک نمونه

هوایما را مورد بررسی قرار می‌دهیم. مدل اصلی این هوایما یک مدل غیرخطی بوده که می‌توان جزئیات

آن را در [۹۲] پیدا کرد. مدل خطی شده حرکت طولی این هوایما را می‌توان در [۹۳] یافت. معادلات

حرکت طولی این هوایما بصورت زیر می‌باشد.

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{X}(t) = \begin{bmatrix} -0.98 & 0 & 0 & -0.016 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -2.190 & -9.780 & -0.028 & 0.074 & 0 \\ 77.360 & -0.770 & -0.220 & -0.670 & 0 \\ 0 & -79.97 & -0.03 & 0.99 & 0 \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} -2.44 & 0.58 \\ 0 & 0 \\ 0.180 & 19.620 \\ -6.480 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} u(t) \\ y(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 7.88 & -0.078 & -0.023 & -0.068 & 0 \\ 0 & 0 & 0.99 & 0.029 & 0 \\ 0 & -79.97 & -0.028 & 0.99 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} X(t) \end{array} \right. \quad (32-4)$$

و $u(t) = \begin{bmatrix} \delta_t & \text{tailplane deflection} \\ \delta h & \text{throttle deflection} \end{bmatrix}$ ، $X(t) = \begin{bmatrix} q & \text{pitch rate} \\ \theta & \text{pitch angle} \\ u & \text{velocity in aircraft } x \text{ axis} \\ w & \text{velocity in aircraft } z \text{ axis} \\ z & \text{altitude of aircraft} \end{bmatrix}$ که

$y(t) = \begin{bmatrix} q & \text{pitch rate} \\ n_z & \text{vertical body load factor} \\ V_A & \text{air speed in stability axis} \\ w_E & \text{velocity in earth } z \text{ axis} \\ z & \text{altitude of aircraft} \end{bmatrix}$ می‌باشد. هدف کنترل کننده، طراحی بردار فیدبک

حالت برای نگه داشتن بردار حالت $X(t)$ در $b = (0 \quad -0.0093 \quad 2 \quad 80.8081 \quad 305)^T$ می‌باشد. برای رسیدن به این هدف بردار فیدبک حالت را بصورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$u = -K(x-b) + u_c \quad (33-4)$$

و K به گونه‌ای انتخاب می‌شود که قطب‌های حلقه بسته برابر $P = [-10 \quad -5 \quad -0.5 \quad -0.3 \quad -1.5]$ و $u_c = [0.0047 \quad 0.0009]^T$ گردد که از حل معادله $Ab + Bu = 0$ بدست می‌آید. بایست دقت شود که تمامی مقادیر ویژه $(A - B_1 K_1)$ و $(A - B_2 K_2)$ سمت چپ محور موهومی واقع شود که $B = [B_1 \quad B_2]$ و

$$K = \begin{bmatrix} K_1 \\ K_2 \end{bmatrix}$$

می‌باشد زیرا ممکن است در هر کدام از عملگرها خطایی رخ دهد.

با توجه به وجود دو عملگر در معادلات، دو مدل برای سیستم دارای خطا بصورت زیر وجود دارد.

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + b_1 u_1^f + b_2 u_2 & \text{fault is occur in first actuator} \\ \dot{X}(t) &= AX(t) + b_1 u_1 + b_2 u_2^f & \text{fault is occur in second actuator} \end{aligned} \quad (34-4)$$

لذا در هر کدام از روش‌های تطبیقی و مود لغزشی به دو رؤیتگر نیاز داریم.

برای طراحی رؤیتگر بر اساس روش تطبیقی به معادلات زیر می‌رسیم:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_1 = A\hat{X}_1 - LC(\hat{X}_1 - X) + b_1 \hat{u}_1^f + b_2 u_2 \\ \dot{\hat{u}}_1^f = -2\alpha e_{y_1}^T f_1 \end{cases} \quad \text{Fault is occur in first actuator} \quad (35-4)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_2 = A\hat{X}_2 - LC(\hat{X}_2 - X) + b_2 \hat{u}_2^f + b_1 u_1 \\ \dot{\hat{u}}_2^f = -2\alpha e_{y_2}^T f_2 \end{cases} \quad \text{Fault is occur in second actuator} \quad (36-4)$$

و برای طراحی رؤیتگر بر اساس مود لغزشی به معادلات زیر می‌رسیم:

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_1 = A\hat{X}_1 - LC(\hat{X}_1 - X) + b_1 \mu_1 + b_2 u_2 \\ \mu_1 = -\rho \frac{F_1 e_{y_1}}{|F_1 e_{y_1}| + \delta} \end{cases} \quad \text{Fault is occur in first actuator} \quad (37-4)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}_2 = A\hat{X}_2 - LC(\hat{X}_2 - X) + b_2 \mu_2 + b_1 u_1 \\ \mu_2 = -\rho \frac{F_2 e_{y_2}}{|F_2 e_{y_2}| + \delta} \end{cases} \quad \text{Fault is occur in second actuator} \quad (38-4)$$

بدست می‌آید. $L = (A - H)C^{-1}$ و H از حل معادله $H^T P + PH = -Q$ که P و Q ماتریس‌های مثبت معین هستند

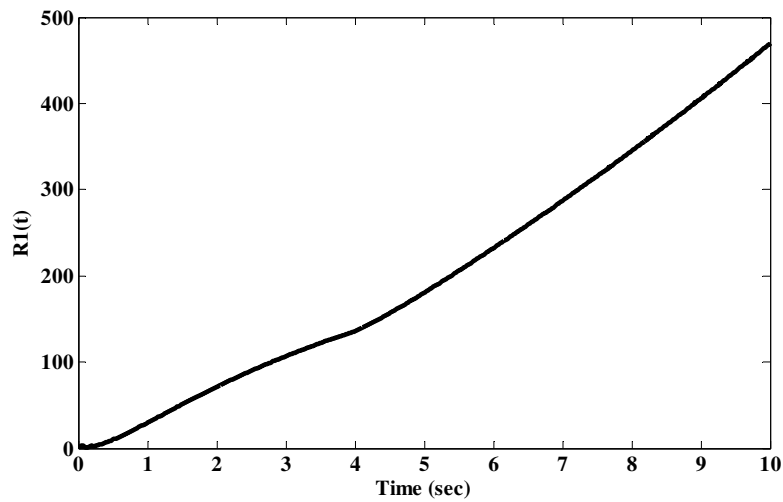
در شبیه‌سازی‌های انجام گرفته مقدار $P = I_5$ ، $Q = 4I_5$ و $H = -2I_5$ در نظر گرفته شده است. سیگنال-

های مانده نیز بصورت $R_1(t) = \|C(\hat{X}_1 - X)\|^2$ و $R_2(t) = \|C(\hat{X}_2 - X)\|^2$ تعریف شده‌اند. طبق بحث‌های

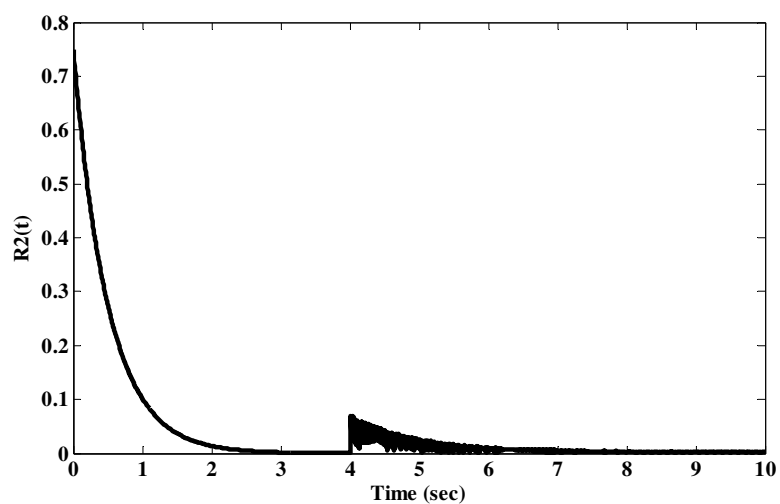
انجام شده در بخش‌های قبل، واضح است که اگر مقدار $R_1(t)$ به سمت صفر میل کرده در حالی که مقدار

$R_2(t)$ به سمت یک مقدار غیر صفر میل کند آنگاه در عملگر اول خطایی رخ داده است و بالعکس.

شکل‌های (۱-۴) و (۲-۴) به ترتیب نشان دهنده $R_1(t)$ و $R_2(t)$ برای حالتی هستند که خطای ناگهانی $u_2^f = 0.5u(t-4)$ در ثانیه چهارم به عملگر دوم وارد شده و ما از رژیتر تطبیقی با $\alpha = 50$ برای تشخیص و جداسازی خطا استفاده کرده‌ایم. ملاحظه می‌گردد که $R_1(t)$ به سمت یک مقدار بزرگ غیرصفر و $R_2(t)$ به سمت صفر میل می‌کند با ملاحظه شکل (۲-۴) وجود خطا در ثانیه چهارم عملگر دوم مشهود می‌باشد.

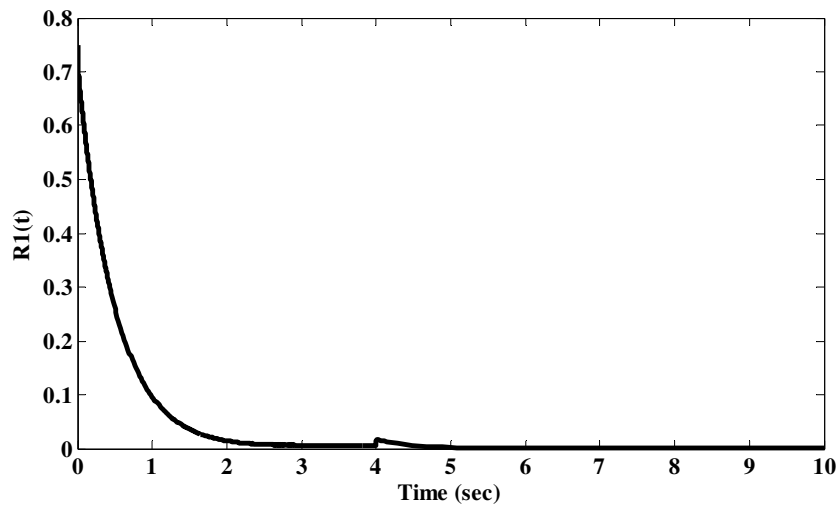


شکل (۱-۴): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش تطبیقی برای حالتی که خطایی ناگهانی در ثانیه چهارم به عملگر دوم اعمال شده است

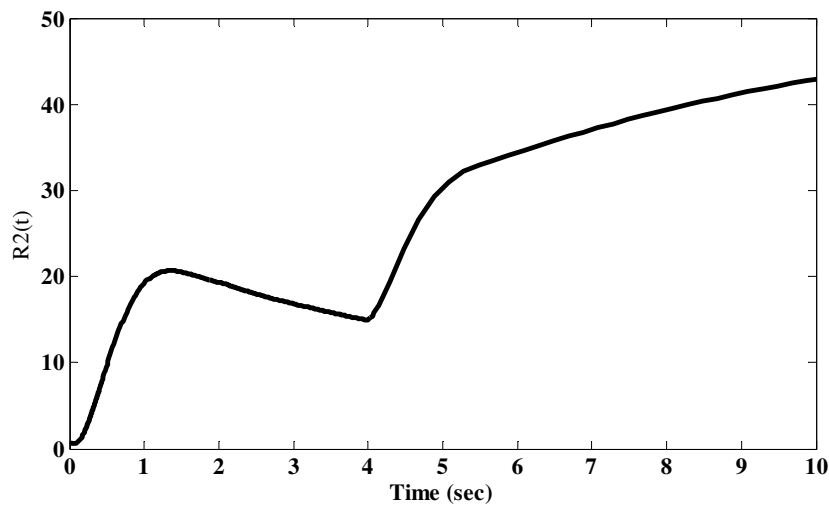


شکل (۴-۲): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش تطبیقی برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر دوم در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل‌های (۴-۳) و (۴-۴) به ترتیب نشان دهنده $R_1(t)$ و $R_2(t)$ برای حالتی هستند که خطای ناگهانی $u_1^f = 0.5u(t-4)$ در ثانیه چهارم به عملگر اول وارد شده و ما از رؤیتگر مود لغزشی با $\eta = 0$ برای تشخیص و جداسازی خطا استفاده کرده‌ایم. ملاحظه می‌گردد که $R_1(t)$ به سمت مقدار صفر و $R_2(t)$ به سمت مقداری غیرصفر میل می‌کند با ملاحظه شکل (۴-۴) وجود خطا در ثانیه چهارم عملگر اول مشهود می‌باشد.



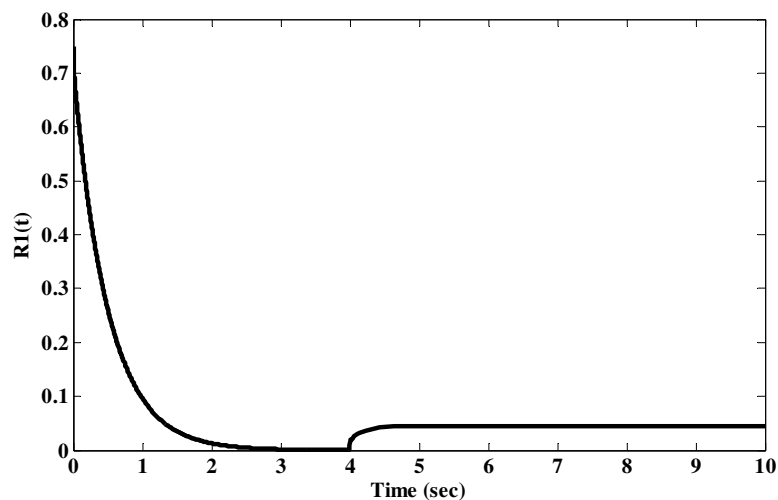
شکل (۳-۴): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است



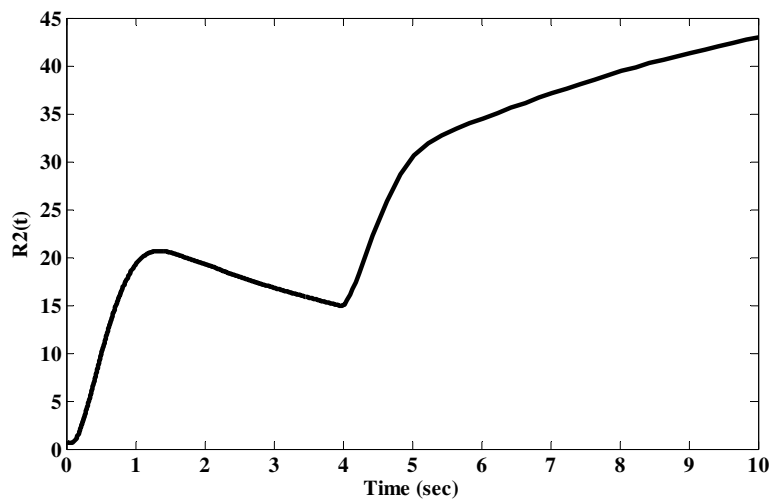
شکل (۴-۴): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

شکل‌های (۴-۵) و (۴-۶) به ترتیب نشان دهنده $R_1(t)$ و $R_2(t)$ برای حالتی هستند که خطای ناگهانی $u_1^f = 0.5u(t-4)$ در ثانیه چهارم به عملگر اول وارد شده و ما از رؤیتگر مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای تشخیص و جداسازی خطا استفاده کرده‌ایم. ملاحظه می‌گردد که $R_1(t)$ به سمت مقدار کوچک غیرصفر به

دلیل وجود η و $R_2(t)$ به سمت مقدار بزرگ غیرصفر میل می‌کند با ملاحظه شکل (۴-۵) وجود خطا در ثانیه چهارم عملگر اول مشهود می‌باشد.



