

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی برق و رباتیک
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی کنترل

طراحی حد آستانه تطبیقی برای سیستم های تشخیص خطا مبتنی بر مدل با استفاده
از روش معادلات برابری

نگارنده:

حسین رفیعی تیک اولادی

استاد راهنما

دکتر محمد علی صدر نیا

بهمن ۱۳۹۷

تقدیم به

بزرگترین معلم زندگی‌م، پدرم

مهربان‌ترینم، مادرم

و همراهان همیشگی‌ام، برادرانم

من لم يشكر المخلوق لم يشكر الخالق

سپاس و ستایش بی‌انتهایی خدایی را سزااست که در همه زیبایی‌ها و معرفت‌های جهان هستی متجلی است. سزاوار است که مراتب تشکر و قدردانی خود را از استاد گرانقدر جناب دکتر صدر نیا که با ارائه نظرات اندیشمندانه خویش من را در انجام این پایان‌نامه به بهترین وجه راهنمایی فرموده به جا آورم. هم‌چنین از اساتید دانشکده برق و رباتیک که در انجام این پایان‌نامه با اینجانب کمال همکاری داشتند تشکر و قدر دانی می‌نمایم. و هم‌چنین از استاتید محترم جناب دکتر اکبرزاده و دکتر حداد که زحمت داوری این پایان‌نامه را عهده دار بودن تقدیر و تشکر می‌نمایم و در آخر از دوست و برادر عزیزم جناب مهندس مهرداد میرزایی که در تمام مراحل انجام پایان‌نامه کمال همکاری را داشتند تقدیر و تشکر می‌کنم.

حسین رفیعی تیک اولادی

بهمن ۹۷

تهدنامه

اینجانب حسین رفیعی تیک اولادی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی برق-کنترل دانشکده برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه طراحی حد آستانه تطبیقی برای سیستم های تشخیص خطا مبتنی بر مدل با استفاده از روش معادلات برابری تحت راهنمایی دکتر محمد علی صدرنیا متعهد می شوم.

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

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

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

چکیده

خطا جز لاینفک هر سیستم صنعتی است. به منظور دستیابی به سطح بالای ایمنی در سیستم و همچنین بهبود عملکرد و اطمینان در فرآیندهای کنترلی، تشخیص و جدا سازی خطا از اهمیت بالایی برخوردار است. در این پایان نامه تشخیص خطا به کمک طراحی حد آستانه تطبیقی مبتنی بر معادلات برابری در نظر گرفته شده است. دلیل استفاده از حد آستانه تطبیقی مبتنی بر معادلات برابری در مقایسه با حد آستانه معمولی این است که در طراحی حد آستانه معمولی با تعریف سطح آستانه برای مقدار باقی مانده، در بیشتر مواقع مانده هایی که بدست می آید از حد آستانه تعریف شده خیلی کوچکتر است و سیستم نمی تواند این خطاها را تشخیص داده یا به رفع عیب پردازد که به مرور زمان این خطاها باعث خرابی و اختلال در سیستم می شوند. به همین منظور از حد آستانه تطبیقی مبتنی بر معادلات برابری استفاده کردیم. این طراحی قابلیت این را دارد که خطاهای نزدیک به صفر را نیز تشخیص دهد و از دیگر سیگنال های موجود در خروجی مجزا سازد. شبیه سازی بر روی مدل خطی شده پیچ هواپیما در نظر گرفته شده است. به منظور ارزشیابی روش پیشنهادی خطاهای حسگر و عملگر به سیستم اعمال می شود. نتایج حاصل در شرایط مختلف بررسی شده است. در هر حالت شبیه سازی های مربوط به تولید مانده با طراحی حد آستانه و بدون حد آستانه در نظر گرفته شده است. نتایج نشان می دهد که در این طراحی دقت شناسایی خطا افزایش یافته و جدا سازی خطاهای خیلی کوچک به خوبی انجام گرفته است.

کلمات کلیدی: تشخیص و جداسازی خطا، معادلات برابری، مانده، حد آستانه تطبیقی، سیستم پیچ هواپیما

فهرست مطالب

۱	فصل اول.....
۲	۱-۱-انواع خطا.....
۳	۱-۲-۱-تشخیص خطا.....
۴	۲-۲-۱-تعاریف متداول در تشخیص خطا.....
۷	۳-۲-۱-مسئله‌ی مقاوم پذیری در تشخیص خطای مبتنی بر مدل.....
۹	فصل دوم.....
۱۰	۱-۲-تشخیص خطا با استفاده از معادلات برابری.....
۱۰	۱-۱-۲-طراحی معادلات برابری با استفاده از تابع تبدیل.....
۱۳	۲-۱-۲-طراحی معادلات برابری با استفاده از فضای حالت.....
۱۷	۳-۱-۲-طراحی معادلات برابری زمان گسسته.....
۲۰	۲-۱-۲-ویژگی‌های مانده‌ها.....
۲۱	۲-۲-۲-تولید مانده افزوده.....
۲۱	۲-۲-۱-۲-مانده‌ی ساخت یافته.....
۲۷	فصل سوم.....
۲۸	۱-۳-مقدمه.....
۲۸	۲-۳-جهت‌های حرکتی هواپیما.....

- ۳-۱-۲-زاویه حمله ۳۰
- ۳-۳-سطوح کنترل هواپیما ۳۱
- ۳-۴-ارائه مدل سیستم و بررسی پاسخ های سیستم ۳۵
- ۳-۵-طراحی رویتگر مناسب برای سیستم ۳۵
- ۳-۱-۵-ساختار و خواص رویتگرها ۳۵
- ۳-۲-۵- سیستم دینامیکی رویتگر: ۳۶
- ۳-۳-۵-معادله دینامیکی فضای حالت رویتگرها: ۳۶
- ۳-۴-۵- معادلات سیستم رویتگر: ۳۷
- ۳-۶-مانده های بدست آمده از خروجی های ۱ و ۲ ۳۸
- ۳-۷- بررسی پاسخ کلی سیستم در حضور اغتشاش ۳۹
- ۳-۸- اعمال محدوددهی مجاز برای انحراف خروجی ۴۱
- ۳-۹- اعمال خطا به سیستم و بررسی خروجی ۴۱
- ۳-۱-۹- فرم خطا ۴۲
- فصل چهارم ۴۵
- ۴-۱-تشخیص خطا ۴۶
- ۴-۲-طراحی حد آستانه تطبیقی ۴۷
- ۴-۱-۲-فیلترهای متغیر حالت ۴۷
- ۴-۲-۲-تولید آستانه تطبیقی ۴۹

۵۲	۳-۴- معرفی سیستم پیچ هواپیما
۵۳	۴-۴- نتایج و شبیه سازی
۵۴	۵-۴- مقدار مانده با اعمال خطا به سیستم
۵۴	۶-۴- تعیین حد آستانه معمولی برای سیستم
۵۵	۴-۱-۷- حد آستانه تطبیقی
		۴-۸- مقایسه عملکرد طراحی حد آستانه تطبیقی و حد آستانه معمولی در شرایط اعمال ورودی های مختلف به سیستم
۵۷	سیستم
۵۹	فصل پنجم
۶۰	۵-۱- نتیجه گیری
۶۱	۵-۲- پیشنهادات
۶۲	مراجع

فهرست اشکال

- شکل (۳-۱) جهت های حرکتی هواپیما ۲۸
- شکل (۳-۲) نیروهای آیرودینامیک در هواپیما ۲۹
- شکل (۳-۳) بال آیرودینامیکی هواپیما ۳۰
- شکل (۳-۴) سطوح کنترل هواپیما ۳۱
- شکل (۳-۵) نحوه ی حرکت الیرون ها ۳۲
- شکل (۳-۶) نحوه ی حرکت الویتورها ۳۳
- شکل (۳-۷) نحوه ی حرکت رادر ها ۳۳
- شکل (۳-۸) نحوه ی حرکت فلیپ ها ۳۴
- شکل (۳-۹): خروجی باقی مانده کانال اول ۳۸
- شکل (۳-۱۰): خروجی باقی مانده کانال دوم ۳۹
- شکل (۳-۱۱): باقی مانده کانال اول ۴۰
- شکل (۳-۱۲): باقی مانده کانال دوم ۴۰
- شکل ۳-۱۳: باقی مانده خروجی کانال اول با توجه به تعیین محدوده برای اغتشاش ۴۱
- شکل (۳-۱۴): باقی مانده خروجی کانال دوم با توجه به تعیین محدوده برای اغتشاش ۴۱
- شکل (۳-۱۵): فرم خطای جمع شونده ی اعمالی ۴۲
- شکل (۳-۱۶): باقی مانده خروجی کانال اول با اعمال خطای جمع شونده ۴۲
- شکل (۳-۱۷): باقی مانده خروجی کانال دوم با اعمال خطای جمع شونده ۴۳

- شکل (۳-۱۸) باقی مانده خروجی کانال اول با اعمال خطای جمع شونده با ورودی متناوب ۴۳
- شکل (۳-۱۹) باقی مانده خروجی کانال دوم با اعمال خطای جمع شونده با ورودی متناوب ۴۳
- شکل (۱-۴) بلوک دیاگرام فیلترهای متغیر حالت برای یک سیستم تک ورودی تک خروجی ۴۷
- شکل (۲-۴) فیلترهای متغیر حالت ۴۸
- شکل (۳-۴) تولید آستانه تطبیقی ۴۹
- شکل (۴-۴) حد آستانه تطبیقی ۵۰
- شکل (۴-۵) بلوک دیاگرام حد آستانه تطبیقی ۵۱
- شکل (۴-۶) حرکت پیچ هواپیما ۵۲
- شکل (۴-۷) باقی مانده ۵۳
- شکل (۴-۸) باقی مانده با اعمال خطا به سیستم ۵۴
- شکل (۴-۹) باقی مانده با اعمال حد آستانه معمولی ۵۴
- شکل (۴-۱۰) باقی مانده با حد آستانه تطبیقی با ورودی پله ۵۵
- شکل (۴-۱۱) باقی مانده با حد آستانه تطبیقی با ورودی ضربه ۵۶
- شکل (۴-۱۲) باقی مانده با حد آستانه تطبیقی با ورودی متناوب ۵۶
- شکل (۴-۱۳) مقایسه باقی مانده با ورودی پله ۵۷
- شکل (۴-۱۴) باقی مانده با ورودی متناوب ۵۷
- شکل (۴-۱۵) باقی مانده با ورودی ضربه ۵۸

فهرست جداول

- جدول ۱-۲ علامت مانده‌ها در شرایط وقوع یک خطا در موتور dc [۲] ۲۵
- جدول ۲-۲ علامت مانده‌ها در شرایط وقوع دو خطا به طور همزمان [۲] ۲۵
- جدول ۳-۲ جهت های حرکتی هواپیما و سطوح کنترل ۳۲

فصل اول

مقدمه ای بر تشخیص و جداسازی خطا

۱-۱- انواع خطا

خطاها اتفاقات ناخواسته‌ای هستند که ممکن است در بخش‌های مختلف یک سیستم رخ دهند که می‌توان این خطاها را به سه گروه زیر تقسیم کرد:

خطای محرک^۱ «عملگر»

این خطا باعث از بین رفتن کامل یا جزئی کنترل سیستم می‌شود.

خطای حسگر «سنسور»

این خطا بیانگر اطلاعات نادرستی است که از حسگر دارای خطا به سیستم می‌رسد. در مواردی که از لحاظ ابعاد یا هزینه محدودیتی وجود ندارد می‌توان با استفاده دو یا چند حسگر «افزونگی سخت افزاری» تا حد قابل قبولی ایمنی سیستم را افزایش می‌دهد

خطای اجزا^۲:

خطاهایی که در اجزای سیستم رخ می‌دهند و نتوان آنها را در گروه خطای حسگر و خطای محرک‌ها جای داد، در این گروه قرار می‌گیرند. در حقیقت این نوع خطا نشانه‌ی تغییر در پارامترهای فیزیکی سیستم است که معمولاً باعث تغییر در رفتار دینامیکی سیستم می‌شود.

در یک دسته‌بندی دیگر خطاها را بر اساس مشخصه‌ی زمانی آنها به سه دسته زیر تقسیم می‌کنیم:

خطای ناگهانی:

این نوع خطاها بر اثر نقص فنی سخت افزار به وقوع می‌پیوندند و بر عملکرد و پایداری سیستم تاثیر زیادی دارند.