شکل (۴-۵): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

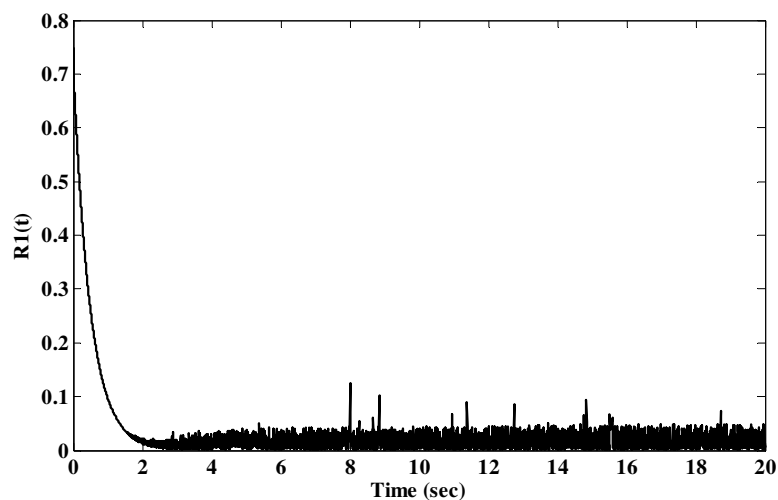


شکل (۴-۶): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی ناگهانی به عملگر اول در ثانیه چهارم اعمال شده است

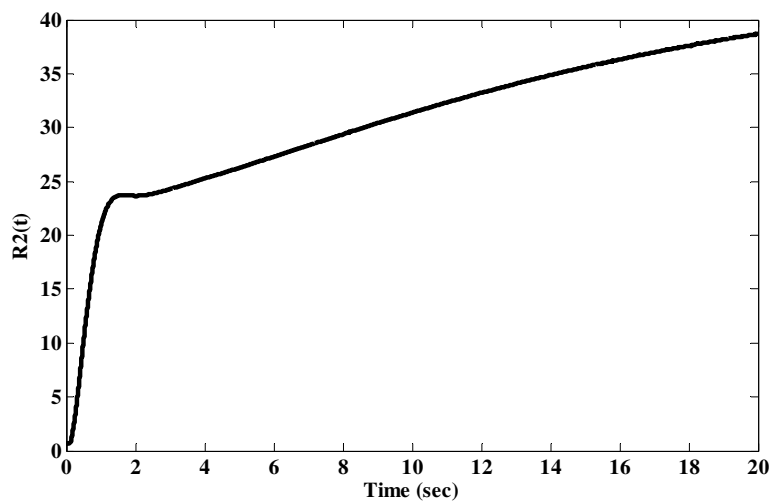
شکل‌های (۴-۷) و (۴-۸) به ترتیب نشان دهنده $R_2(t)$ و $R_1(t)$ برای حالتی هستند که خطای نرم

به عملگر اول وارد شده و ما از رؤیتگر مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای تشخیص و $u_1^f = \left(\frac{t}{2t+10} \right) u(t)$

جداسازی خطا استفاده کرده‌ایم. ملاحظه می‌گردد که $R_1(t)$ درای چترینگ بوده و به سمت مقادیر کوچک غیرصفر رفته و $R_2(t)$ به سمت مقدار بزرگ غیرصفر میل می‌کند با ملاحظه شکل (۷-۴) وجود خطا در عملگر اول مشهود می‌باشد



شکل (۷-۴): سیگنال $R_1(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی نرم به عملگر اول اعمال شده است



شکل (۸-۴): سیگنال $R_2(t)$ بدست آمده از روش مود لغزشی با $\eta = 0.001$ برای حالتی که خطایی نرم به عملگر اول اعمال شده است

فصل پنجم:

تخمین خطای عملگرها و سنسورها

دسته وسیعی از روش‌های FDI بر اساس روش‌های ریاضی توصیف کننده سیستم کار می‌کنند، این روش‌ها را مبتنی بر مدل می‌گویند. در ۲۰ سال گذشته در این باره تحقیقات زیادی شده است [۹ و ۱۳]. مسأله اصلی در FDI مبتنی بر مدل تولید مانده می‌باشد طوری که بتوان از روی آن خطا را به خوبی شناسایی کرد برای تولید مانده مناسب، پیشنهادهای مختلفی داده شده است برای مثال می‌توان به پیشنهاد فضای برابری [۹۴ و ۵۲] و تولید مانده بر اساس رژیتر [۵۴] اشاره نمود. در [۶۲] نشان داده شده است که تولید مانده بر اساس رژیتر و پیشنهاد فضای برابری از لحاظ ریاضی به هم وابسته‌اند و تحت شرایط خاصی یکسان می‌شوند. ایده اصلی در پیشنهادهای تولید مانده بر اساس رژیتر، تخمین خروجی یا حالات سیستم با استفاده از نوعی رژیتر و تعریف مانده بر اساس خطای تخمین می‌باشد، پس از تولید مانده با ارزیابی آن، خطا از سایر محصولات جدا می‌شود [۷۰ و ۵۵] برای این کار از سطح آستانه ثابت و یا تطبیقی [۶۹] استفاده می‌شود. برای جلوگیری از آلام‌های اشتباه در حضور عدم قطعیت یا نویز، شمای FDI انتخاب شده بایست توانایی تفکیک مابین خطا و ورودی‌های ناخواسته را داشته باشد چنین ویژگی در روش‌های مقاوم تشخیص خطا (Robust Fault Detection) یافت می‌شود. [۹۵، ۶۴، ۴۷، ۴۵، ۱۴، ۱۲]

مسأله تخمین خطا بر اساس رژیتر اخیراً مورد توجه قرار گرفته است در این روش‌ها به طور مستقیم اطلاعاتی از خطا بدست آمده و تخمینی از اندازه و شدت خطا حاصل می‌گردد که در بسیاری از کاربردها مفید می‌باشد برای مثال می‌توان به طراحی رژیتر با استفاده از مود لغزشی اشاره نمود این روش به دلیل مقاوم پذیر بودن آن نسبت به طراحی بر اساس رژیتر لیونبرگر، توجه محققین زیادی را جلب نموده است [۹۷، ۹۶، ۸۷، ۸۶]. در [۸۷] برای دسته خاصی از سیستم‌های خطی یک فرم کانونیکال پیشنهاد شده و بر اساس رژیتر مود لغزشی (SMO)^۱ تخمینی از خطای ورودی و خروجی بدست آمده است.

1. Sliding Mode Observer (SMO)

در این فصل از فرم کانونیکال [۸۷] استفاده شده و بر اساس تکنیک‌های تطبیقی یک رؤیتگر تطبیقی^۱ (AO) پیشنهاد شده است، با توجه به خاصیت مقاوم‌پذیری روش‌های تطبیقی نسبت به عدم قطعیت‌های پارامتری، رؤیتگر پیشنهادی در برابر این عدم قطعیت‌ها مقاوم می‌باشد. برای نشان‌دادن توانایی روش و مقایسه آن با [۸۷]، نتایج بر روی مدلی از هواپیمای بدون سرنشین پیاده‌سازی شده است.

۵-۲- فرمول‌بندی مسأله

سیستم خطی دارای خطای زیر را در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) + Df_a(t) \\ y(t) = CX(t) + f_s(t) \end{cases} \quad (۱-۵)$$

که $A \in R^{n \times n}$ ، $B \in R^{n \times m}$ ، $C \in R^{p \times n}$ و $D \in R^{n \times q}$ بوده و $q \leq p \leq n$ می‌باشد، بردار $X(t) \in R^n$ بردار حالت، $u(t) \in R^m$ بردار کنترل و $y(t) \in R^p$ بردار خروجی بوده و $f_a(t)$ و $f_s(t)$ به ترتیب بیانگر خطا در عملگرها و سنسورها با مقادیر محدود می‌باشند. فرض کنید ماتریس‌های C و D مرتبه کامل بوده، و برای سیستم روابط زیر را داشته باشیم.

$$\text{rank}(CD) = q \quad (\text{الف})$$

(ب) صفرهای مستقل (A, D, C) در سمت چپ محور موهومی واقع شوند.

در این صورت بر اساس [۸۷] می‌توان تبدیل خطی مانند T را چنان پیدا کرد که پس از اعمال آن به

رابطه (۱-۵) نتیجه زیر حاصل گردد ($Z=TX$)

$$\begin{cases} \dot{z}_1(t) = A_{11}z_1(t) + A_{12}z_2(t) + B_1u(t) \\ \dot{z}_2(t) = A_{21}z_1(t) + A_{22}z_2(t) + B_2u(t) + D_2f_a(t) \\ y(t) = z_2(t) + f_s(t) \end{cases} \quad (۲-۵)$$

که $z_1(t) \in R^{(n-p)}$ ، $z_2(t) \in R^p$ و ماتریسی پایدار و متعلق به فضای $A_{11} \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ می باشد.

مابین سیستم (۱-۵) و (۲-۵) روابط زیر برقرار می باشد.

$$\begin{cases} TAT^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \\ TB = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \\ TD = \begin{bmatrix} 0 \\ D_2 \end{bmatrix} \\ CT^{-1} = [0 \quad I_p] \end{cases} \quad (۳-۵)$$

۳-۵- طراحی رؤیتگر با استفاده از مود لغزشی

برای سیستم (۲-۵) معادله رؤیتگر را بصورت زیر در نظر می گیریم.

$$\begin{cases} \dot{\hat{z}}_1(t) = A_{11}\hat{z}_1(t) + A_{12}\hat{z}_2(t) + B_1u(t) - A_{12}e_y(t) \\ \dot{\hat{z}}_2(t) = A_{21}\hat{z}_1(t) + A_{22}\hat{z}_2(t) + B_2u(t) - (A_{22} - A_{22}^s)e_y(t) + v \\ \hat{y}(t) = \hat{z}_2(t) \end{cases} \quad (۴-۵)$$

که A_{22}^s ماتریسی پایدار و بردار خطای e_y و بردار ناپیوسته v بصورت زیر تعریف می شوند

$$e_y(t) = \hat{y}(t) - y(t) \quad (۵-۵)$$

$$v = \begin{cases} -\rho \|D_2\| \frac{P_2 e_y}{\|P_2 e_y\|} & \text{if } e_y \neq 0 \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (۶-۵)$$

که $P_2 \in R^{p \times p}$ ماتریس لیاپانوف برای A_{22}^s بوده $(A_{22}^s)^T P_2 + P_2 A_{22}^s < 0$ و اسکالر ρ طوری انتخاب می

شود که

$$\|f_a(t)\| < \rho \quad (۷-۵)$$

اگر بخواهیم رابطه رؤیتگر را برای معادله (۱-۵) بنویسیم کفایت تبدیل $\hat{X} = T^{-1}\hat{Z} = T^{-1}\begin{bmatrix} \hat{z}_1 \\ \hat{z}_2 \end{bmatrix}$ را بر

رابطه (۴-۵) اعمال کنیم:

$$\dot{\hat{X}}(t) = A\hat{X}(t) + Bu(t) - T^{-1}\begin{bmatrix} A_{12} \\ A_{22} - A_{22}^s \end{bmatrix}e_y(t) + T^{-1}\begin{bmatrix} 0 \\ I_P \end{bmatrix}v \quad (۸-۵)$$

در [۸۷] نشان داده شده است که می توان $f_a(t)$ و $f_s(t)$ را برحسب v بصورت تقریبی زیر تخمین زد:

$$v_{eq} \rightarrow D_2 f_a(t) \Rightarrow f_a(t) \approx (D_2^T D_2)^{-1} D_2^T v_{qe} \quad (۹-۵)$$

$$f_a(t) \approx -\rho \|D_2\| (D_2^T D_2)^{-1} D_2^T \frac{P_2 e_y}{\|P_2 e_y\| + \delta}$$

$$v_{eq} \approx -(A_{22} - A_{21}A_{11}^{-1}A_{12})f_s(t) \quad (۱۰-۵)$$

که δ یک اسکالر مثبت کوچک بوده و فرض شده که $f_s(t)$ دارای تغییرات آرامی باشد.

۴-۵ - طراحی رؤیتگر با استفاده از تکنیک های تطبیقی

قضیه (۱-۵): برای سیستم (۲-۵) و رؤیتگر (۴-۵) و با فرض پایدار بودن ماتریس A_{22}^s می توان با استفاده از

بردار

$$(\dot{v})^T = -2\alpha e_y^T P_2 \quad (۱۱-۵)$$

خطای تخمین را در مدت زمان محدودی به صفر رساند مشروط بر آنکه خطا مقدار ثابتی بوده و یا محدود

و دارای تغییرات کندی باشد. در رابطه (۱۱-۵) $P_2 \in R^{P \times P}$ ماتریس لیاپانوف برای A_{22}^s بوده و α ثابت

طراحی می باشد.

اثبات:

در ابتدا با فرض $f_s(t) = 0$ و تعریف $e_y(t) = \hat{y}(t) - y(t)$ ، $e_1(t) = \hat{z}_1(t) - z_1(t)$ و $e_2(t) = \hat{z}_2(t) - z_2(t)$ داریم

$$\dot{e}_1(t) = A_{11}e_1(t) \quad (۱۲-۵)$$

$$\dot{e}_y = \dot{e}_2 = A_{21}e_1 + A_{22}^s e_y + v - D_2 f_a \quad (13-5)$$

با توجه به پایدار بودن ماتریس $A_{11} \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ ، پایداری $e_1(t)$ به راحتی اثبات می‌شود ($e_1(t) \rightarrow 0$).

با تعریف $\tilde{v} = v - D_2 f_a(t)$ و در نظر گرفتن پایداری $e_1(t)$ ، برای اثبات پایداری خطای تخمین خروجی،

رابطه (13-5) را بصورت زیر بازنویسی می‌کنیم:

$$\dot{e}_y(t) = A_{22}^s e_y(t) + \tilde{v} \quad (14-5)$$

با تعریف تابع لیاپانوف بصورت

$$V = e_y^T P_2 e_y + \frac{1}{2\alpha} \tilde{v}^T \tilde{v} \quad (15-5)$$

و تعریف Q مثبت معین می‌باشد و استفاده از رابطه (11-5)، برای

مشتق آن داریم

$$(16-5)$$

$$\dot{V} = e_y^T \left((A_{22}^s)^T P_2 + P_2 A_{22}^s \right) e_y + 2e_y^T P_2 \tilde{v} + \frac{1}{\alpha} \left(\dot{\tilde{v}} \right)^T \tilde{v} = -e_y^T Q e_y + \left(2\alpha e_y^T P_2 + \left(\dot{\tilde{v}} \right)^T \right) \frac{\tilde{v}}{\alpha} = -e_y^T Q e < 0$$

لذا $e_y(t)$ پایدار بوده و به سمت صفر میل می‌کند.

با توجه به صفر شدن خطای تخمین $e_1(t)$ و $e_y(t)$ و استفاده از رابطه (13-5) در حالت ماندگار می‌توان

به نتیجه زیر رسید:

$$v_{eq} - D_2 f_a(t) \rightarrow 0 \Rightarrow f_a(t) \approx -2\alpha (D_2^T D_2)^{-1} D_2^T P_2 \int e_y(t) dt \quad (17-5)$$

حال برای حالتی که $f_a = 0$ بوده و f_s وجود دارد روابط را بازنویسی می‌کنیم:

$$\begin{cases} y(t) = z_2(t) + f_s(t) \\ e_y(t) = e_2(t) - f_s(t) \\ \dot{e}_y(t) = \dot{e}_2(t) - \dot{f}_s(t) \end{cases} \quad (18-5)$$

با استفاده از رابطه بالا می‌توان روابط (12-5) و (13-5) را بصورت زیر بازنویسی کرد:

$$\dot{e}_1(t) = A_{11} e_1(t) + A_{12} f_s(t) \quad (19-5)$$

$$\dot{e}_y = A_{21}e_1 + A_{22}^s e_y + A_{22}f_s - \dot{f}_s + v \quad (20-5)$$

ملاحظه می‌شود که f_s و \dot{f}_s بصورت اغتشاش در معادلات ظاهر شده‌اند با توجه به اینکه مقدار خطا ثابت و یا دارای تغییرات کندی فرض شده است لذا با انتخاب مقدار بزرگ α می‌توان خطای تخمین را به سمت صفر میل داد. با این فرض در حالت ماندگار می‌توان همانند (5-10) به رابطه زیر رسید.

$$v_{eq} \approx -(A_{22} - A_{21}A_{11}^{-1}A_{12})f_s(t) \Rightarrow f_s \approx 2\alpha(A_{22} - A_{21}A_{11}^{-1}A_{12})^{-1}P_2 \int e_y(t)dt \quad (21-5)$$

واضح است که اگر ماتریس $(A_{22} - A_{21}A_{11}^{-1}A_{12})$ ناویژه باشد می‌توان از رابطه بالا خطا را محاسبه کرد، در غیر این صورت به دلیل نقص رتبه در ماتریس نمی‌توان از رابطه بالا مستقیماً استفاده نمود این وضعیت در مورد مدل هواپیمای بدون سرنشین رخ می‌دهد که در بخش بعدی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

5-5- نتایج شبیه‌سازی‌ها

در این بخش برای نشان دادن توانایی روش، مدل خطی شده‌ی حرکت طولی یک نمونه هواپیمای بدون سرنشین مورد بررسی قرار گرفته است. [76]

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU + Df_a \\ Y = CX + f_s \end{cases} \quad (22-5)$$

که

$$A = \begin{bmatrix} -0.062 & 0.2859 & 0 & -9.81 & 0 & 0.0125 & 0 \\ -0.562 & -2.3298 & 32.9799 & 0 & 0 & 0 & 5.3170 \\ -0.070 & -0.4526 & -0.0499 & 0 & 0 & 0 & -13.5789 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 33 & 0 & 0 & 0 \\ -16.85 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1.1968 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \quad (23-5)$$

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

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

که بردار ورودی و حالت بصورت زیر می باشند

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

$$X = \begin{cases} x_1 & \text{Forward velocity} \\ x_2 & \text{Downward velocity} \\ x_3 & \text{Pitch rate} \\ x_4 & \text{Pitch angle} \\ x_5 & \text{Height} \\ x_6 & \text{Thrust} \\ x_7 & \text{Elevator actuator mode} \end{cases} \quad (24-5)$$

با اعمال روش تخصیص ساختار ویژه [۸۱] و در نظر گرفتن ریشه های حلقه بسته مطلوب مطابق [۷۶]،

بهره فیدبک حالت $U(t) = KX(t)$ بصورت زیر محاسبه می شود:

$$K = \begin{bmatrix} 0.0950 & -0.0368 & 0.4398 & 2.3644 & 0.0815 & 0.0003 & -0.7621 \\ 0.0984 & 0.0004 & -0.0006 & -0.0218 & -0.0103 & -0.0140 & 0.0003 \end{bmatrix} \quad (25-5)$$

با استفاده از الگوریتم [۸۷]، می‌توان تبدیل خطی T را چنان پیدا کرد که معادله به فرم کانونیکال (۲-۵) تبدیل شود:

$$TAT^{-1} = \left[\begin{array}{cc|ccc} -2.3298 & 5.3170 & 32.9799 & 0 & -0.5620 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline -0.4526 & -13.5789 & -0.0499 & 0 & 0.0700 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 33 & 0 \\ 0.2859 & 0 & 0 & 0 & -0.0620 & -9.8 & 0.0125 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -16.8501 & 0 & -1.1968 \end{array} \right] \quad (26-5)$$

$$TB = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 20 & 0 \\ \hline 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 130.0813 \end{bmatrix}, TD = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \hline 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, CT^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

با انتخاب $A_{22}^s = \text{diag}\{-5, -8, -10, -12, -14\}$ ، فرم کلی رؤیتگر بدست می‌آید. برای دو شمای مطرح شده برای رؤیتگر، $P_2 = \text{eye}(5)$ در نظر گرفته شده است که در رابطه $(A_{22}^s)^T P_2 + P_2 A_{22}^s < 0$ صدق می‌کند. برای رؤیتگر طراحی شده بر اساس مود لغزشی مقدار $\rho = 75$ و برای رؤیتگر طراحی شده بر اساس روش تطبیقی مقدار $\alpha = 50$ در نظر گرفته شده است. حال اگر در شرایط تعادل تغییری به میزان 1 rad sec^{-1} در نرخ اوج اتفاق افتد، شبیه‌سازی‌ها در حالات مختلف زیر انجام گرفته است. (f_{s_i} بیانگر وقوع خطا در لامین سنسور و f_{a_j} بیانگر وقوع خطا در لامین عملگر می‌باشد).