¹ Actuator fault

² Component fault

خطای نرم:

خطاهای نرم به خطاهایی گفته می‌شود که معمولاً در زمان و به کندی در سیستم اتفاق می‌افتند. این نوع خطاها معمولاً بر اثر کهنه و فرسوده شدن اجزای سیستم رخ می‌دهد. شناسایی این نوع خطاها مشکل است

خطاهای موقتی:

این نوع خطاها به طور موقت در سیستم ظاهر شده و پس از مدتی رفع می‌شوند.

۱-۲-۱- تشخیص خطا

به طور کلی روش‌های تشخیص خطا را می‌توان به دو گروه زیر تقسیم نمود:

تشخیص خطا بر مبنای افزونگی سخت افزار^۱.

تشخیص خطا بر مبنای افزونگی تحلیلی^۲.

در تشخیص خطا بر مبنای افزونگی سخت افزار، سیگنال‌های تولید شده توسط سخت افزارهای مختلف مورد مقایسه و بررسی قرار می‌گیرند مثلاً اندازه‌گیری یک سیگنال توسط دو یا چند حسگر، این روش در مواردی که در مکان و هزینه محدودیتی وجود ندارد قابل پیاده سازی است. از فنون متداول در روش افزونگی سخت افزار می‌توان به روش باز بینی سلسه مراتب تقاطعی^۳، تولید مانده با استفاده از تولید برابری^۴ و روش تجزیه و تحلیل سیگنال می‌باشد. در تشخیص خطا بر مبنای افزونگی تحلیلی از مدل ریاضی سیستم به همراه برخی فنون تخمین برای تشخیص خطا استفاده

¹ Hardware redundancy

² Analytical redundancy

³ Cross channel monitoring (CCM) method

⁴ Residual generation using parity equation

می‌شود. روش افزونگی تحلیلی را می‌توان به دو گروه روش‌های مبتنی بر مدل کمی^۱ و روش‌های مبتنی بر مدل کیفی^۲ تقسیم نمود.

از آنجایی که در روش افزونگی تحلیلی نیازی به استفاده از حسگر اضافه برای تولید سیگنال‌های اندازه‌گیری نمی‌باشد این روش از لحاظ اقتصادی نسبت به روش افزونگی سخت افزار برتری دارد و روش افزونگی سخت افزار از لحاظ قابلیت اطمینان نسبت به روش افزونگی تحلیلی برتری دارد.

روش‌های مبتنی بر مدل کمی از قبیل رویتگر^۳ یا معادلات برابری^۴ از مدل ریاضی صریح و تئوری کنترل برای تشخیص خطا استفاده می‌کنند. در حالی که در روش‌های مبتنی بر مدل کیفی از فنونی همچون هوش مصنوعی یا منطق فازی در تشخیص خطا استفاده می‌شود [۶و۷]

۱-۲-۲- تعاریف متداول در تشخیص خطا

در [۱ و ۲ و ۱۲] چند تعریف متداول که در تشخیص خطا مورد استفاده قرار می‌گیرند به صورت زیر آمده است:

خرابی^۵: عدم توانایی دائمی یک سیستم در اجرای دستور خواسته شده تحت شرایط عملکرد خاص.

بد عمل کردن^۶: بی‌نظمی غیر دائمی سیستم در اجرای دستور خواسته شده.

اختلال^۷: ورودی نامشخص و غیرقابل کنترل که به سیستم اعمال می‌شود.

¹ Model-based methods

² Qualitative model- base method

³ Observer

⁴ Parity equation

⁵ Failure

⁶ Malfunction

⁷ Disturbance

آشفستگی^۱: ورودی که به سیستم اعمال می‌شود و نتیجه آن انحراف زودگذر و موقت از حالت پایای سیستم است.

تشخیص خطا^۲: تعیین وجود خطا در سیستم و زمان آن.

جدا سازی خطا^۳: تعیین نوع، مکان و زمان وقوع خطا با ارزیابی مانده‌ها. این مرحله پس از تشخیص خطا می‌باشد.

شناسایی خطا^۴: تعیین اندازه و رفتار متغیر با زمان خطا. این مرحله پس از جدا سازی خطا می‌باشد.

تشخیص خطا^۵: تعیین نوع، اندازه، مکان و زمان وقوع خطا با ارزیابی مانده‌ها، در حقیقت این مرحله ترکیبی از سه مرحله قبل می‌باشد.

مانده^۶: نشان دهنده وقوع خطا می‌باشد و بر اساس اختلاف بین سیگنال فرآیند و مدل محاسبه می‌شود.

دو گام مهم در تشخیص خطا بر اساس روشهای مبتنی بر مدل به صورت زیر می‌باشد:

۱- تولید مانده: تولید کننده مانده از اطلاعات موجود و در دسترس ورودی و خروجی فرآیند استفاده می‌کند تا سیگنال مشخص وجود خطا را تولید کند (مانده). در حالتی که خطایی در سیستم وجود ندارد مانده صفر یا نزدیک به صفر است. اما زمانی که خطایی رخ می‌دهد مانده مختلف صفر خواهد بود.

¹ perturbation

² Fault detection

³ Fault isolation

⁴ Fault identification

⁵ Fault diagnosis

⁶ Residual

۲- ارزیابی مانده: مانده‌هایی که توسط تولید کننده مانده به دست آمده اند مورد ارزیابی قرار می‌گیرند تا وجود یا عدم وجود خطا در سیستم مشخص شود و روند ارزیابی ممکن است شامل یک آزمایش حد آستانه یا روش‌های پیچیده تری باشد.