الف) با فرض $f_{s_1} = u(t-2)$ (شکل (۱-۵)) و $f_{a_2}(t) = 2u(t-2)$ (شکل (۲-۵)) برای دو رؤیتگر طراحی شده با روش‌های مود لغزشی و تطبیقی، شبیه‌سازی‌ها صورت گرفته و سیگنال‌های خطای بازسازی شده رسم شده است. (شکل‌های (۳-۵) و (۴-۵))

ب) با همان فرضیات (الف) و ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم، شبیه‌سازی‌ها تکرار شده است. (شکل-های (۵-۵) و (۶-۵))

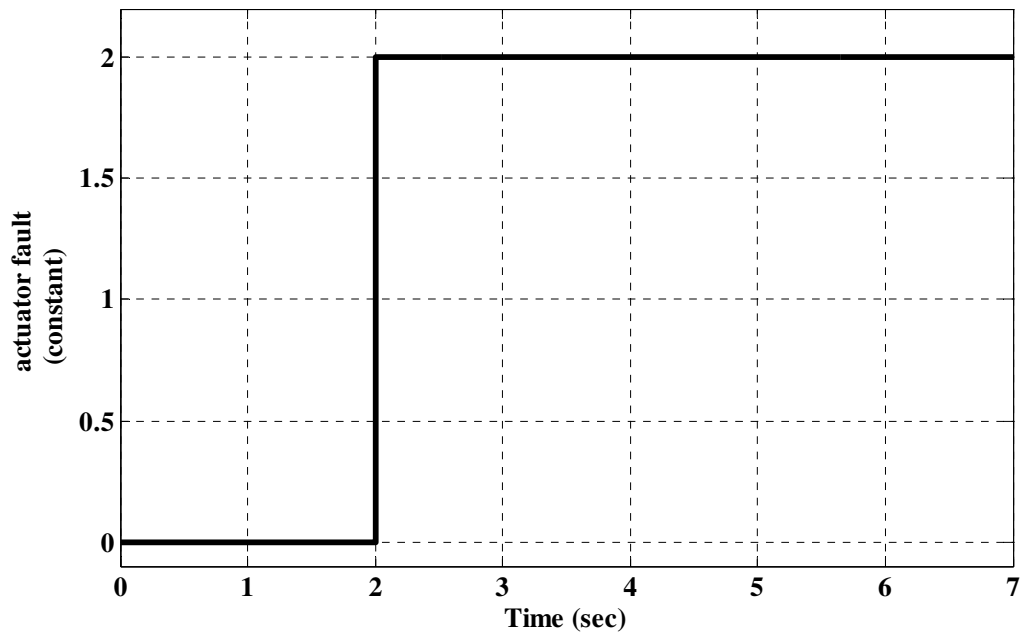
ج) با فرض $f_{s_1} = 0.1[r(t-5) - 2r(t-10) + r(t-15)]$ (شکل (۷-۵)) و $f_{a_2}(t) = r(t-5) - 2r(t-10) + r(t-15)$ (شکل (۸-۵)) برای دو رؤیتگر طراحی شده با روش‌های مود لغزشی و تطبیقی شبیه‌سازی‌ها صورت گرفته و سیگنال‌های خطای بازسازی شده رسم شده است. (شکل‌های (۵-۹) و (۱۰-۵))

د) با همان فرضیات (ج) و ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم شبیه‌سازی‌ها تکرار شده است. (شکل‌های (۱۱-۵) و (۱۲-۵))

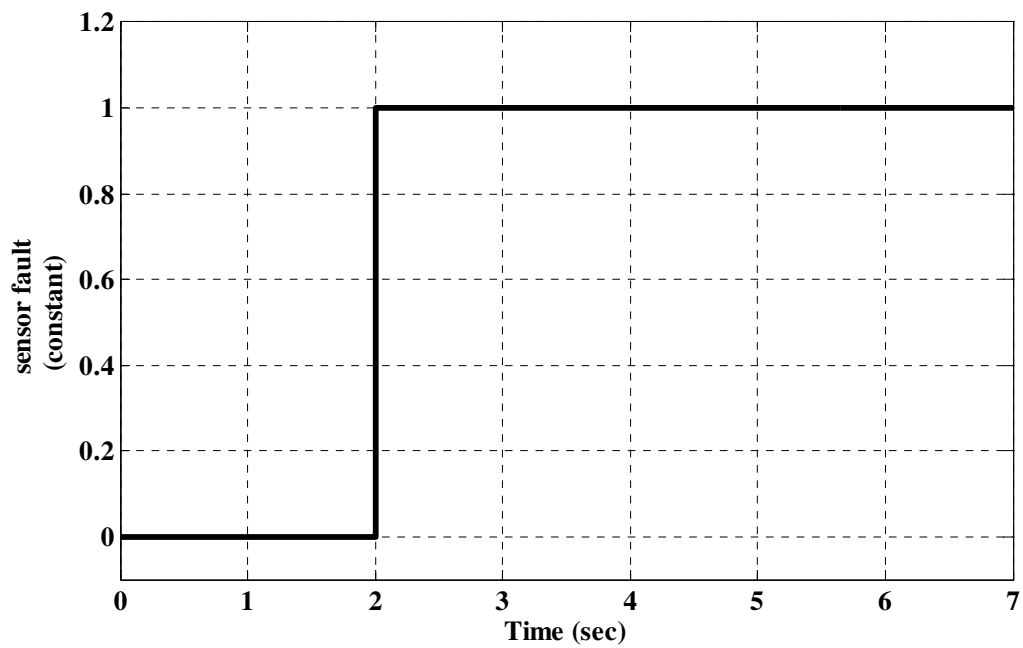
ه) با فرض $f_{s_1} = [e^{-0.05t} + \frac{t}{4t+10}]u(t-2)$ (شکل (۱۳-۵)) و $f_{a_2}(t) = 5[e^{-0.05t} + \frac{t}{4t+10}]u(t-2)$ (شکل (۱۴-۵)) برای دو رؤیتگر طراحی شده با روش‌های مود لغزشی و تطبیقی شبیه‌سازی‌ها صورت گرفته و سیگنال‌های خطای بازسازی شده رسم شده است. (شکل‌های (۱۵-۵) و (۱۶-۵))

و) با همان فرضیات (ه) و ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم شبیه‌سازی‌ها تکرار شده است. (شکل‌های (۱۷-۵) و (۱۸-۵))

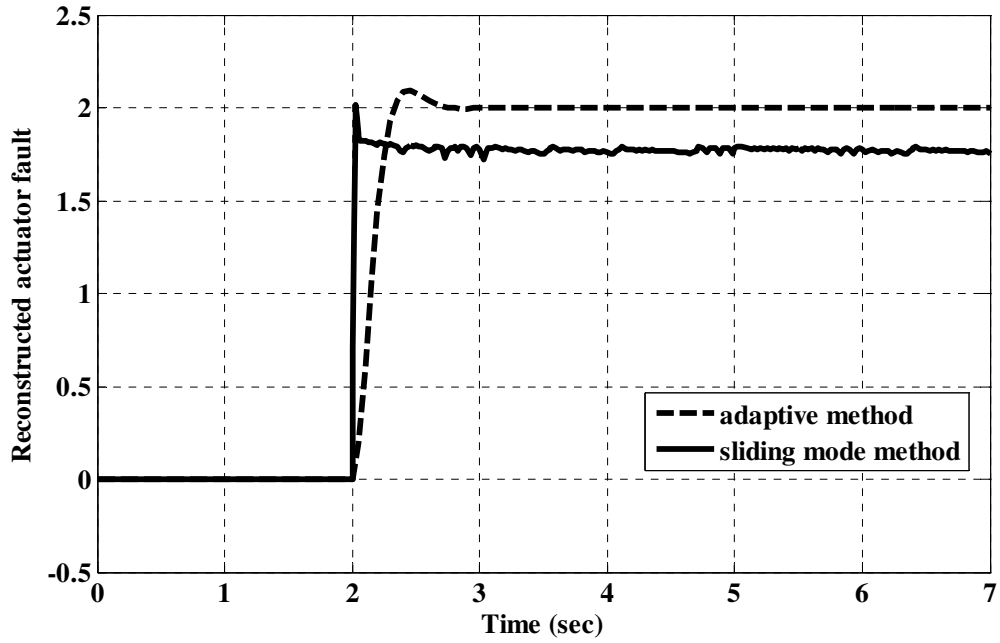
برای بازسازی سیگنال‌های خطا از روابط (۹-۵) و (۱۰-۵) برای طراحی رؤیتگر بر اساس مود لغزشی و روابط (۱۷-۵) و (۲۱-۵) برای طراحی رؤیتگر بر اساس روش تطبیقی استفاده شده است. طبق رابطه (۱۰-۵) و (۲۱-۵) واضح است که هیچکدام از دو روش، نمی‌توانند خطا در سنسور دوم را تشخیص دهند که این امر به دلیل نقص رتبه در ماتریس $(A_{22} - A_{21}A_{11}^{-1}A_{12})$ می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی‌ها سادگی و توانمندی روش مطرح شده را به خوبی نشان می‌دهند.



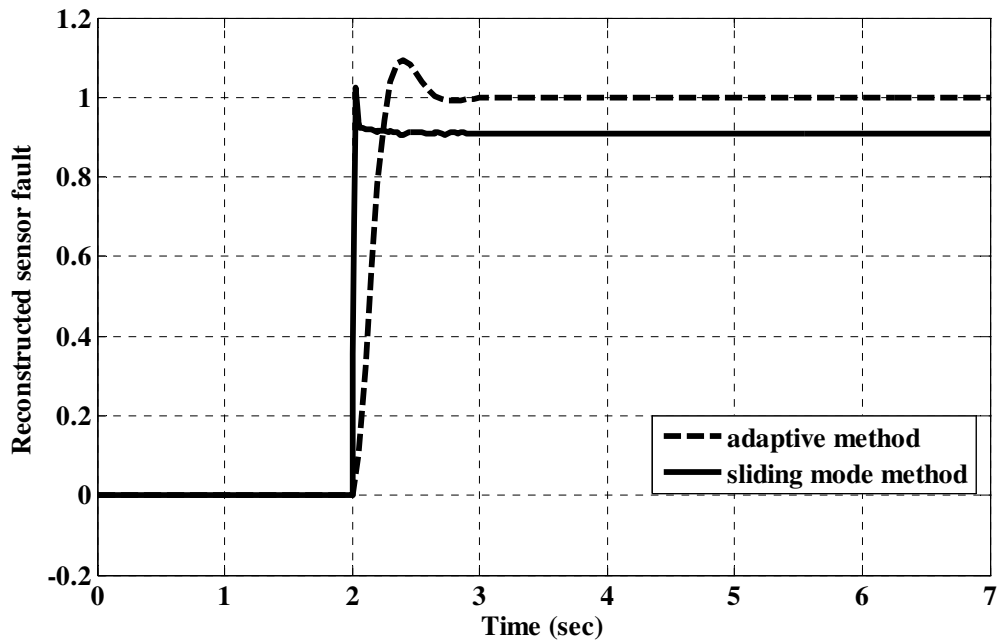
شکل (۱-۵): سیگنال خطای رخ داده در عملگر دوم (خطای ناگهانی)



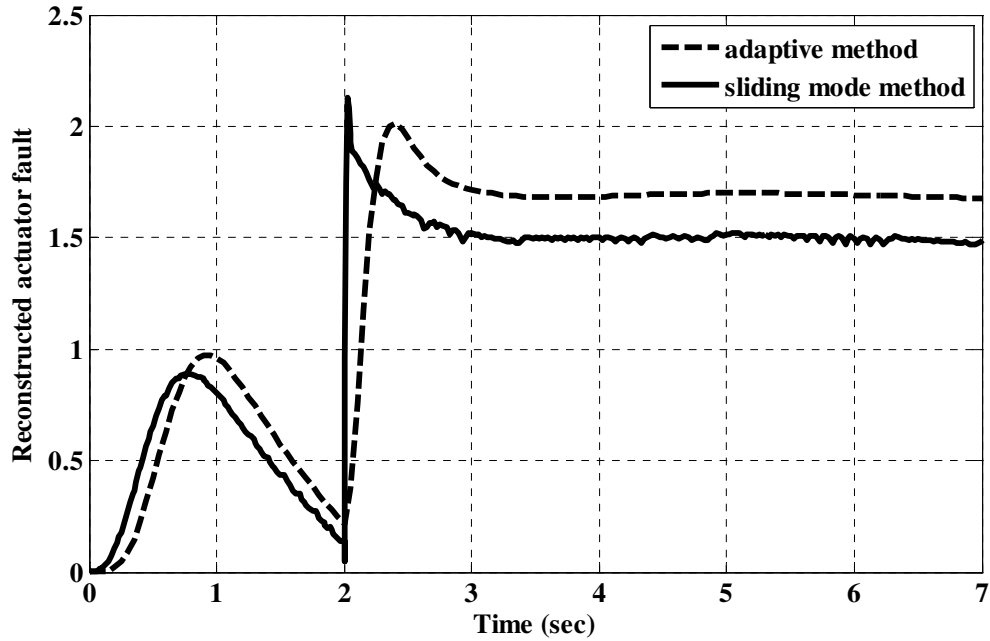
شکل (۲-۵): سیگنال خطای رخ داده در سنسور اول (خطای ناگهانی)



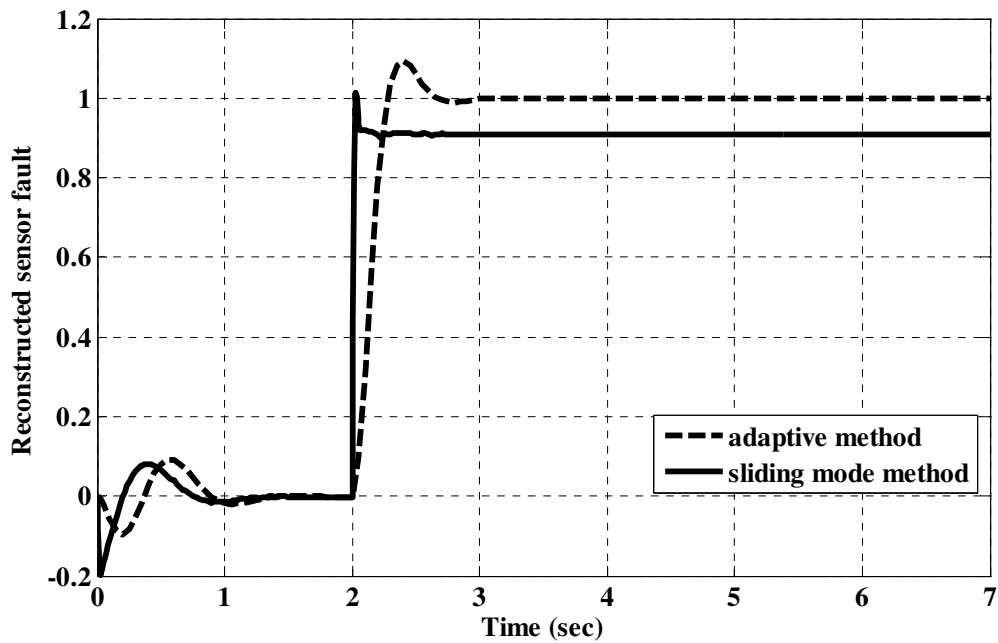
شکل (۳-۵): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در عملکرد دوم خطای ناگهانی رخ دهد.



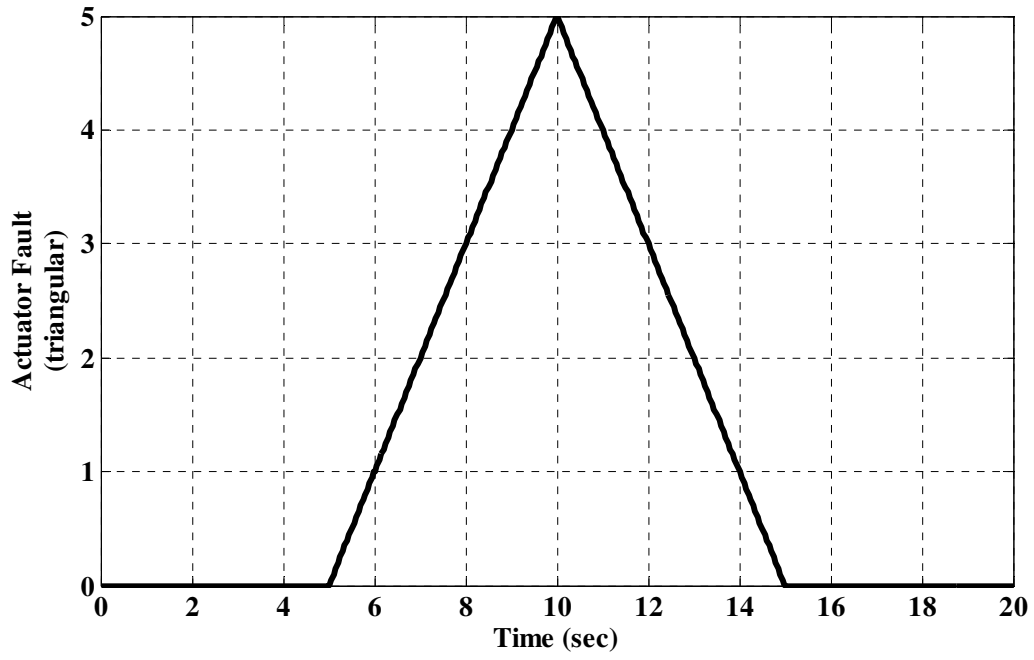
شکل (۴-۵): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در سنسور اول خطای ناگهانی رخ دهد.



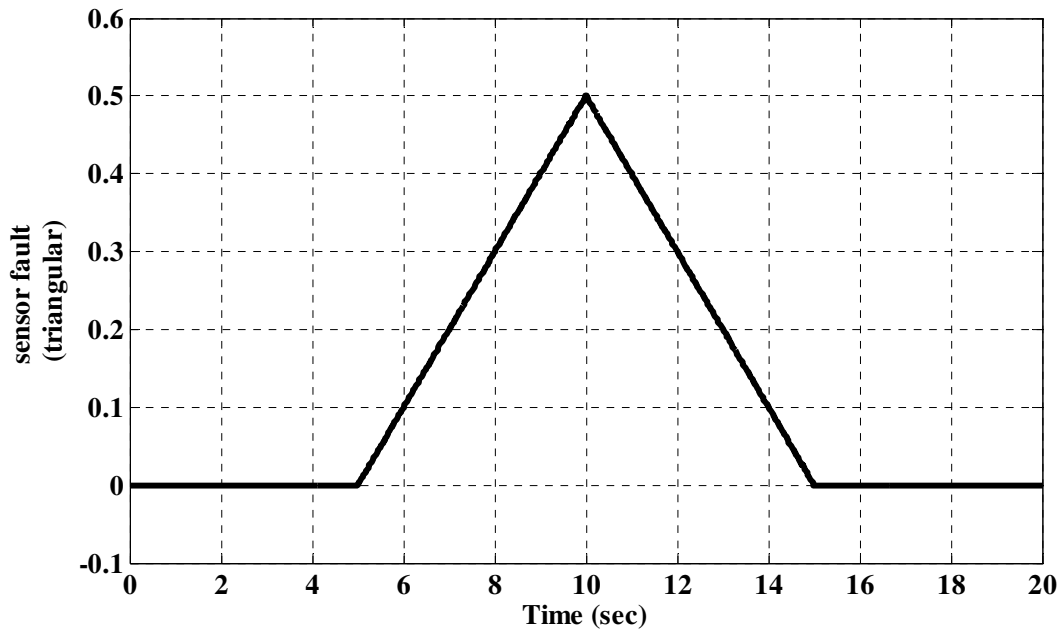
شکل (۵-۵): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در عملگر دوم خطای ناگهانی رخ دهد.



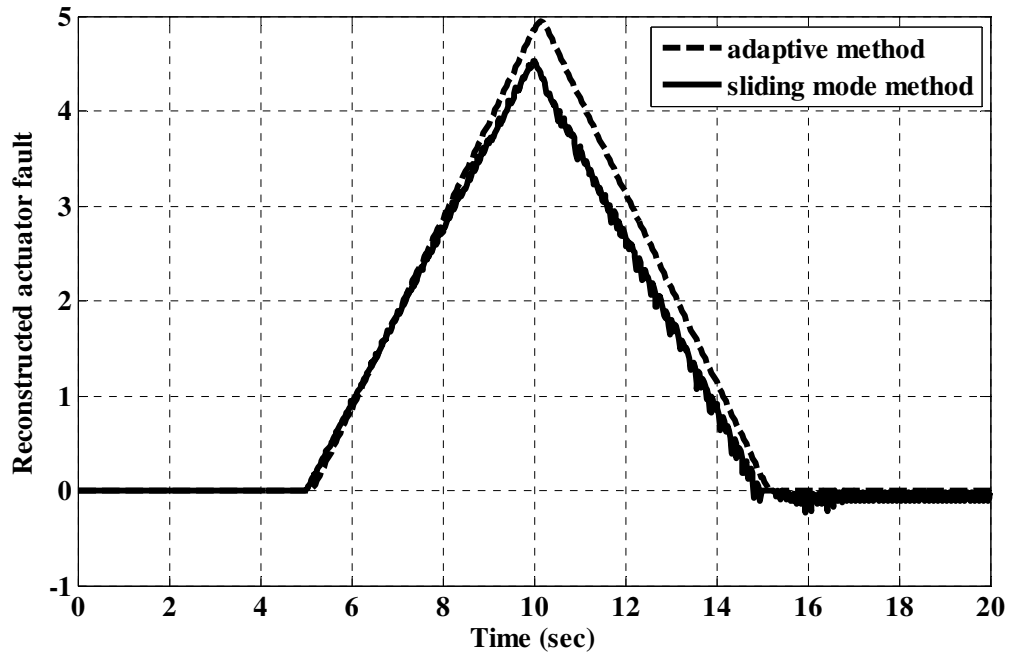
شکل (۵-۶): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در سنسور اول خطای ناگهانی رخ دهد.



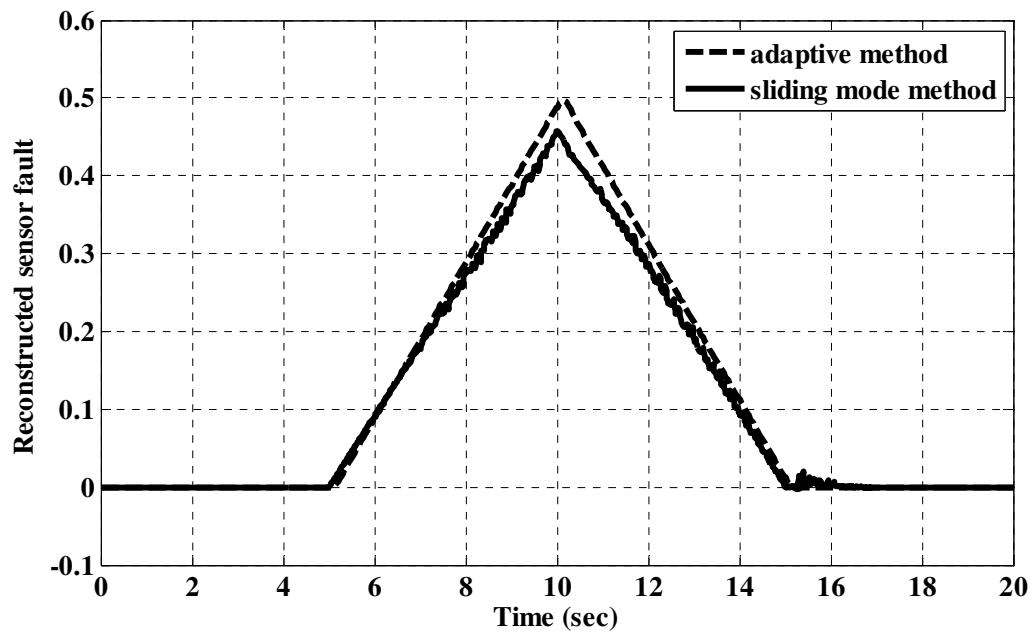
شکل (۵-۷): سیگنال خطای رخ داده در عملگر دوم (خطای موقتی)



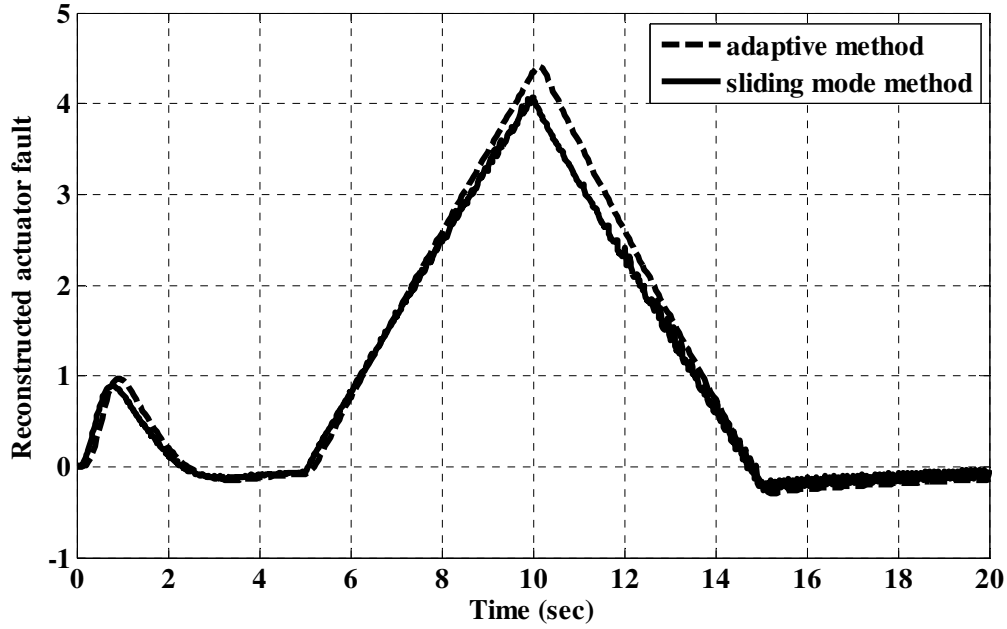
شکل (۵-۸): سیگنال خطای رخ داده در سنسور اول (خطای موقتی)



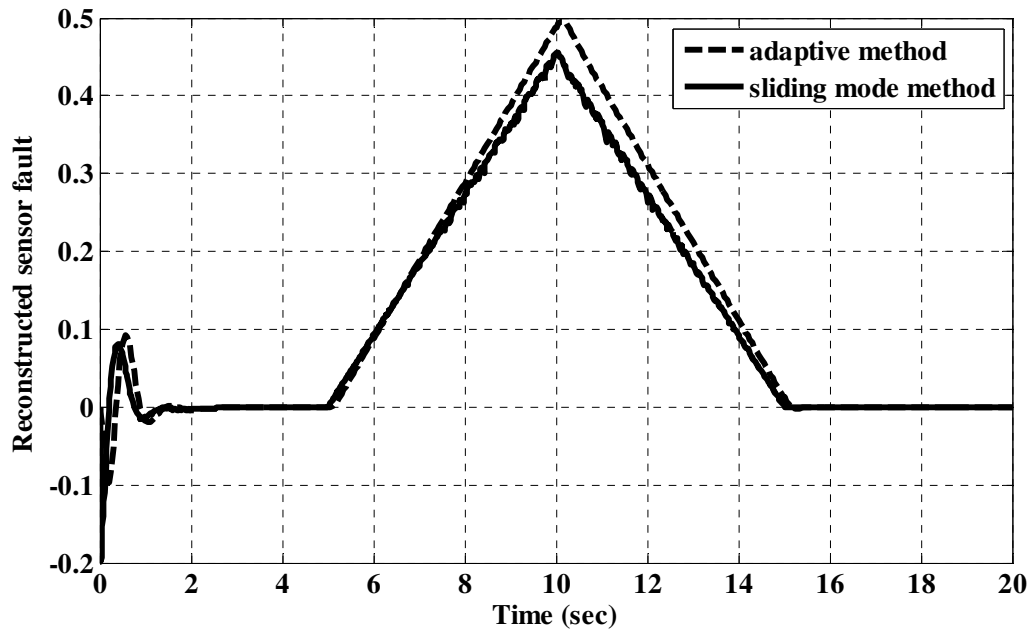
شکل (۵-۹): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در عملکرد دوم خطای موقتی رخ دهد.



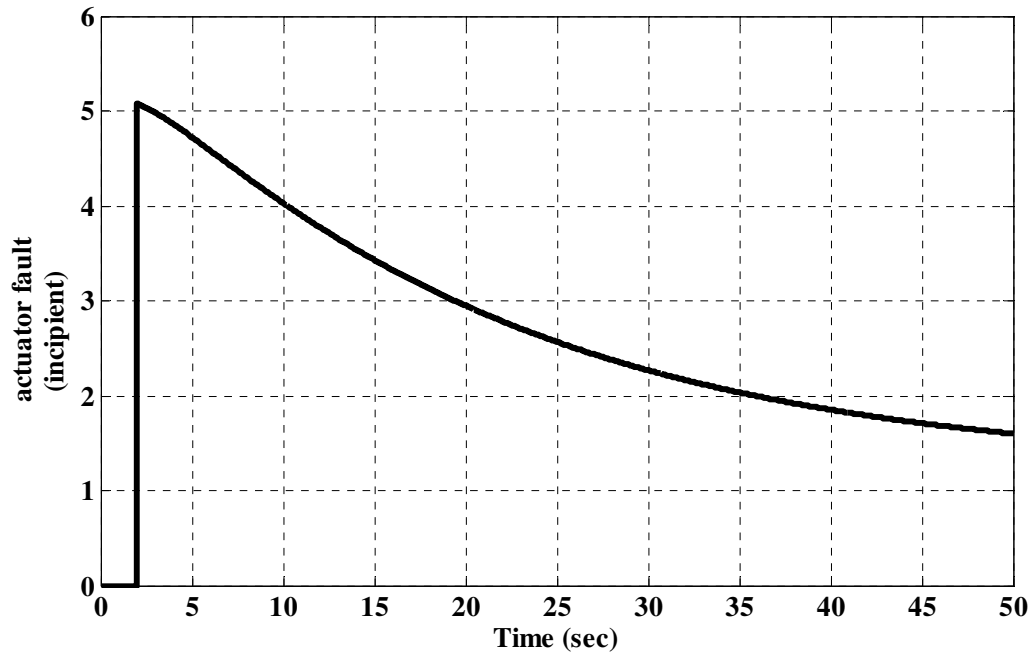
شکل (۵-۱۰): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در سنسور اول خطای موقتی رخ دهد



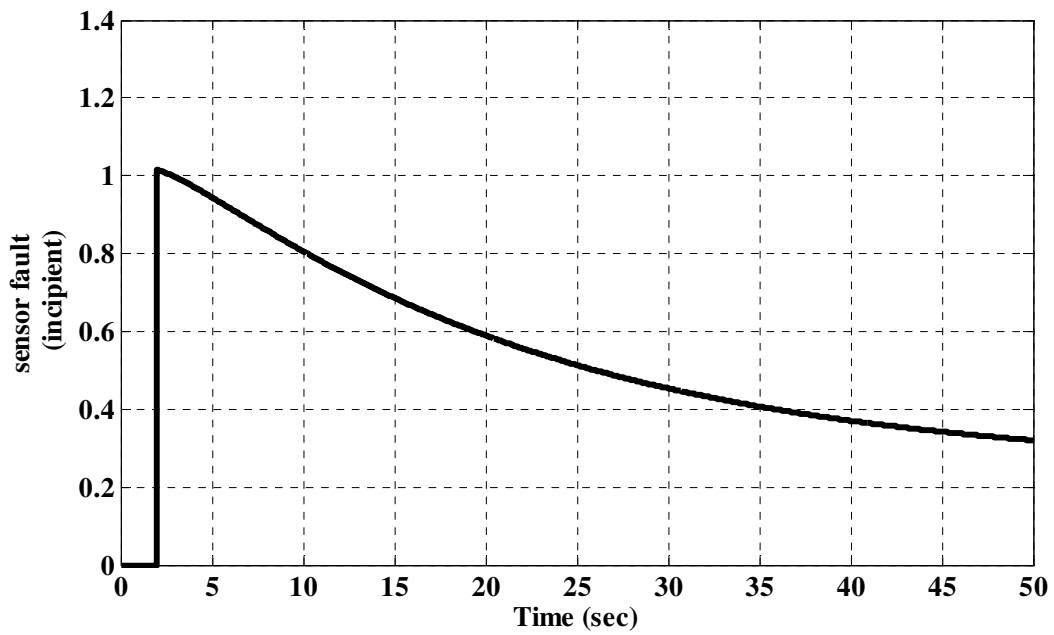
شکل (۵-۱۱): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در عملکرد دوم خطای موقتی رخ دهد.