اکثر تحقیقاتی که در این زمینه تشخیص خطای مبتنی بر مدل انجام می‌شود بر مسئله‌ی تولید مانده است. نکته مهمی که باید به آن اشاره شود این است که مانده‌ها فقط باید به خطاها حساس باشند و در واقع مانده‌ها باید به ورودی‌های نا معلوم از قبیل اغتشاش و نویز اندازه‌گیری غیر حساس باشند. در سالهای گذشته تحقیقات گسترده‌ای در زمینه روش‌های مبتنی بر مدل کمی [۴و۶و۸و۹و۱۰و۱۱] و روش‌های مبتنی بر مدل کیفی [۲] انجام گرفته است. به طور کلی روش‌های مبتنی بر مدل به گروه‌های زیر تقسیم می‌شوند:

۱- روش‌های شناسایی خطا:

در این روش‌ها که از روش‌های مبتنی بر مدل هستند اندازه‌گیری‌های انجام شده از ورودی‌ها و خروجی‌های سیستم وارد قسمت شناسایی پارامترهای سیستم می‌شوند و این قسمت تخمینی از پارامترهای مورد نظر سیستم در اختیار قرار می‌دهد. با مقایسه مقادیر تخمین زده شده و مقادیر نامی، سیگنال‌های مانده تولید می‌شوند.

۲- روش‌های مبتنی بر رویتگر:

دسته وسیعی از تولیدکننده‌های مانده، رویتگرها هستند. ایده کلی در این روش‌ها، استفاده از رویتگر برای تخمین خروجی فرآیند تخمین زده شده با خروجی واقعی هستند. دو نمونه از این روش‌ها، مبتنی بر رویتگر کالمن و روش‌های مبتنی بر رویتگر ساخت یافته [۲] می‌باشد.

۳- روش تجزیه و تحلیل سیگنال :

در این روش ها، مانده از طریق تجزیه و تحلیل سیگنال‌های اندازه‌گیری شده سیستم، مانند روش تجزیه و تحلیل طیفی^۱ به دست می‌آید. این روش ها کند تر از دو روش قبل عمل می‌کند اما می‌توان آنها را به سیستم‌های پیچیده‌ای اعمال نمود در حالی که نیاز به اطلاعات از سیگنال ورودی ندارند.

۴- روش‌های هوش مصنوعی و سیستم‌های خبره:

هنگامی که فرآیند پیچیده است دانش کیفی از فرآیند را می‌توان برای ارزیابی سیگنال‌های اندازه‌گیری شده به کار برد. همچنین می‌توان از فنون منطق فازی نیز در این راستا استفاده کرد. راهکار دیگر استفاده از شبکه‌های عصبی بر مدل سازی فرآیندها می‌باشد. با کمک شبکه‌های عصبی که توسط سیگنال‌های حاصل شده از سیستم مرجع آموزش داده شده است می‌توان سیگنال‌های مانده را همانند روش‌های مبتنی بر مدل تولید نمود [۶]

۱-۲-۳- مسئله‌ی مقاوم پذیری در تشخیص خطای مبتنی بر مدل

جهت بهبود عملکرد روش‌های مبتنی بر مدل نیاز به مدل دقیقی از سیستم داریم. ولی بدست آوردن مدل دقیقی از سیستم در فرآیندهای پیچیده امری مشکل است. روش^۲ FDI اعمال شده به یک سیستم باید نسبت به عواملی از قبیل خطای مدل سازی، نویز و عدم قطعیت‌ها مقاوم باشد. عدم مقاوم بودن روش FDI نسبت به هر یک از عوامل ذکر شده موجب تولید هشدارهای در حین کار سیستم خواهد شد. هدف از مقاوم سازی در تشخیص خطا حساس بودن تنها به خطا می‌باشد [۱۳ و ۲].

سازماندهی این پایان نامه به صورت زیر می‌باشد :

با توجه به اهمیت تشخیص و جدا سازی خطا ، فصل دوم به بررسی این موضوع با استفاده از روش معادلات برابری پرداخته است و در فصل‌های بعد با استفاده طراحی حد آستانه ، برای مانده به وجود آمده مورد بررسی قرار می‌گیرد.

¹ Spectral analysis

² Fault Detection and Isolation

فصل دوم

تشخیص و جدا سازی خطا با استفاده از معادلات برابری

۲-۱- تشخیص خطا با استفاده از معادلات برابری

مقاسیه رفتار فرآیند با مدل نامی آن «در شرایط بدون خطا» راهی مناسب در تشخیص خطای فرآیند است. به اختلاف بین سیگنال‌های مدل و فرآیند مانده می‌گوییم.

طراحی مانده به کمک روش معادلات برابری با استفاده از تابع تبدیل یا فضای حالت میسر می‌باشد. روش معادلات برابری احتمالاً برای اولین بار در [۱۴] و در فضای حالت ارائه گردیده است.

۲-۱-۱- طراحی معادلات برابری با استفاده از تابع تبدیل

شکل (۱-۲) دو آرایش معادلات برابری با کمک تابع تبدیل را نشان می‌دهد. برای این دو روش یک مدل تک ورودی تک خروجی را در نظر بگیرید. [۲]

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

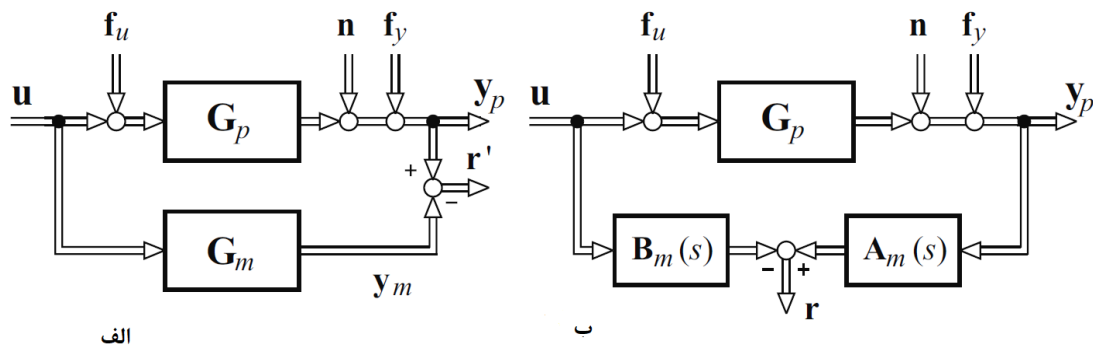
و مدل نامی آن به صورت زیر می‌باشد:

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

که معمولاً بین فرآیند و مدل نامی آن اختلاف‌هایی وجود دارد یعنی:

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

که در این رابطه $\Delta G_m(s)$ خطای مدل سازی می‌باشد.