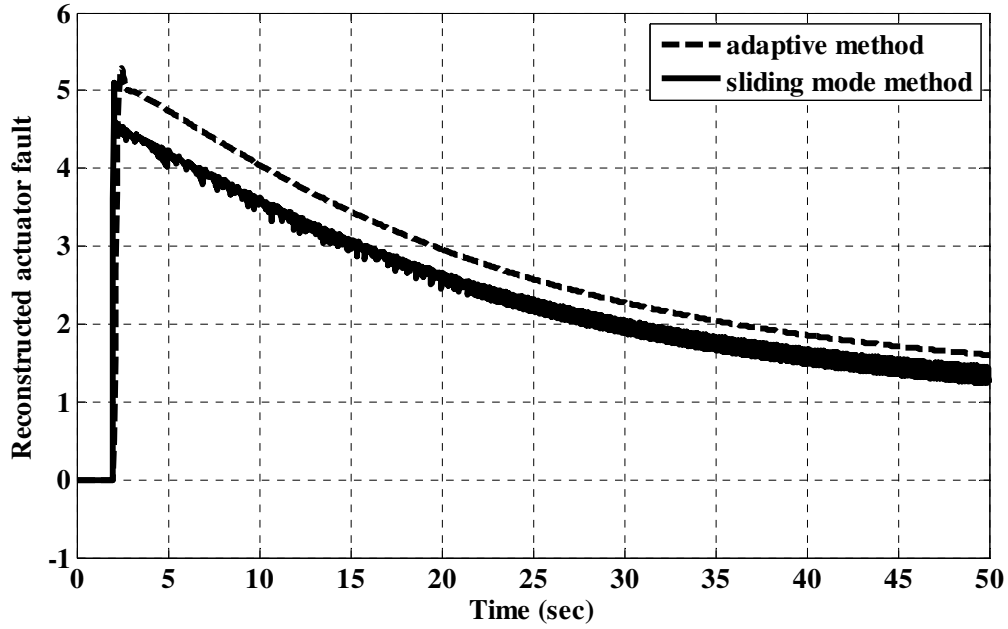
شکل (۵-۱۲): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در سنسور اول خطای موقتی رخ دهد.



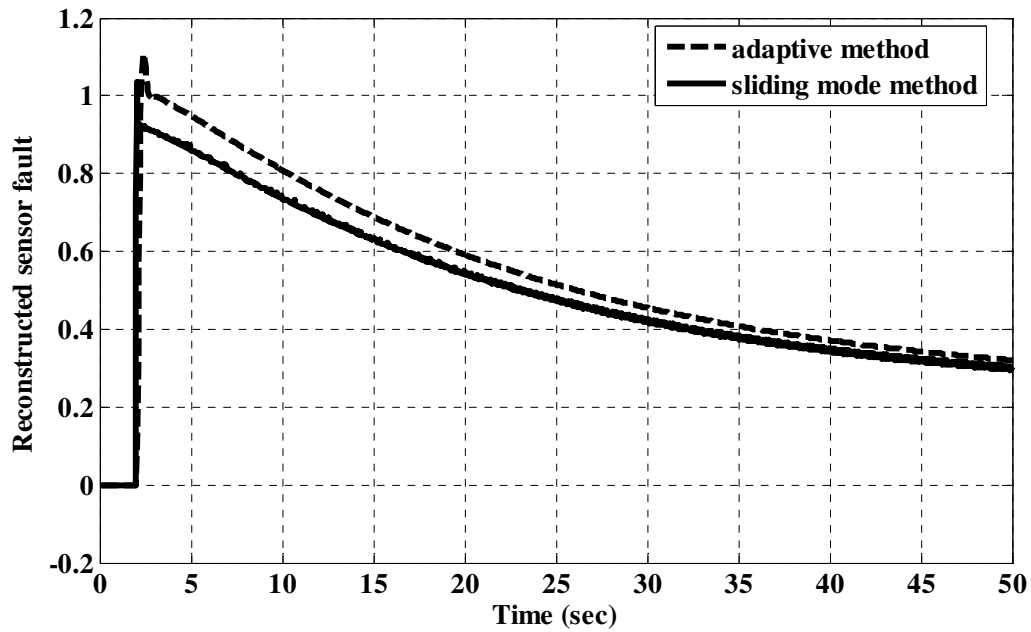
شکل (۵-۱۳): سیگنال خطای رخ داده در عملگر دوم (خطای نرم)



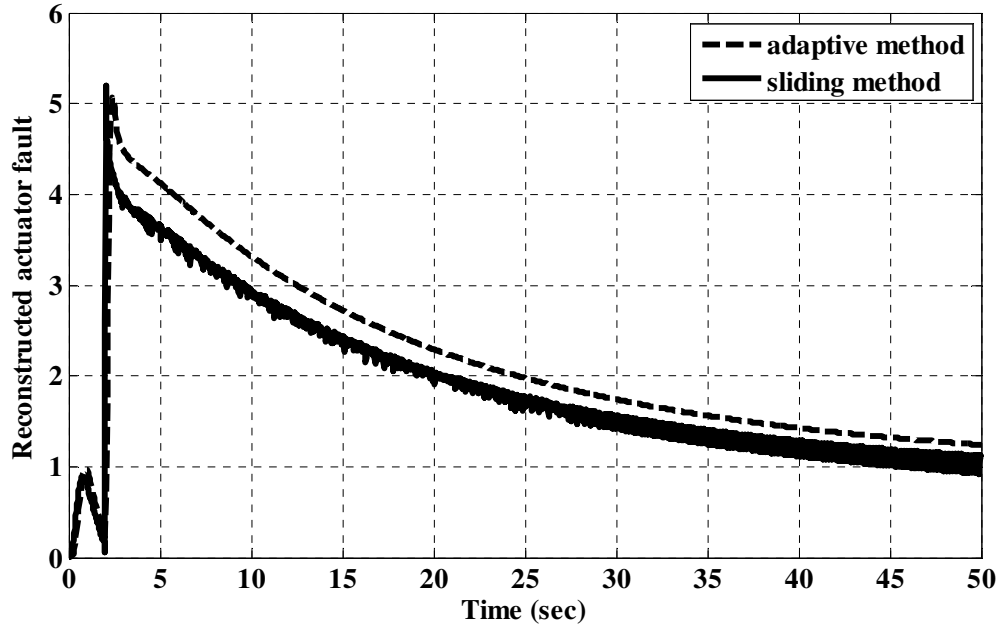
شکل (۵-۱۴): سیگنال خطای رخ داده در سنسور اول (خطای نرم)



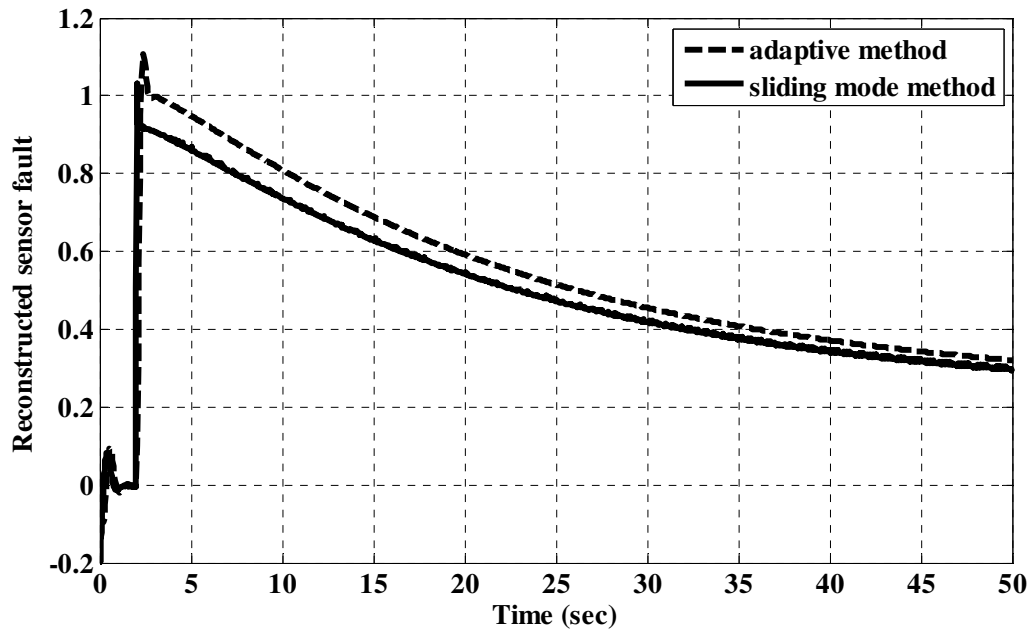
شکل (۵-۱۵): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در عملگر دوم خطای نرمی رخ دهد.



شکل (۵-۱۶): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که در سنسور اول خطای نرمی رخ دهد.



شکل (۵-۱۷): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در عملکرد دوم خطای نرمی رخ دهد.



شکل (۵-۱۸): سیگنال خطای بازسازی شده برای حالتی که ۲۰٪ تغییرات در پارامترهای سیستم وارد شده و در سنسور اول خطای نرمی رخ دهد.

فصل ششم:

کنترل تحمل پذیر خطا

افزایش تقاضا برای بالا بردن قابلیت اطمینان در سیستم‌های صنعتی سبب توجه محققین زیادی به مسأله تشخیص و جداسازی خطا و به دنبال آن سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا شده است. خطا (نرم یا ناگهانی) نوعی خرابی یا تنزل در کار دستگاه بوده که می‌تواند منجر به کاهش عملکرد، ناپایداری یا از دست دادن کارایی دستگاه شود. اگر چه FTCS از موضوعات جدید علمی در تئوری کنترل می‌باشد ولی موضوع کنترل سیستم، مادامی که از شرایط نامی منحرف شود مورد توجه محققین زیادی قرار گرفته است برای مثال می‌توان به روش‌های LQR، تطبیقی و کنترل مقاوم اشاره نمود. در FTC مسائلی مانند نوع خطا، تغییرات ناشی از آن و جداسازی صحیح آن برای گرفتن تصمیم درست، بایست مدنظر گرفته شود. مشخصه مهم FTCS توانایی آن برای نزدیک کردن عملکرد سیستم به عملکرد مطلوب پس از وقوع خطا می‌باشد. قابلیت تطبیق سیستم کنترل به فاکتور مهمی مانند نوع خرابی، مقاوم پذیری سیستم نامی و عملگرهای اضافی نصب شده بستگی دارد.

در واقع FTCS را می‌توان به دو دسته پسیو و اکتیو دسته‌بندی نمود. در پسیو از تکنیک‌های کنترل مقاوم برای غیرحساس کردن سیستم حلقه بسته به وقوع خطا استفاده می‌کنند. روش‌هایی که از عملگرهای اضافی استفاده می‌کنند را روش‌های کنترل قابل اطمینان^۱ می‌نامند [۹۹ و ۱۰۰]. در روش اکتیو مجموعه جدیدی از پارامترهای کنترلی تعیین می‌شوند طوری که رفتار سیستم دارای خطا نزدیک به سیستم نرمال می‌گردد. در روش اکتیو، پس از اینکه خطا رخ می‌دهد سیستم از شرایط نامی خود دور شده و به شرایط جدیدی که "دارای خطا" نامیده می‌شود، می‌رسد. هدف FTCS تعیین قانون کنترل جدیدی است تا سیستم را به نقطه کاری جدیدی برده که در آن عملکرد سیستم تنزل یافته تا حدی قابل قبول باشد (از لحاظ پایداری و دقت) بنابراین داشتن مدل تنزل یافته‌ای از سیستم اهمیت می‌یابد. بر این

اساس در [۱۰۱] و [۱۰۲] پیشنهادی تحت عنوان شبه معکوس^۱ مطرح گردید هر چند که در عمل خطا قابل پیشبینی نبوده و بدست آوردن مدلی از سیستم معیوب ممکن نمی باشد. برای غلبه بر محدودیت های کنترل فیدبک متعارف، کنترلرهای جدیدی با قابلیت تطبیق با شرایط خطا یا تحمل پذیری در برابر خطا مطرح شده اند که می توان آن ها را به دسته های زیر تقسیم بندی نمود:

- به نظر می رسد که کنترل تطبیقی یک پیشنهاد خوب برای محیط های دارای خطا می باشد در این حالت اثر خطا بصورت تغییر در پارامترهای سیستم ظاهر و بصورت زمان واقعی شناسایی می شود سپس بصورت اتوماتیک قانون کنترل بر اساس شرایط جدید تغییر ساختار می دهد.

[۱۰۳]

- مسأله FTCS را می توان به صورت یک مسأله چند منظوره و بر اساس یک سری فرضیات (مانند عدم قطعیت ها) فرمول بندی، و اثر خطا را توسط یک تبدیل خطی بیان کرد سپس برای تحلیل FTCS از روش LMI استفاده نمود. [۱۰۴]

- روش دیگر برای رسیدن به FTCS، استفاده از واحد FDI برای تعیین محل و زمان وقوع خطا می باشد. در این روش بر اساس نظر واحد FDI خطاهای رخ داده شده با قانون کنترلی مناسبی جبران می شوند که این امر با استفاده از gain scheduling [۱۰۵] یا جبران بوسیله طراحی ورودی های اضافی امکان پذیر است [۱۰۶]

روش استفاده شده در این فصل برای جبران خطاهای رخ داده در سنسورها و عملگرها، اصلاح قانون کنترل با اضافه کردن یک قانون کنترلی جدید پس از وقوع خطا می باشد.

۶-۲- توصیف خطا

یک سیستم خطی با معادلات حالت زیر را در نظر بگیرید

$$\begin{cases} X(k+1) = AX(k) + BU(k) \\ y(k) = CX(k) \end{cases} \quad (1-6)$$

که $X \in R^n$ بردار حالت، $U \in R^m$ بردار کنترل و $y \in R^q$ بردار خروجی بوده و ماتریس‌های A ، B و C ماتریس‌هایی معلوم و با ابعاد مناسب می‌باشند. خطاهای جمع‌شونده و یا ضرب‌شونده گوناگونی ممکن است بر کار سیستم اثر بگذارند. خطاهای جمع‌شونده مشخصه خطای سنسورها و عملگرها و خطاهای ضرب‌شونده مشخصه خطا در قطعات می‌باشد. یک روش کلاسیک برای در نظر گرفتن خطای قطعات در مدل سیستم، بصورت زیر می‌باشد

$$\begin{cases} X_f(k+1) = A_f X_f(k) + B_f U_f(k) \\ y_f(k) = C_f X_f(k) \end{cases} \quad (2-6)$$

اندیس f بیانگر وجود خطا در سیستم است،

ماتریس‌های دارای خطا بصورت زیر تعریف می‌شوند.

$$A_f = A + \delta A, \quad B_f = B + \delta B, \quad C_f = C + \delta C \quad (3-6)$$

δA ، δB ، δC بیانگر میزان تغییر در شرایط نامی در هنگام وقوع خطا می‌باشند. در این رساله این حالت از خطا در نظر گرفته نشده و فقط خطای سنسورها و عملگرها بررسی شده است. در فصل ۴ مسأله تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با استفاده از بانکی از رؤیگرهای تطبیقی و مود لغزشی و در فصل ۵ مسأله تخمین خطای عملگرها و سنسورها با استفاده از روش‌های تطبیقی و مود لغزشی مورد بررسی قرار گرفت. در این فصل ابتدا یک روش ساده برای تشخیص خطای عملگرها و سنسورها بیان نموده و سپس مسأله کنترل سیستم پس از وقوع خطا را بررسی می‌کنیم.

مدل سیستم در هنگام وقوع خطا در عملگرها را بصورت (۴-۶) و در هنگام وقوع خطا در سنسورها را بصورت (۵-۶) در نظر می‌گیریم.

$$\begin{cases} X(k+1) = AX(k) + BU(k) + F_a f_a(k) \\ y(k) = CX(k) \end{cases} \quad (۴-۶)$$

$$\begin{cases} X(k+1) = AX(k) + BU(k) \\ y(k) = CX(k) + F_s f_s(k) \end{cases} \quad (۵-۶)$$

$f_a(k)$ و $f_s(k)$ به ترتیب بیانگر ورودی‌های نامعلوم خطای عملگرها و سنسورها می‌باشند.

۳-۶ - طراحی کنترل کننده ردیاب نامی

در سیستم‌های کنترل ردیاب بایست تعداد خروجی‌هایی که ورودی‌ها را دنبال می‌کنند بیشتر یا مساوی ورودی‌ها باشند. از این رو معادلات خروجی را بصورت زیر بازنویسی می‌کنیم

$$y(k) = CX(k) = \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \end{bmatrix} X(k) = \begin{bmatrix} y_1(k) \\ y_2(k) \end{bmatrix} \quad (۶-۶)$$

که $y_1 \in R^p$, $(p \leq m)$ ، بیانگر بردار خروجی است که بایست بردار ورودی مرجع y_r را دنبال کند. برای این منظور بایست بردار کنترل فیدبک طوری طراحی شود که در حالت ماندگار داشته باشیم.

$$y_r - y_1 \rightarrow 0 \quad (۷-۶)$$

برای رسیدن به این هدف، بردار مقایسه کننده و انتگراتور Z بصورت زیر به سیستم اضافه می‌شود

$$z(k+1) = z(k) + T_s (y_r(k) - y_1(k)) = z(k) + T_s (y_r(k) - E_1 X(k)) \quad (۸-۶)$$

که T_s بازه نمونه برداری می‌باشد.

با اضافه نمودن حالت بالا به سیستم می‌توان معادلات سیستم را بصورت زیر بازنویسی نمود

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} X(k+1) \\ z(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -T_s E_1 & I_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} U(k) + \begin{bmatrix} 0 \\ T_s I_p \end{bmatrix} y_r(k) \\ y(k) = [C \quad 0] \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (9-6)$$

بردار کنترل فیدبک نامی $U(k)$ از رابطه زیر محاسبه می‌شود

$$U(k) = -K\bar{X}(k) = -[K_1 \quad K_2] \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \end{bmatrix} \quad (10-6)$$

که با استفاده از تخصیص محل قطب^۱ محاسبه می‌شود. در صورت در دسترس نبودن تمامی حالات ابتدا بایست حالات را تخمین زد و سپس $U(k)$ را محاسبه نمود.

۴-۶ - تخمین خطای عملگرها

پس از وقوع خطا در عملگرها و بر اساس معادلات (۴-۶) و (۹-۶) می‌توان معادلات افزایشی سیستم را بصورت زیر بازنویسی نمود.

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} X(k+1) \\ z(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -T_s E_1 & I_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} U(k) + \begin{bmatrix} 0 \\ T_s I_p \end{bmatrix} y_r(k) + \begin{bmatrix} F_a \\ 0 \end{bmatrix} f_a(k) \\ y(k) = [C \quad 0] \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (11-6)$$

که F_a بیانگر آامین ستون ماتریس B در زمان وقوع خطا در عملگر نام می‌باشد. برای تخمین اندازه $f_a(t)$ سیستم داده شده در (۱۱-۶) را بصورت زیر بازنویسی می‌کنیم

$$\bar{E}_a \bar{X}_a(k+1) = \bar{A}_a \bar{X}_a(k) + \bar{B}_a \bar{U}(k) + \bar{G}_a y_r(k) \quad (12-6)$$

که

$$\bar{E}_a = \begin{bmatrix} I_n & 0 & -F_a \\ 0 & I_p & 0 \\ I_n & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \bar{A}_a = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ -T_s E_1 & I_p & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \bar{B}_a = \begin{bmatrix} B & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & I_q \end{bmatrix} \quad (13-6)$$

$$\bar{G}_a = \begin{bmatrix} 0 \\ T_s I_p \\ 0 \end{bmatrix} \quad \bar{X}_a(k) = \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \\ f_a(k-1) \end{bmatrix} \quad \bar{U}(k) = \begin{bmatrix} U(k) \\ y(k+1) \end{bmatrix}$$

در (۱۲-۶) ماتریس \bar{E}_a دارای مرتبه کامل سطری بوده و لذا می‌توان با تجزیه مقادیر ویژه^۱ تخمینی از f_a را بدست آورد [۱۰۷]

فرض کنید $\bar{E}_a = T \begin{bmatrix} S \\ 0 \end{bmatrix} M^T$ ، تجزیه به مقادیر ویژه \bar{E}_a باشد و $T = [T_1 \ T_2]$ باشد از این رو S یک ماتریس قطری ناویژه بوده و ماتریس‌های T و M متعامد می‌باشند.

با استفاده از SVD و (۱۲-۶) داریم

$$\bar{X}_a(k+1) = \tilde{A}_a \bar{X}_a(k) + \tilde{B}_a \bar{U}(k) + \tilde{G}_a y_r(k) \quad (14-6)$$

که

$$\begin{cases} \tilde{A}_a = MS^{-1}T_1^T \bar{A}_a = \bar{E}_a^+ \bar{A}_a \\ \tilde{B}_a = MS^{-1}T_1^T \bar{B}_a = \bar{E}_a^+ \bar{B}_a \\ \tilde{G}_a = MS^{-1}T_1^T \bar{G}_a = \bar{E}_a^+ \bar{G}_a \end{cases} \quad (15-6)$$

\bar{E}_a^+ ماتریس شبه‌معکوس E_a می‌باشد. با حل معادله (۱۴-۶) تخمینی از خطای عملگر بدست می‌آید.

۵-۶- جبران سازی خطای عملگرها

با جایگذاری قانون کنترل (۶-۱۰) در معادله (۶-۴) داریم

$$\begin{cases} X(k+1) = (A - BK_1)X(k) - BK_2Z(k) + F_a f_a(k) \\ y(k) = CX(k) \end{cases} \quad (۶-۱۶)$$

با افزودن یک قانون کنترل جدید به قانون کنترل نامی به دنبال جبران اثر خطای عملگرها می‌باشیم بنابراین قانون کنترل را بصورت زیر اصلاح می‌کنیم.

$$U(k) = -[K_1 \quad K_2]X(k) + U_{ad}(k) \quad (۶-۱۷)$$

در این حالت معادلات حلقه بسته سیستم را می‌توان بصورت زیر بازنویسی کرد

$$X(k+1) = (A - BK_1)X(k) - BK_2Z(k) + F_a f_a(k) + BU_{ad}(k) \quad (۶-۱۸)$$

قانون کنترلی اضافه شده $U_{ad}(k)$ بایست اثر خطای رخ داده شده در عملگرها را ناچیز کند لذا بایست

$$BU_{ad}(k) + F_a f_a(k) = 0 \quad (۶-۱۹)$$

در این حالت اگر تخمینی از خطای عملگرها در دسترس باشد می‌توان با استفاده از رابطه زیر اثر خطای عملگرها را به حداقل رساند.

$$U_{ad}(k) = -B^+ F_a \hat{f}_a(k) \quad (۶-۲۰)$$

B^+ ماتریس شبه معکوس B و $\hat{f}_a(t)$ تخمینی از خطای عملگرها می‌باشد.

۶-۶- تخمین خطای سنسورها

اگر در سنسوری خطایی رخ دهد، قانون کنترل نامی $U(k)$ برای از بین بردن این خطا بایست اصلاح شود. اما در این حالت خروجی واقعی از مقدار نامی فاصله زیادی دارد. در زمان وقوع خطا در سنسورها می‌توان مطابق با (۶-۶)، معادله (۶-۵) را بصورت زیر تجزیه نمود.

$$y(k) = CX(k) + F_s f_s(k) = \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \end{bmatrix} X(k) + \begin{bmatrix} F_{s1} \\ F_{s2} \end{bmatrix} f_s(k) \quad (21-6)$$

در این حالت بردار خطای انتگرالی Z بصورت زیر توصیف می‌شود

$$z(k+1) = z(k) + T_s (y_r(k) - y_1(k)) = z(k) + T_s (y_r(k) - E_1 X(k) - F_{s1} f_s(k)) \quad (22-6)$$

اندازه خطای سنسور از روشی مشابه با روش قبلی تخمین زده می‌شود

$$\bar{E}_s \bar{X}(k+1) = \bar{A}_s \bar{X}(k) + \bar{B}_s \bar{U}(k) + \bar{G}_s y_r(k) \quad (23-6)$$

که

$$\begin{aligned} \bar{E}_s &= \begin{bmatrix} I_n & 0 & 0 \\ 0 & I_p & 0 \\ I_n & 0 & F_s \end{bmatrix} & \bar{A}_s &= \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ -T_s E_1 & I_p & -T_s F_{s1} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} & \bar{B}_s &= \begin{bmatrix} B & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & I_q \end{bmatrix} \\ \bar{G}_s &= \begin{bmatrix} 0 \\ T_s I_p \\ 0 \end{bmatrix} & \bar{X}(k) &= \begin{bmatrix} X(k) \\ z(k) \\ f_s(k) \end{bmatrix} & \bar{U}(k) &= \begin{bmatrix} U(k) \\ y(k+1) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (24-6)$$

با استفاده از SVD برای \bar{E}_s ، همانند حالت قبل می‌توان تخمینی از خطای سنسورها (\hat{f}_s) را بدست آورد.

۶-۷- جبران سازی خطای سنسورها

مطابق روش گفته شده در جبران خطای عملگرها، در این حالت نیز یک قانون کنترلی به قانون نامی مطابق زیر اضافه می‌شود.

$$U(k) = -K_1 X(k) - K_2 z(k) + U_{ad}(k) \quad (25-6)$$

در حضور خطای سنسورها، خروجی y و بردار انتگرالی Z مطابق زیر تحت تأثیر قرار می‌گیرد

$$\begin{cases} y(k) = CX(k) = CX_o(k) + F_s f_s(k) \\ z(k) = z_o(k) + \tilde{f}(k) \\ \tilde{f}(k) = \tilde{f}(k-1) - T_s F_{s1} f_s(k-1) \end{cases} \quad (26-6)$$

که X_o و z_o مقادیر بدون خطای X و Z می‌باشند. و \tilde{f} انتگرال $-F_{s1}f_s$ می‌باشد. قانون کنترلی $U(k)$ بصورت زیر نوشته می‌شود.

$$U(k) = -K_1 X_o(k) - K_1 F_s f_s(k) - K_2 z_o(k) - K_2 \tilde{f}(k) + U_{ad}(k) \quad (27-6)$$

پس از بدست آمدن تخمینی از خطای سنسورها $(\hat{f}_s(t))$ ، می‌توان با استفاده از قانون کنترلی اضافه شده U_{ad} ، اثر خطای سنسورها را از بین برد.

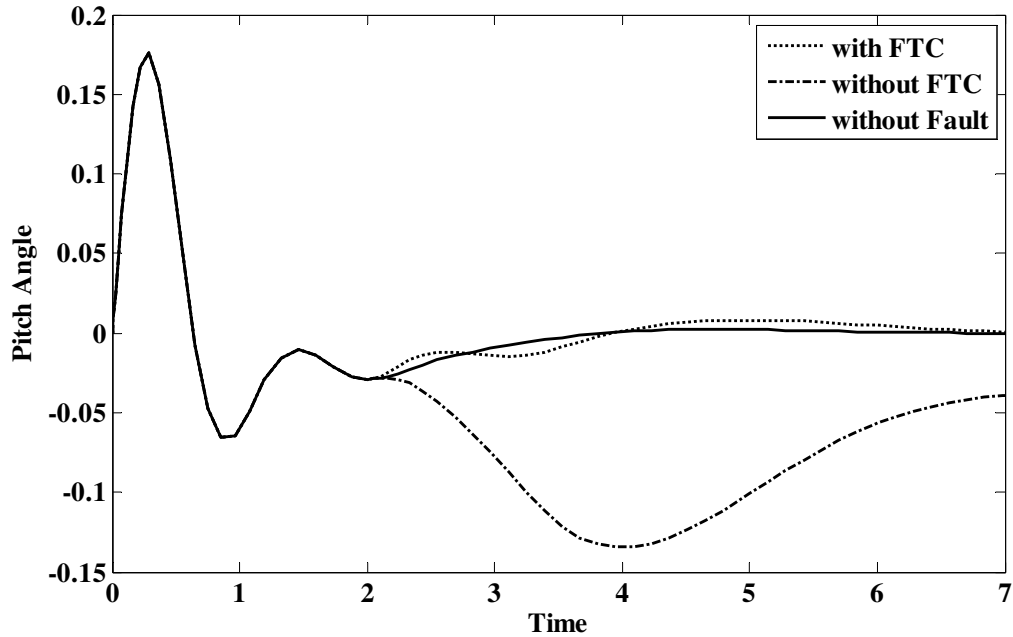
$$U_{ad}(k) = K_1 F_s \hat{f}_s(k) + K_2 \tilde{f}(k) \quad (28-6)$$

۶-۸- نتایج شبیه‌سازی‌ها

در این بخش برای نشان دادن توانایی روش مطرح شده، نتایج بر روی مدل (۵-۵) پیاده‌سازی شده است. برای تخمین خطا از روش تطبیقی مطرح شده در فصل ۵ استفاده شده و قانون کنترلی اضافه شونده به قانون کنترل نامی، بر اساس مطالب گفته شده در این فصل بدست آمده است.

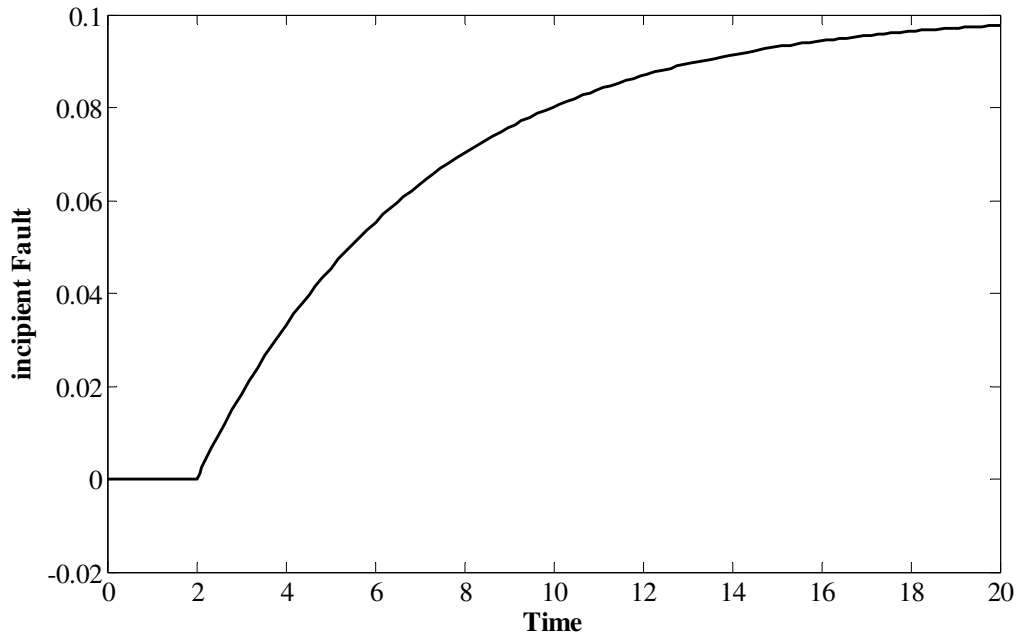
برای نشان دادن توانایی روش مطرح شده در شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، برای دو حالت وقوع خطا در سنسورها و عملگرها، دو نوع خطای ناگهانی و نرم را در نظر گرفته‌ایم و برای مقایسه بهتر نتایج بکارگیری FTC، خروجی‌ها را در سه وضعیت: بدون خطا (خط ممتد)، با خطا و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و با خطا و با اعمال FTC (نقطه-چین) نمایش داده‌ایم. با مشاهده نتایج بدست آمده تأثیر بکارگیری FTC پس از وقوع خطا را بوضوح می‌توان دید که سعی در ترمیم خروجی و نزدیک کردن آن به مقدار مطلوب را دارد.

شکل (۶-۱) بیانگر تغییرات زاویه اوج هواپیما در هنگام رخ دادن یک خطای ناگهانی (بصورت $f_{s1}(t) = 0.1u(t-2)$ در ثانیه دوم سنسور اول، در سه وضعیت بیان شده می‌باشد.

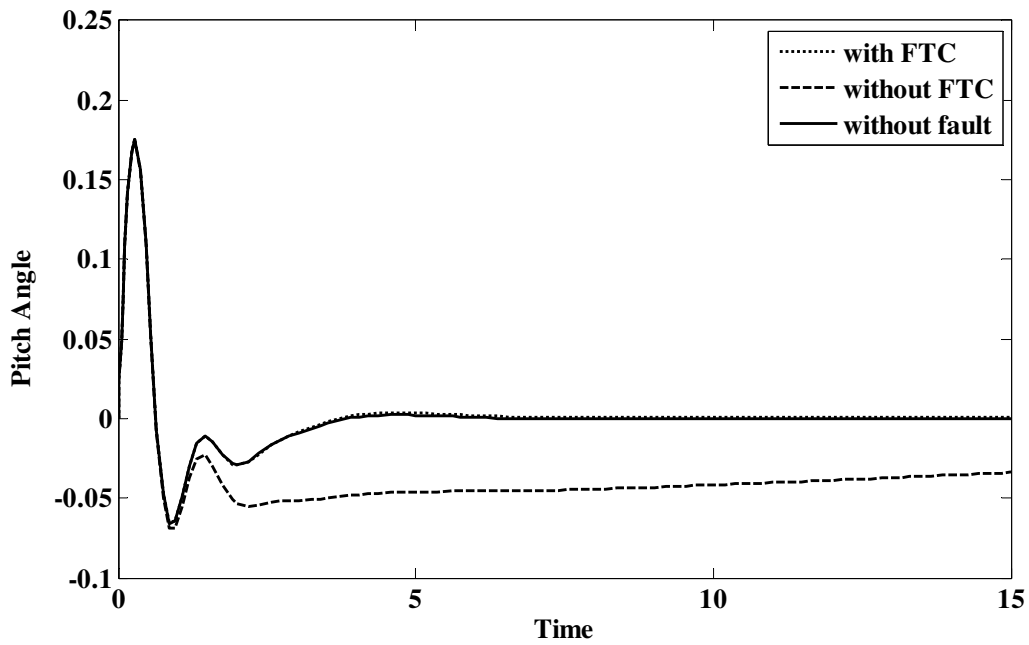


شکل (۶-۱): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم سنسور اول و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم سنسور اول با اعمال FTC (نقطه-چین)

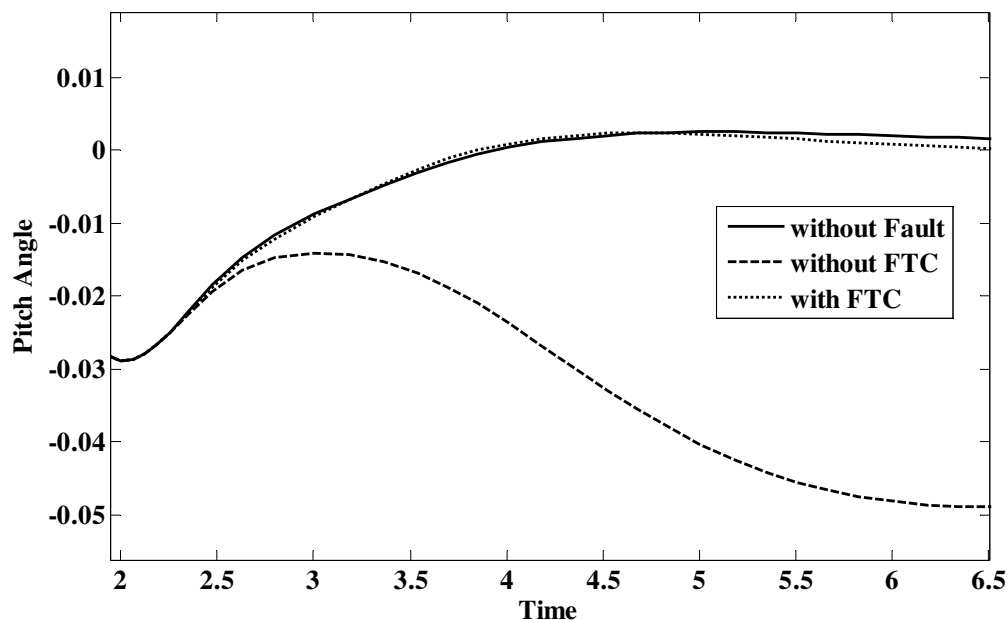
حال با اعمال خطای نرم (شکل (۶-۲))، شبیه‌سازی‌ها را تکرار می‌کنیم. نتایج آن در شکل (۶-۳) آمده است. مشاهده می‌گردد بدلیل رفتار نرم خطای رخ داده، تغییرات خروجی شدت حالت قبل را نداشته و عملکرد FTC بهتر از حالت قبل شده است. لازم به ذکر است این امر به دلیل تخمین خوب در واحد FDI صورت گرفته است. شکل (۶-۴)، بزرگ‌نمایی شده شکل (۶-۳) می‌باشد.