شکل (۱-۲) تولید مانده با استفاده از معادلات برابری و تابع تبدیل الف) خطای خروجی، ب) خطای چند جمله‌ای [۲]

طبق شکل (۱-۲) با کمک تابع تبدیل، مانده‌های معادلات برابری را می‌توان به دو حالت خطای چند جمله‌ای و خطای خروجی را محاسبه نمود. [۵]

در حالت خطای خروجی مانده‌ها به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned}
 r'(s) &= y_p(s) - y_m = y_p(s) - G_m(s)u(s) & (۴-۲) \\
 &= G_p(s)(u(s) + f_u(s)) + n(s) + f_y - G_m(s)u(s) \\
 &= \Delta G_m(s)u(s) + G_p(s)f_u(s) + n(s) + f_y
 \end{aligned}$$

که در این رابطه f_u و f_y بیانگر خطای افزوده در حسگر و محرک و n نویز در خروجی می‌باشد. در حالت ایده‌آل که مدل نامی و فرآیند کاملاً منطبق بوده و هیچگونه نویز یا خطای حسگر یا محرکی نداشته باشیم مانده صفر است ولی معمولاً مانده به دلیل وجود خطای مدل سازی، خطای حسگر یا محرک و نویز صفر نیست. در حالت خطای چند جمله‌ای شکل (۱-۲-ب) مانده به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned}
 r(s) &= A_m(s)y_p(s) - B_m(s)u(s) & (۵-۲) \\
 &= A_m(s)[G_p(s)(u(s) + f_u(s)) + n(s) + f_y(s)] - B_m(s)u(s)
 \end{aligned}$$

اگر فرآیند و مدل نامی بر هم منطبق باشند مانده به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$r(s) = A_m(s)(f_y(s) + n(s)) + B_m(s)f_u(s) \quad (6-2)$$

طبق معادله (6-2) خطای ورودی F_u با مدل چند جمله‌ای $B_m(s)$ و خطای خروجی F_y با چند جمله‌ای A_m فیلتر می‌شوند. به \hat{r} و r مانده‌های اولیه¹ می‌گویند.

مانده‌ها برای این فرآیند تک ورودی - تک خروجی در هر دو حالت r و \hat{r} تحت تاثیر خطای ورودی و خروجی، نویز و خطای مدل سازی هستند و معمولاً جدا سازی خطاها در این حالت میسر نمی‌باشد اما این شرایط زمانی بهبود می‌یابد که تعداد اندازه‌گیری‌ها افزایش می‌یابد.

تولید مانده‌ها در حالت خطای خروجی برای یک فرآیند: MIMO با تابع تبدیل $G_p(s)$ به صورت زیر می‌باشد.

$$r'(s) = y_p(s) - y_m(s) = y_p(s) - G_m(s)u(s) \quad (7-2)$$

به این ترتیب مانده‌ها با استفاده از سیگنال‌های ورودی و خروجی محاسبه می‌شوند. چنانچه خطای‌های ذکر شده را به معادله وارد کنیم خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} r'(s) &= G_p(s)(u(s) + f_u(s)) + n(s) + f_y - G_m(s)u(s) \\ &= \Delta G_m(s)u(s) + G_p(s)f_u(s) + n(s) + f_y(s) \end{aligned} \quad (8-2)$$

رابطه بالا تاثیر هر یک از خطاهای بر بردار مانده را نشان می‌دهد.

اگر مدل و فرآیند بر هم منطبق باشند رابطه (8-2) به صورت زیر ساده می‌شود

$$r'(s) = G_p(s)f_u(s) + n(s) + f_y(s) \quad (9-2)$$

مانده‌ها در حالت چند جمله‌ای نیز در صورتی که مدل و فرآیند با هم یکی باشند به صورت زیر ساده می‌شود:

¹ Primary residuals

$$r(s) = A_m(s)[G_p(s)u(s) + G_p(s)f_u(s) + n(s) + f_y(s)] - B_m(s)u(s) \quad (10-2)$$

$$= A_m(s)[f_y(s) + n(s)] + B_m(s)u(s)$$

تعداد مانده‌ها نیز برابر با تعداد خروجی‌ها است.

اگر تنها یک خطا در ورودی یا خروجی رخ دهد برخی مانده‌ها از مقدار صفر منحرف می‌شوند. این امر موجب جداسازی خطاهای افزایشی از یکدیگر می‌شود.

با توجه به معادله (10-2) مانده‌ی چند جمله‌ای شامل مشتقاتی از سیگنال‌های ورودی و خروجی است که این امر می‌تواند مشکلاتی در تحقق و همچنین تقویت سیگنال نویز را منجر شود.

2-1-2- طراحی معادلات برابری با استفاده از فضای حالت

مطابق شکل (2-2)، معادلات فضای حالت یک فرآیند خطی چند ورودی-چند خروجی را که به صورت

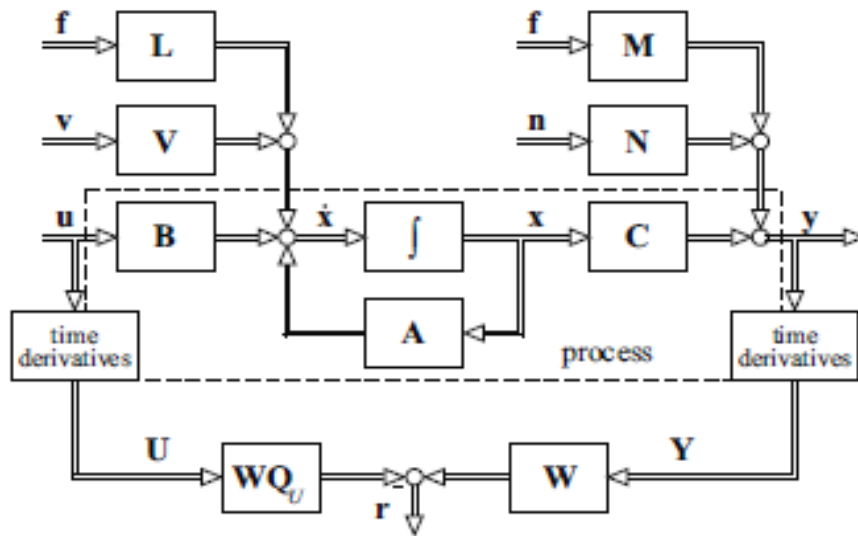
زیر است در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} x'(t) = Ax(t) + Bu(t) + Vv(t) + Lf(t) \\ Y(t) = Cx(t) + Nn(t) + Mf(t) \end{cases} \quad (11-2)$$

که در این رابطه $n(t)$ و $v(t)$ به ترتیب نویز و اغتشاش در خروجی و ورودی می‌باشد. خطای افزوده

$f(t)$ می‌باشد که شامل خطای محرک افزوده $f_1(t)$ و خطای افزوده حسگر $f_m(t)$ می‌باشد. $[V]$

$$f^T(t) = [f_m^T(t) f_1^T(t)] \quad (12-2)$$



شکل (۲-۲) طراحی معادلات برابری بر اساس فضای حالت برای سیستم های پیوسته [2]

از رابطه (۲-۱۱) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{y}(t) &= C\dot{x}(t) + N\dot{n}(t) + M\dot{f}(t) & (۱۳-۲) \\ &= CAx(t) + CBu(t) + CVv(t) + CLf(t) + N\dot{n}(t) + M\dot{f}(t) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{y}(t) &= C\ddot{x}(t) + N\ddot{n}(t) + M\ddot{f}(t) & (۱۴-۲) \\ &= CA^2x(t) + CABu(t) + CB\dot{u}(t) + CAVv(t) + CV\dot{v}(t) \\ &\quad + CALf(t) + CL\dot{f}(t) + N\ddot{n}(t) + M\ddot{f}(t) \end{aligned}$$

با ادامه این روند یک سری افزونگی در معادلات بدست می آید که با مرتب نمودن این معادلات رابطه

زیر خطی می شود:

$$Y(t) = TX(t) + Q_u U(t) + Q_v V(t) + Q_n N(t) + Q_f F(t) \quad (۱۵-۲)$$

$$Y(t) = \begin{bmatrix} y(t) \\ y'(t) \\ \vdots \\ y^{(q)}(t) \end{bmatrix} \quad U(t) = \begin{bmatrix} u(t) \\ u'(t) \\ \vdots \\ u^{(q)}(t) \end{bmatrix} \quad V(t) = \begin{bmatrix} v(t) \\ v'(t) \\ \vdots \\ v^{(q)}(t) \end{bmatrix} \quad F(t) = \begin{bmatrix} f(t) \\ f'(t) \\ \vdots \\ f^{(q)}(t) \end{bmatrix} \quad (16-2)$$

$$T = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^q \end{bmatrix} \quad Q_u = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CA & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CAB & CB & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ CA^{(q-1)}B & CA^{(q-2)}B & \dots & CB & 0 \end{bmatrix} \quad (17-2)$$

$$Q_v = \begin{bmatrix} N & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CN & N & 0 & \dots & 0 \\ CAV & CN & N & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ CA^{(q-1)}V & CA^{(q-2)}V & \dots & CV & N \end{bmatrix} \quad (18-2)$$

$$Q_f = \begin{bmatrix} M & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CM & M & 0 & \dots & 0 \\ CAL & CL & M & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ CA^{(q-1)}L & CA^{(q-2)}L & \dots & CL & M \end{bmatrix} \quad (19-2)$$

برای یک سیستم از مرتبه n با p ورودی، p_v اغتشاش و r خروجی ابعاد ماتریس ها به شرح زیر می باشد:

• بردار $Y(t)$ $(q+1)r * 1$

• بردار $U(t)$ $(q+1)p * 1$

• T ماتریس $(q+1)r * 1$

• Q_u ماتریسی $(q+1)r * (q+1)p$

• Q_v ماتریسی $(q+1)r * (q+1)p_v$

از آنجایی که بردار حالت $X(t)$ و اغتشاشی $V(t)$ در رابطه (۲-۱۵) نامعلومند این رابطه را در بردار مولد مانده‌ی W^T ضرب مینماییم:

$$W^T Y(t) = W^T T x(t) + W^T Q_u U(t) + W^T Q_v V(t) + W^T Q_n N(t) + W^T Q_f F(t) \quad (۲-۲۰)$$

$$W^T T = 0 \quad \text{و} \quad W^T Q_v = 0 \quad (۲-۲۱)$$

بردار مانده را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$r(t) = W^T Y(t) - W^T Q_u U(t) \quad (۲-۲۲)$$

بخشی از پارامترهای ماتریس مولد مانده W^T با استفاده از ماتریس‌های T و Q_v محاسبه می‌شوند. از باقی پارامترها می‌توان در طراحی معادلات برابری مختلف استفاده نمود. با الحاق دو رابطه ی (۲۰-۲) و (۲-۲۲) ساختار داخلی معادلات برابری بدست می‌آید.

$$r(t) = W^T Q_f F(t) + W^T Q_n N(t) \quad (۲-۲۳)$$

که این رابطه به خوبی نحوه‌ی تاثیر خطای $F(t)$ و نویز $N(t)$ را بر بردار مانده نشان می‌دهد با برقراری رابطه (۲-۲۱) مانده از ورودی مجهول $V(t)$ و حالت‌های $X(t)$ مستقل می‌شوند.

با انتخاب بردارهای مولد مانده‌ی متفاوت، مانده‌های متفاوتی بدست می‌آیند.

با گرفتن تبدیل لاپلاس از رابطه ی (۲-۲۲) خواهیم داشت:

$$Y(s) = \begin{bmatrix} y(s) \\ sy(s) \\ \vdots \\ s^q y(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ sI \\ \vdots \\ s^q I \end{bmatrix} y(s) = L_y(s)y(s) \quad (24-2)$$

$$U(s) = \begin{bmatrix} u(s) \\ su(s) \\ \vdots \\ s^q u(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ sI \\ \vdots \\ s^q I \end{bmatrix} u(s) = L_u(s)u(s)$$

$$r(s) = WL_y(s)y(s) - WQ_u L_u(s)u(s) \quad (25-2)$$

روش گفته شده برای معادلات برابری با استفاده از فضای حالت نیاز به گرفتن مشتقات پیاپی از ورودی‌ها و خروجی‌ها دارد. این امر به دلیل وجود نویز در سیستم ایجاد مشکلاتی می‌نماید. به همین دلیل نسخه‌ی زمان گسسته‌ی معادلات برابری نسبت به نسخه زمان پیوسته آن مطلوب‌تر است.