شکل (۶-۲): خطای نرم رخ داده در سنسور اول

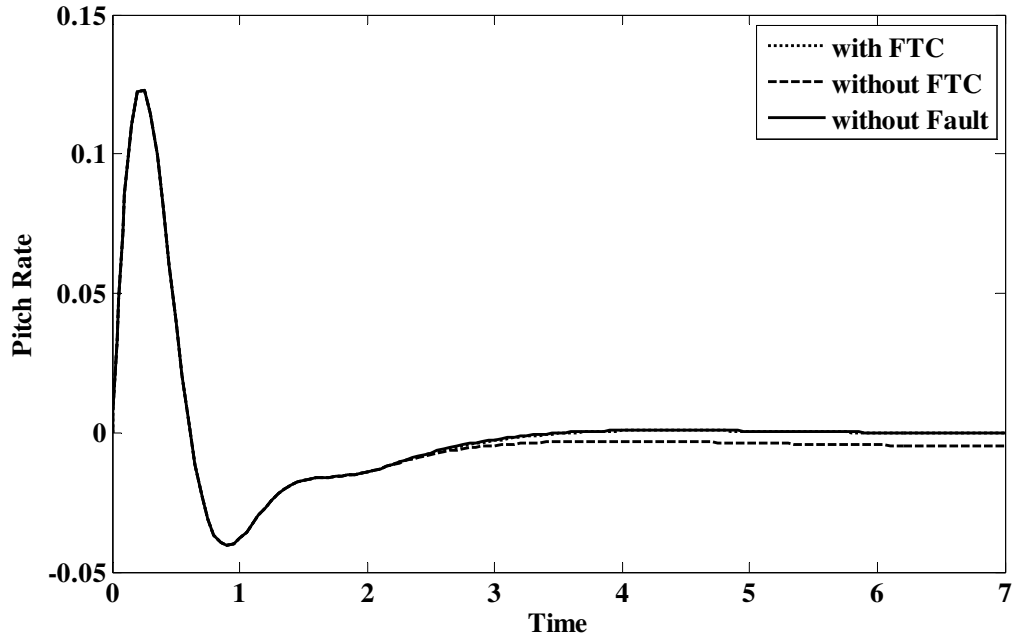


شکل (۶-۳): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای نرم در ثانیه دوم سنسور اول و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای نرم در ثانیه دوم سنسور اول با اعمال FTC (نقطه-چین)

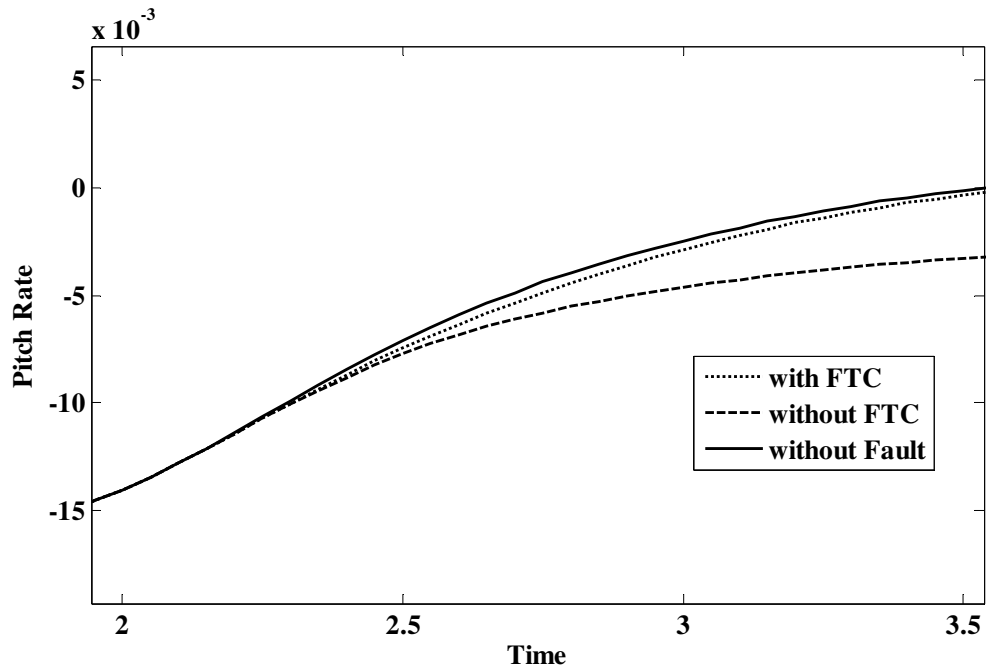


شکل (۴-۶): بزرگ‌نمایی شده شکل (۳-۶)

شکل (۵-۶) بیانگر تغییرات زاویه اوج هواپیما در هنگام رخ دادن یک خطای ناگهانی (بصورت $f_{a2}(t) = 2u(t-2)$ در ثانیه دوم عملگر دوم، در سه وضعیت: بدون خطا (خط ممتد)، با خطا و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و با خطا و با اعمال FTC (نقطه‌چین) می‌باشد. برای مقایسه بهتر، در شکل (۶-۶) بزرگ‌نمایی شده شکل (۵-۶) آمده است ملاحظه می‌گردد که پس از وقوع خطا FTC به خوبی عمل کرده و رفتار سیستم دارای خطا را اصلاح می‌کند.

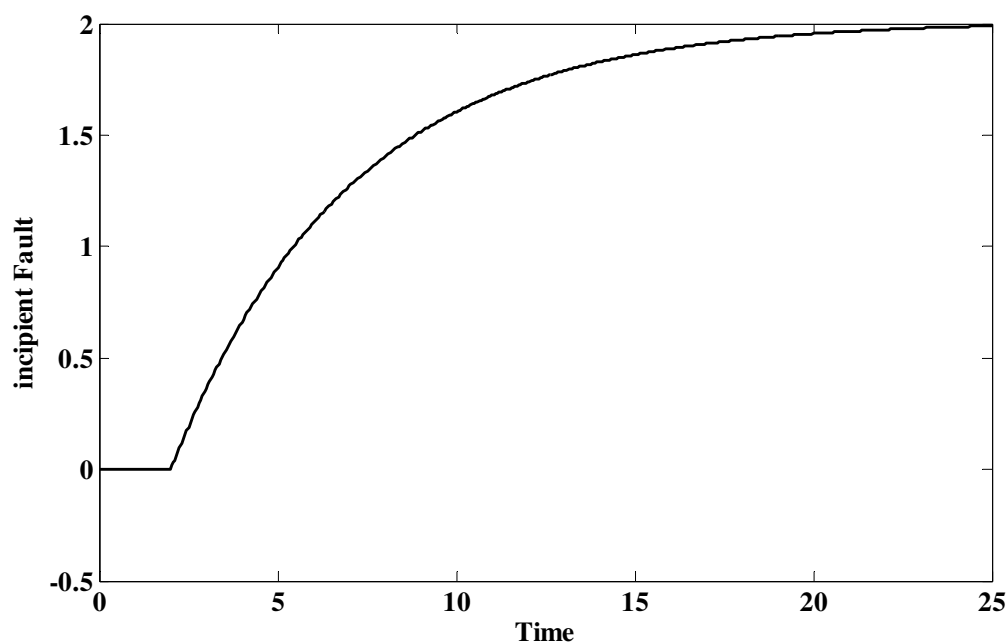


شکل (۵-۶): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم عملگر دوم و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای ناگهانی در ثانیه دوم عملگر دوم با اعمال FTC (نقطه-چین)

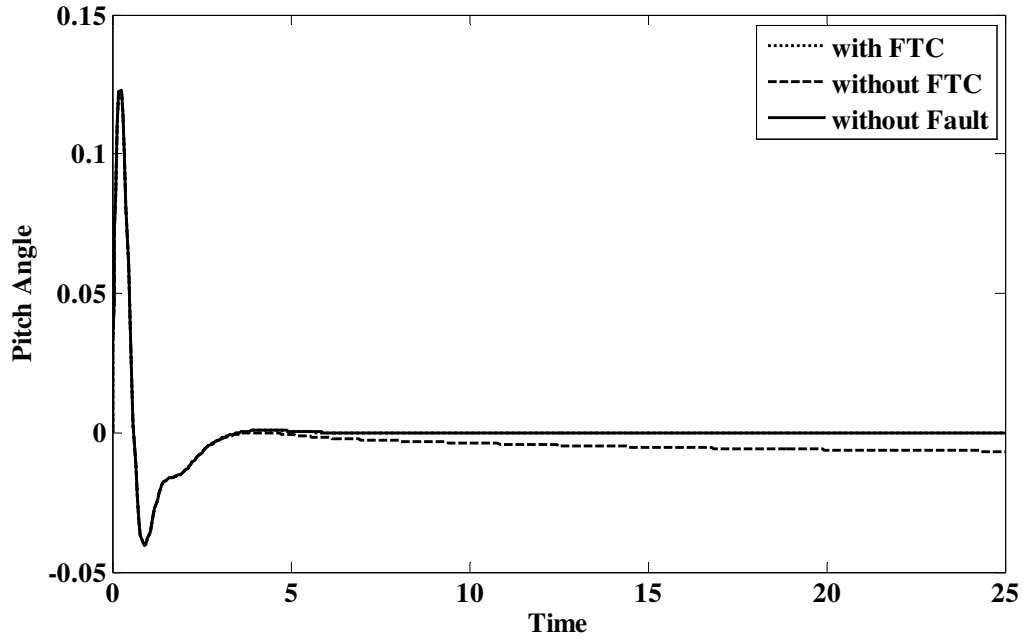


شکل (۶-۶): بزرگ‌نمایی شده شکل (۵-۶)

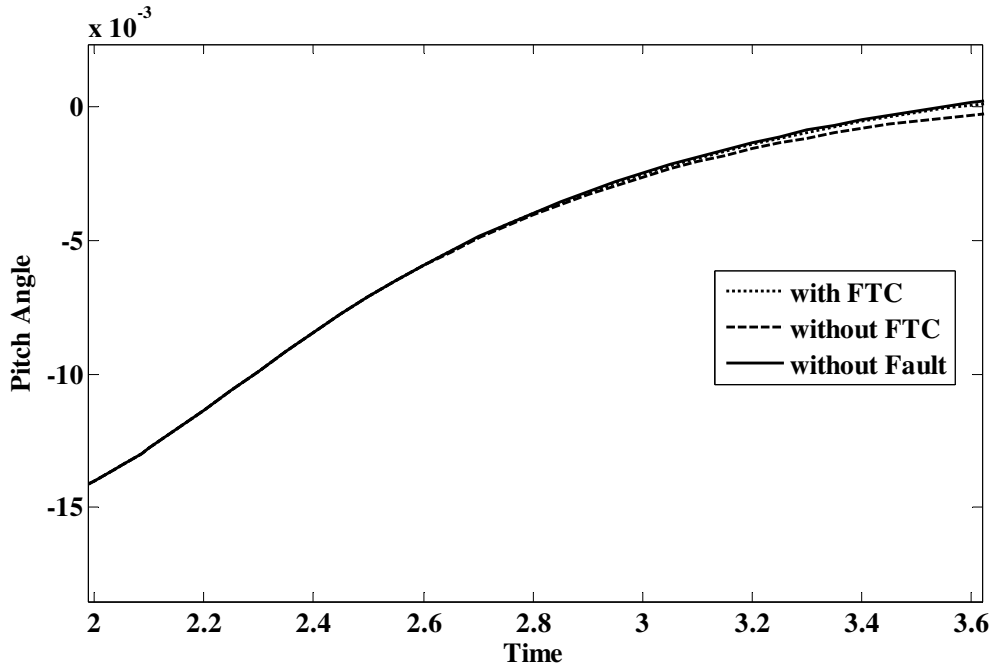
حال با اعمال خطای نرم (شکل (۷-۶))، شبیه‌سازی‌ها را تکرار می‌کنیم. نتایج آن در شکل (۸-۶) آمده است. مشاهده می‌گردد بدلیل رفتار نرم خطای رخ داده، تغییرات خروجی شدت حالت قبل را نداشته و عملکرد FTC بهتر از حالت قبل شده است. شکل (۹-۶)، بزرگ‌نمایی شده شکل (۸-۶) می‌باشد.



شکل (۷-۶): خطای نرم رخ داده در عملگر دوم



شکل (۶-۸): تغییرات زاویه اوج در سه وضعیت بدون خطا (خط ممتد)، وقوع خطای نرم در ثانیه دوم عملگر دوم و بدون اعمال FTC (نقطه-خط) و وقوع خطای نرم در ثانیه دوم عملگر دوم با اعمال FTC (نقطه-چین)



شکل (۶-۹): بزرگ‌نمایی شده شکل (۶-۸)

فصل هفتم:

نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۷-۱- نتیجه‌گیری

در این رساله، سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا مورد مطالعه و تحقیق قرار گرفته‌اند. در بررسی این سیستم‌ها مسأله تشخیص و جداسازی خطا و کنترل سیستم پس از وقوع خطا، اهمیت پیدا می‌کند. در این رساله سعی بر آن بود تا با ارائه راهکارهای جدید و مناسب، گامی به جلو در این مسیر برداشته شود. نتایج شبیه‌سازی‌های روش‌های پیشنهادی، نشان از توانایی روش‌های مذکور دارد، این موضوع در بخش نتایج شبیه‌سازی‌ها در فصل‌های سوم، چهارم، پنجم و ششم آورده شده است. اهم نتایج بدست آمده از این رساله را می‌توان بصورت زیر بیان نمود:

- معرفی سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا و اهمیت استفاده از این سیستم‌ها.
- معرفی انواع خطا و روش‌های تشخیص و جداسازی آن.
- ارائه روشی با استفاده از EA برای طراحی رؤیتگر حالت و استفاده از آن در تشخیص خطا.
- تشخیص و جداسازی خطای عملگرها با طراحی بانکی از رؤیتگرهای تطبیقی و مود لغزشی.
- ارائه روشی برای تخمین خطای عملگرها و سنسورها با استفاده از رؤیتگرهای تطبیقی و مقایسه آن با روش مود لغزشی.
- اصلاح قانون کنترل برای پایدار نمودن سیستم پس از وقوع خطا.
- استفاده از مدل هواپیمای بدون سرنشین برای مطالعه موردی و پیاده‌سازی نتایج بر روی آن.

۲-۷- پیشنهادات

بررسی سیستم‌های کنترل تحمل پذیر خطا از موضوعات روز دنیا بوده که اخیراً توجه محققین زیادی را به خود جلب نموده است، در این رساله این موضوع مورد بحث و بررسی قرار گرفت و پیشنهاداتی معرفی گردید. برای بهتر شدن نتایج و به منظور ارائه راهکار برای محققین بعدی، پیشنهادات زیر بیان می‌گردد.

- بهینه کردن روش ارائه شده برای طراحی رؤیتگر با استفاده از الگوریتم‌های هوشمند مانند الگوریتم ژنتیک. (با توجه به داشتن دسته‌ای از بردارهای پارامتری و ریشه‌های حلقه بسته این امر ممکن می‌باشد)

- تعمیم نتایج بدست آمده در تشخیص و جداسازی خطا به سیستم‌های دارای تأخیر زمانی.
- پیاده‌سازی نتایج بر روی یک مدل آزمایشگاهی. (با این کار در عمل و نه بصورت شبیه‌سازی می‌توان تأثیر افزودن FTCS به سیستم را دید)

- استفاده از LMI برای حل بهینه نامساوی‌های ماتریسی بدست آمده.