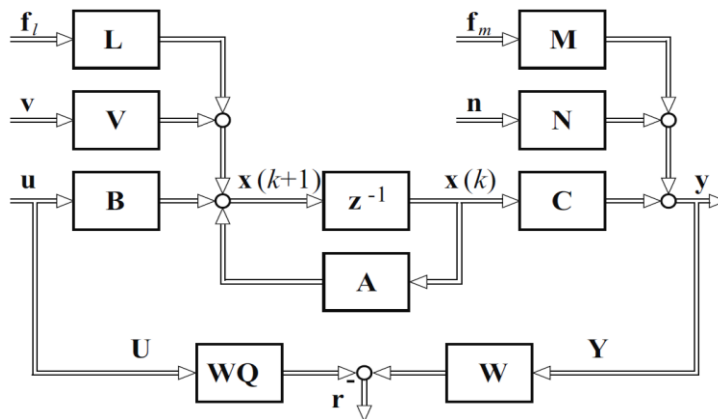
۲-۱-۳ طراحی معادلات برابری زمان گسسته

در این بخش به بررسی معادلات برابری با استفاده از فضای حالت برای یک سیستم زمان گسسته می‌پردازیم. پیاده‌سازی معادلات برابری زمان گسسته نسبت به زمان پیوسته‌ی آن ساده‌تر است «مطابق شکل (۳-۲) مرجع [۲]» معادله سیستم به صورت زیر است:

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + Vv(k) + Lf(k) \\ y(k) = Cx(k) + Nn(k) + Mf(k) \end{cases} \quad (26-2)$$

که در این رابطه $N(k)$ و $V(k)$ اغتشاش و نویز غیر قابل اندازه‌گیری است. $f(k)$ نیز خطای افزوده می‌باشد که شامل خطای افزوده ورودی و خطای افزوده خروجی می‌باشد. به منظور سادگی، مدل فضای حالت را بدون خطا و اغتشاش می‌نویسیم:

$$\begin{cases} x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) \\ y(k) = Cx(k) \end{cases} \quad (27-2)$$



شکل (۲-۳) طراحی معادلات برابری در فضای حالت زمان گسسته [2]

از رابطه ی (۲۷-۲) می توان نتیجه گرفت:

$$y(k+1) = Cx(k) + CBu(k) \quad (۲۸-۲)$$

برای زمان نمونه برداری های بعدی خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} y(k+2) &= Cx(k+2) & (۲۹-۲) \\ &= CAx(k+1) + CBu(k+1) \\ &= CA^2x(k) + CABu(k) + CBu(k+1) \end{aligned}$$

روابط برای زمان نمونه گیری q ام، $q \leq m$ که m مرتبه سیستم است به صورت زیر می باشد

$$y(k+q) = CA^q x(k) + CA^{q-1} Bu(k) + \dots + CBu(k+q-1) \quad (۳۰-۲)$$

حال می توان معادلات افزوده را به کمک جابجایی زمانی روابط بالا و همانند حالت پیوسته محاسبه نمود.

$$Y(k+q) = Tx(k) + Qu(k+q) \quad (۳۱-۲)$$

که با q واحد جابجایی زمانی خواهیم داشت:

$$Y(k) = Tx(k - q) + Qu(k) \quad (32-2)$$

$$U(k) = \begin{bmatrix} u(k - q) \\ u(k + q + 1) \\ \vdots \\ u(k) \end{bmatrix} \quad Y(k) = \begin{bmatrix} y(k - q) \\ y(k + q + 1) \\ \vdots \\ y(k) \end{bmatrix} \quad (33-2)$$

$T = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^q \end{bmatrix} \quad Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CB & 0 & 0 & \dots & 0 \\ CAB & CB & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & CB & \ddots & 0 \\ CA^{(q-1)}B & CA^{(q-2)}B & \dots & CB & 0 \end{bmatrix}$	(34-2)
--	--------

چون بردار حالت $x(k - q)$ نا معلوم است رابطه ی (32-2) را در بردار مولد مانده ضرب می کنیم به طوری که شرط زیر برقرار شود:

$$W^T Y = W^T T x(k - q) + W^T Q u(k) \quad (35-2)$$

$$W^T T = 0 \quad (36-2)$$

بردار مانده را به صورت زیر تعریف می کنیم:

$$r(k) = W^T Y(k) - W^T Q U(k) \quad (37-2)$$

تعدادی از پارامترهای ماتریس مولد مانده از رابطه ی (36-2) محاسبه می شوند. باقی پارامترهای این ماتریس از روی خصوصیات و بقیه مانده ها بدست می آید. تعداد دفعات جابجایی زمانی دلخواه می باشد ولی معمولا $q = n$ « n مرتبه سیستم» انتخاب می شود.

بعد از جایگذاری نویز و خطاها از رابطه (36-2) معادلات برابری به صورت زیر بدست می آید:

$$r(k) = W^T Q_f f(k) - W^T Q_n n(k) \quad (2-38)$$

که Qr و Qn ماتریس‌های مانند Q هستند. همان طور که می‌بینیم مانده‌ها تنها به خطاهای افزوده و نویز حساس هستند.

در عمل مانده‌ها به علت نویز و مشتقات زیاد آن از مدل و فرآیند تغییرات زیادی دارند، برای همین مانده‌ها را از یک فیلتر پایین‌گذر عبور می‌دهیم، در مقایسه با روش تابع تبدیل، فضای حالت آزادی عمل بیشتری در محاسبه ماتریس مولد مانده به ما می‌دهد ولی چون از تاریخچه سیگنال کمتر استفاده می‌کند، حساسیت بیشتری به نویز دارد و همچنین حجم محاسبات در فضای حالت نسبت به تابع تبدیل بیشتر است و در کل به سادگی روش تابع تبدیل نیست.