1. Iserman R, Ball'e P, 1997. Trends in the application of model-based fault detection and diagnosis of technical processes. *Control Engineering Practice* 5(5), 709–719.
2. Mahmoud M, Jiang J, Zhang Y, 2003. *Active Fault Tolerant Control Systems: Stochastic Analysis and Synthesis*. Springer-Verlag, Berlin.
3. BBC World, 12 December 2001, Chernobyl head sacked over misused funds. <http://news.bbc.co.uk/go/em/fr/-/1/hi/world/europe/1707392.stm>.
4. NTSB, 1979. Aircraft accident report - American airlines, inc. DC-10-10. Tech. Rep. NTSBAAR-79-17, National Transportation Safety Board, USA.
5. Maciejowski J, Jones C, 2003. MPC fault-tolerant flight control case study: Flight 1862. In: *Proceedings of the 5th Symposium on Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes (SAFEPROCESS'2003)*. Washington D.C., USA, pp. 121–126.
6. Montoya R. J et al, 1983, *Restructurable Controls*, NASA Scientific and Technical Information Branch, Washington, USA.
7. Patton R. J, 1997, *Fault tolerant control systems: the 1997 situation*.
8. Jones C, 2002, *Reconfigurable flight control first year report*. Tech. rep., Control Group, Department of Engineering, University of Cambridge.
9. Frank P. M, 1990, *Fault Diagnosis in dynamic system using analytical and knowledge based redundancy, A survey and some new results*, *Autom.*26,(3),459-474.
10. Frank P. M, 1994, *Application of fuzzy logic process supervision and fault diagnosis*, *IFAC Symp. SAFEPROCESS'94*,597-612.
11. Patton R. J, 1991, *Fault detection and diagnosis in aerospace systems using analytical redundancy*, *IEE Comp. &CON.J*, 2(3), 127-136.
12. Patton R. J and Chen J, 1993, *a survey of robustness in quantitative model base fault diagnosis*, *Appl. Math. &Comp.Sci.*3 (3), 399-416.
13. Patton R. J and Chen J, 1995, *Model base methods for fault diagnosis: some guide lines*, *Tr.Inst.Meas. &Con*, 17(2), 73-83.
14. Patton R. J, Frank P. M, Clark R, 1997, *Advances in fault diagnosis for dynamic systems*, Springer-Verlag.
15. Iserman R, 1994, *Integration of fault detection and diagnosis methods*, *IFAC symposium, SAFEPROCESS'94*, Helsinki, 597-612.
16. Patton R. J, Frank P.M, Clark R, 1989, *Fault diagnosis in dynamic systems: Theory and applications*, Prentice Hall.
17. Savonov M. J, 1980, *Stability and robustness of multivariable feedback systems*, MIT Press.
18. Morati M and Zafirou E, 1989, *Robust process control*, Prentice Hall.
19. Maciejowski J. M, 1989, *Multivariable feedback design*, addition Wesley.

20. Patton R. J, 1993, Robustness issues in fault tolerant control, plenary paper, TOOLDIAG'93.
21. Stengel R. F, 1991, Intelligent failure tolerant control IEEE Con, sys.Mag. 14-23.
22. Lane S. H, Stengle R. F, 1988, Flight control design using non linear inverse dynamics, Autom, 24(4), 471-483.
23. Ochi Y, anai K. K, 1991, design of restructurable flight control systems using feedback linearization, J. of guid.control & dynamic. 14(5), 903-911.
24. Gao Z, Antsaklis P. J, 1991, stability of the pseudo-inverse method for reconfigurable control system, J.Int control.53(3),717-729.
25. Astrom K. J, 1996, tuning and adaptation, 13th IFAC world congress, Sanfrancisco, June 30.
26. Huang C. Y, et al, 1990, restructurable control using proportional-integral implicit model following, J.Guid.conrol&dynamic, 13(2), 303-309.
27. Morse W. D, et al, 1990, Model following reconfigurable flight control system for the AFTI/F-16, J.Guid.conrol&dynamic, 13(6), 969-976.
28. Wu N. E, 1993, Reconfigurable controls design: achieving stability robustness and failure tracing, proc. 32nd CDC, S Antonio.
29. Wu N. E, 1995, robust failure detection with parity check on filtered measurements, IEEE Tr. 31, 489-491.
30. Wu N. E, 1996, feedback design in control reconfiguration systems, Int.J.Rob&Nonlinear. Con.Wiely ,6,561-570.
31. Wu N. E, 1997, Reliability criteria- base reconfigurable control system design, Proc. IFAC SAFEPROCESS'97, 1068-1073.
32. Ibaraki S and Tomizuka M, 2005, Design of Luenberger state Observers using Fixed Structured H_{∞} Optimization and its Application to Fault Detection in Lane-keeping control of Automated Vehicles, IEEE Tr. Of Mechatronics, Vol.10, No.1.
33. Curry T, et al, 2001, Robust Fault Detection using Robust l_1 Estimation and Fuzzy Logic, American contron conf..
34. C. S.Kallesøe et al, "Model Based Fault Detection in a Centrifugal Pump Application", IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY, VOL. 14, NO. 2, MARCH 2006.
35. Shi B, et al, 2006, Design of H_{∞} Robust Fault Detection Filter for Nonlinear Time Delay Systems", journal of Zhejiang Univ., Mars.
36. Keating M. S, et al, 1995, QFT applied to fault tolerant flight control system design, Proc. ACC, Seattle, June.
37. Williams S, et al, 1990, A comparison of characteristic locus and H_{∞} design methods for VSTOL flight control system design", Proc of ACC 90, 2508-2513.

38. Murad G. A, et al, 1996, A robust design approach to integrated controls and diagnostic”, 13th IFAC word cong. Sanfrancisco.
39. Rauch H. E, 1995, Autonomous control reconfiguration, IEEE control system magazine, 37-38, December.
40. Maybeck P. S, and Stevens R. D, 1991, Reconfigurable flight control via multiple model adaptive control method, IEEE, Tr.Aero. and elec. 27(3),470-479.
41. Zhang Y. M and Jiang J, 2001, integrated active fault tolerant control using IMM approach, IEEE. Tr. Aero. and elec. 37(4),1221-1235.
42. Zhang Y. M and Jiang J, 2002, an active fault tolerant control system against partial actuator failure, IEE Proc. Con. Theory and app. 149(1), 95-104.
43. CORRADINI M. L, PARLANGELI G, 2003, A fault tolerant control system for the output stabilization of SISO plants with actuator uncertain hysteretic nonlinearities, Proceedings of the 42nd IEEE.
44. Diallo D,et al, 2004, A Fault-Tolerant Control Architecture for Induction Motor Drives in Automotive Applications, IEEE TRANSACTIONS ON VEHICULAR TECHNOLOGY, VOL. 53, NO. 6, NOVEMBER.
45. Chen W and Seif M, 2006, fault Detection and Isolation Based on Novel Unknown Input Observer Design, IEEE.
46. Stengel R. F, 1993, Toward Intelligent Flight Control, IEEE. Tr. on systems, Vol.23, NO.6, pp.1699-1717.
47. Chen J and Patton R. J, 1999, Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems, Kluwer academic publication.
48. Iserman R, 1984, Process Fault Detection Based on Modeling and Estimation Methods, Automatica, Vol.20, pp.387-404.
49. Gertler J, 1988, Survey of Model-based Failure Detection and Isolation in Complex Plant, IEEE Con.sys.mag. Vol.8, Issue: 6, pp3-11.
50. Gobbo D and Mapolitano M. R, 2000, Issues in Fault Detect ability for Dynamic Systems, Proc. Of the American control conference, pp, 3203-3207.
51. Basseville M, 1988, Detecting Changes in Signals and Systems- a Survey, Automatic a, Vol.24, No. 3, pp.309-326.
52. Chow E. Y and Willsky A, 1984, Analytical redundancy and the Design of Robust Failure Detection Systems, IEEE. Tr. Auto. Cont. Vol.29, No.7, pp.603-614.
53. Gertler J, 1993, Analytical redundancy Methods in Failure Detection and Isolation in Complex Plants, control theory and advanced technology, Vol.9, No.1, pp.259-285.
54. Wunnenberg J, 1990, Observer Based Fault Detection in Dynamic Systems, PhD thesis, univ. of duisberg, Germany.

55. Frank P. M and Ding X, 1997, Survey of Robust Residual Generation and Evaluation Methods in Observer-based Fault detection Systems, *Jor. Of Proc. Cont.* Vol.2, pp.913-917.
56. Frank P. M and Ding X, 1994, Frequency Domain Approach to Optimally Robust Residual Generation and Evaluation for Model-based Fault Diagnosis, *Automatica*, Vol.30, No.4, pp.789-804.
57. Patton R. J and Chen J, 1992, Robust fault Detection of Jet Engine Sensor System Using Eigenstructure Assignment, *Jor. Of Cont.&Dyn.* Vol.15, pp. 1491-1497.
58. Ding X and Frank P. M, 1991, Frequency Domain Approach and Threshold Selector for Robust Model-based Fault Detection and Isolation, *IFAC/IMACS Symo.* Pp.307-312.
59. Patton R. J et al, 1986, A Parameter Insensitive Technique for Aircraft Sensor Fault Analysis, *J. of Cont.&Dyn*, Vol.10, No.3, pp.359-367.
60. Shen L. C, et al, 1998, Robust Fault Detection and Isolation with Unstructured Uncertainty using Eigenstructure Assignment, *J. of Cont.&Dyn*, Vol.21, No.1, pp.50-57.
61. Choi J. W, 1998, A Simultaneous Assignment Methodology of Right/Left Eigenstructure, *IEEE Tran. Aero. & Electro.* Vol.34. No.2, pp.625-634.
62. Patton R. J and Chen J, 1994, Review of Parity Space Approaches to Fault Diagnosis for aerospace Systems, *Jor. of Cont.&Dyn*, Vol.17, No.2, pp.278-285.
63. Kinnaert M and Peng Y, 1995, Residual Generation for Sensor and Actuator Fault detection and Isolation: a frequency Domain approach, *Int. J. Cont.*, Vol.61, No.6, pp.1423-1435.
64. Hsiao T and Tomizuka M, 2005, Threshold Selection for Timely Fault detection in Feedback control systems, *American control conf.*
65. Hong C et al, 1995, Robust Fault detection for uncertain systems with Time-delay In State, *Proc. Of Int. Conf.*
66. Fretheim T et al, 2001, Optimization based Fault detection for Nonlinear systems, *American control conf.*
67. Schneider H and Frank P. M, 1996, Observer Based Supervision and Fault Detection in Robots using Nonlinear and Fuzzy logic Residual Evaluation, *IEEE, TR.* Vol.4, No.3.
68. Zhao Q, 2004, Design of a Novel Knowledge-Based Fault Detection and Isolation Scheme, *IEEE TRANSACTIONS ON SYSTEMS, MAN, AND CYBERNETICS—PART B: CYBERNETICS, VOL. 34, NO. 2, APRIL.*
69. Frank P. M, 1995, Residual evaluation for Fault Diagnosis based on Adaptive Fuzzy Threshold, *IEE colloquium on Qual. And Quan. Mod.* Pp.4/1-4/11.
70. Emaminaeini A et al, 1988, Effect of Model Uncertainty on failure detection: the Threshold Selector, *IEEE Tr. Auto. Cont.* Vol.33, pp.1106-1115.
71. Zhang Y and Jiang J, 2003, Bibliographical Review on reconfigurable Fault Tolerant Control systems, *IFAC.*
72. Luenberger, D. G, 1971, An introduction to observers, *IEEE Trans. on Automatic control* 16, 596–602.

73. Duan, G. R, and Patton R. J, 2001, Robust fault detection using Luenberger-type unknown input observers – a parametric approach, *Int. J. Systems Science* 32, 533–540.
74. Tsui C. C, 1998, What is the minimum function observer order?, *J. Franklin Inst* 335B, 623–628 .
75. Aplin J and Lamp P, 1981, The Machan Simulation, arconi Avionics, FARL Report, No. 262/1332/TN/S.
76. Aslin P. P, 1985, Aircraft Simulation and Robust Flight Control System Design, D.Phil Thesis, University of York. Control Group, U.K.
77. Sadrnia M. A and Patton R. J, 1997, Robust H_∞ / H_2 Observer Based Residual Generation for Fault Diagnosis, *Proc. IFAC SAFEPROCESS'*.
78. Daun G. R, 1992, A Simple Algorithm for Robust pole Assignment in Linear Output Feedback" *IEE Proc. Part D*, 139, 465-469.
79. Liu G and Patton R. J, 1998, Eigenstructure Assignment for Control System and Design, John Wiley&sons.
80. Daun G. R, 1993, Solution to Matrix Equation $AV+BW=VF$ and their application to Eigenstructure Assignment in Linear Systems, *IEEE Trans. On automatic control*. Vol. 38, pp.276-280.
81. Wang G. S, Lv Q, Liang B , Daun G. R, 2005, Design of Reconfigurable Control Systems via State Feedback Eigenstructure Assignment, *International Journal of Information Technology* , Vol. 11, No.7.
82. Siah M, Sadrnia M. A, Darabi A, 2008, Design of Observer for Unmanned Aircraft Using Eigenstructure Assignment, *International Review on Automatic Control*, November issues.
83. Clark R. N, 1978, Instrument fault detection, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 14, pp. 456-465.
84. Patton R. J, Frank P. M, Clark R. N, 2000, *Issues of fault diagnosis for dynamic systems*, Springer-Verlag, London.
85. Tao G, Joshi S. M, Ma X, 2001, Adaptive state feedback and tracking control of systems with actuator failures, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 46, No.1, pp. 78-94.
86. Edwards C and Spurgeon S, 1994, On the development of discontinuous observers, *International Journal of Control*, vol. 59, pp. 1211-1229.
87. Edwards C, Spurgeon S. K, Patton R. J, 2000, Sliding Mode Observers for Fault Detection and Isolation, *Automatica*, vol. 36, pp. 541-553.
88. Zhang X, Polycarpou M. M, Parisini T, 2002, A robust detection and isolation scheme for abrupt and incipient faults in nonlinear systems, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 47, No. 4, pp. 576-593.
89. Wang H and Daley S, 1996, Actuator fault diagnosis: an adaptive observer-based technique, *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 41, No.7, pp. 1073-1078.

90. Boskovic J. D and Mehra R. K, 2003, An adaptive reconfigurable formation flight control design, Proceedings of the American Control Conference, Denver, Colorado, June 4-6, pp. 284-289.
91. Tan C, and Edwards C, 2001, An LMI approach for designing sliding mode observers, International Journal of Control, Vol. 74, No. 16, pp. 1559-1568.
92. Helmersson A, 1996, FM (AG08) Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: the Research Civil Aircraft Model (RCAM), GARTEUR/TP-088-3.
93. Pratt R. W, 2000, Flight Control Systems, Practical Issues in Design and Implementation, IEE/AIAA.
94. Gertler J, 1991, Analytical redundancy methods in fault detection and isolation, in proc. Of the IFAC/IMACS symposium, safeprocess'91, pp.9-21.
95. Sadrnia M. A and Patton R. J, 1997, Robust Observer Based Residual Generation for Fault Diagnosis, Proc. IFAC SAFEPROCESS'.
96. Edwards C, Spurgeon S. K, 2000, A sliding mode observer based FDI scheme for the ship benchmark, European Journal of Control, 6, 341-356.
97. Hermans F. J. J, Zarrop M. B, 1996, Sliding mode observers for robust sensor monitoring, 13th IFAC world congress, San Francisco, pp. 211-216.
98. Siah M, Sadrnia M. A, Darabi A, 2008, Fault Diagnosis Using Adaptive Technique, J. of Ap. Sci. 8(22), 4129-4136.
99. Veillette R. J, Mecline J. V, Perkins W. R, 1992, design of reliable control systems, IEEE Trans. Automatic control, 37(3), 290-304.
100. Zhao Q, Jiang J, 1998, reliable state feedback control system design against actuator failures, Automatica, 34(3), 1267-1272.
101. Goa Z, Antsaklis P. J, 1992, reconfigurable control system design via perfect model following, int. j. control, 56(4), 783-798.
102. Morse W. D, Ossinan K.A, 1990, model following reconfigurable flight control system for the AFTI/F16, J. Guidance, 13(6), 969-976.
103. Rausch H. E, 1995, automatic control reconfiguration, IEEE, con. Sys. Magazine, 15(6), 37-49.
104. Chen J, Patton R. J, Chen Z, 1998, an LMI approach to fault tolerant control of uncertain systems, IEEE ISIC/CIAR/ISAS, 175-180.
105. Jiang J, Zhao Q, 1998, fault tolerant control systems synthesis using imprecise fault identification and reconfigurable control, , IEEE ISIC/CIAR/ISAS, 169-174.
106. Theilliol D, Noura H, Sauter D, 1998, Fault Tolerant Control method for Actuator and Component Fault, in proc. IEEE conf. Decision and Control, Tampa
107. Bassong A, Darouach M, Krzakala G, 2003, optimal estimation of state and inputs for stochastic dynamic systems with unknown inputs, int. conf. Of fault diagnosis, France, 267-275.

Abstract

Current modern societies extremely depend on new technology and industrial systems, in such systems fault and therefore physical and financial damage may happen. The actuators fault causes reduction of control systems efficiency and in some cases; it causes complete damage in systems. Sensors fault may conceal the process natural level and put system away from its scope. In some industrials, during system fault, it is compulsory to turn off the system in order to prevent from more damages, although such process may be destructive. So identifying and organizing of fault playing key role in current technology and evaluating the fault tolerant control systems is important. In these systems, fault detection and isolation and reconfigurable control are very important and in this thesis were discussed.

In this thesis at first we was evaluated the summary of fault tolerant control systems and fault detection and isolation then a new method have been presenting for MIMO systems and based on Eigenstructure assignment for state observer, by this method a complete parametric expression for the observer gains are established in terms of a set of parametric vectors and closed loop poles. Then considering the importance of fault detection and isolation in fault tolerant control systems, this subject was discussed and evaluated by utilizing of bank of observers and the subject of the actuator fault isolation after its detection was discussed. Fault isolation is harder than fault detection and in this subject the research is unimportant.

In case of complete evaluation of fault estimation in system by adding one appropriate regulation in common controller, we can near system behavior to fault free system; this subject was evaluated in this thesis and a new method suggested for fault estimations in actuator and sensors. . The simulation results corroborate the effectiveness and simplicity of the proposed methods.

Key word:

Fault Tolerant Control System, Fault Detection and Isolation, Eigenstructure Assignment, Observer, Multi input Multi output, Unmanned Aircraft, Reconfigurable Control



Shahrood University of Technology

Faculty of Electrical and Robotic Engineering

PHD Thesis

Fault Tolerant Control Systems, case study Unmanned Aircraft

Mehdi Siah

Supervisor:

Dr Mohammad Ali Sadrnia

Date: 11-03-2009