۲-۱-۲- ویژگی‌های مانده‌ها

- در حالت ایده‌آل، مانده تنها باید از خطاهای محرک و حسگر تاثیر پذیرد اما بعلا وجود خطاهای مدل‌سازی، ورودی نامعلوم یا اغتشاشات در خروجی، مقدار مانده مدام تغییر می‌کند. برای همین یک سطح آستانه برای مانده‌ها تعریف می‌کنیم. بدین معنی که هرگاه مانده‌ای از سطح آستانه خود تجاوز نمود خطایی رخ داده است. اما تعریف این سطح آستانه مانع از تشخیص خطاهای کوچک می‌شود. برای حل این مسئله روش‌های زیر پیشنهاد می‌شود:
- استفاده از مانده‌ی افزوده برای خطاهای خاص
- فیلتر نمودن سیگنال‌های فرکانس بالا مانند نویز از سیگنال‌های فرکانس پایین (خطاهای افزوده) با کمک فیلتر پایین‌گذر
- افزایش حساسیت خطای مانده‌ها
- حد آستانه تطبیقی بسته به سیگنال ورودی

تمامی این روش‌ها به منظور حفظ حساسیت مانده‌ها نسبت به خطاها و مقاوم بودن در برابر تاثیرات اغتشاشات می‌باشد.

۲-۲-۲- تولید مانده افزوده

مانده‌های بدست آمده از روش‌های قبل الزاما منجر به جداسازی خطا نمی‌شوند. از طرفی روش‌های فضای حالت آزادی عمل بیشتری در طراحی ماتریس W می‌دهد. ایده‌ی مانده‌ی افزوده بر اساس دادن ویژگی‌های خاص به بردار مولد مانده است تا تشخیص و جداسازی خطاها بهتر صورت گیرد. یکی از روش‌ها، مانده‌ی ساخت یافته است که در ادامه به بررسی آن خواهیم پرداخت.

۲-۲-۱- مانده‌ی ساخت یافته

هدف از طراحی مانده‌ی ساخت یافته، حساس نمودن هر مانده به بعضی عیب‌ها یا خطاها و غیر حساس نمودن نسبت به بقیه خطاها می‌باشد یعنی مانده‌ها از بعضی پارامترها در بردار حالت تاثیر می‌پذیرند. بنابراین بردار مانده‌ی ساخت یافته حداقل مستقل از یکی از خطاها می‌باشد.

معادله خطای چند جمله‌ای یک فرآیند چند ورودی - چند خروجی با p ورودی و r خروجی مطابق رابطه (۲-۴) به صورت زیر است:

$$r(s) = A_m(s)y_p(s) - B_m(s)u_p(s) \quad (۲-۳۹)$$

برای تولید مانده‌ی ساخت یافته این رابطه را در بردار مولد مانده‌ی W ضرب می‌کنیم:

$$r^*(s) = W(s) \left[A_m(s)y(p) - B_m(s)u_p(s) \right] \quad (۲-۴۰)$$

$$\mathbf{r}^*(s) = \mathbf{W}(s) \left\{ \begin{array}{l} \left[\begin{array}{cccc} A_1(s) & 0 & \dots & 0 \\ 0 & A_2(s) & \ddots & \\ 0 & 0 & \dots & A_r(s) \end{array} \right] \begin{bmatrix} y_1(s) \\ y_2(s) \\ \vdots \\ y_r(s) \end{bmatrix} \\ \left[\begin{array}{cccc} B_1(s) & 0 & \dots & 0 \\ 0 & B_2(s) & \dots & 0 \\ & & \ddots & \\ 0 & 0 & \dots & B_p(s) \end{array} \right] \begin{bmatrix} u_1(s) \\ u_2(s) \\ \vdots \\ u_p(s) \end{bmatrix} \end{array} \right\} \quad (41-2)$$

ماتریس مولد $W(s)$ در این رابطه ضرب می‌شود که پارامترهای r^* نسبت به یکی از سیگنال‌های محرک یا حسگرها مستقل باشد.

$$W_y(s)A_m(s) = 0 \qquad W_u(s)B_m(s) = 0 \quad (42-2)$$

$$W^T = [W_y \ W_u] \qquad \text{بعبارتی}$$

$$\begin{bmatrix} r_1^*(s) \\ r_2^*(s) \\ \vdots \\ r_r^*(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_{y1}^T(s) \\ W_{y2}^T(s) \\ \vdots \\ W_{u1}^T(s) \\ W_{y2}^T(s) \\ \vdots \end{bmatrix} [A_1(s)y_1(s) + A_2(s)y_2(s) + \dots + B_1(s)u_1(s) + B_2(s)u_2(s) + \dots] \quad (43-2)$$

$$W_{y1}^T(s)A_1(s) = 0 \qquad y_1(s) \text{ مستقل}$$

$$W_{y2}^T(s)A_2(s) = 0 \qquad y_2(s) \text{ مستقل}$$

$$W_{u1}^T(s)B_1(s) = 0 \qquad u_1(s) \text{ مستقل}$$

$$W_{u2}^T(s)B_2(s) = 0 \qquad u_2(s) \text{ مستقل}$$

به این ترتیب ماتریس مولد مانده طوری طراحی می‌شود که هر یک از مانده‌ها را نسبت به ورودی یا خروجی خاصی مستقل می‌کند.

مثال (۱-۲) معادلات فضای حالت یک موتور DC به شرح زیر است: [۲۲، ۶]

$$\begin{cases} U_A(t) = R_A I_A(t) + L_A \dot{I}(t) + \psi \omega(t) \\ \psi I_A(t) = J \dot{\omega}(t) + M_F \omega(t) + M_L(t) \end{cases}$$

طبق معادلات بالا u_A ولتاژ آرمیچر، R_A مقاومت آرمیچر، I_A جریان آرمیچر، L_A اندوکتانس

آرمیچر، Ψ شار مغناطیسی، ω سرعت زاویه‌ای، J ثابت اینرسی، M_F اصطکاک چسبناک، M_L

گشتاور خروجی

$$J = 1.9 * 10^{-3}$$

$$M_f = .37 * 10^{-3}$$

$$R_A = 1.53$$

$$L_A = 6.8 * 10^{-3}$$

$$\psi = .34$$

از روابط بالا تبدیل لاپلاس می‌گیریم:

$$0 = U_A(s) - R_A I_A(s) - L_A \dot{I}_A(s) - \psi \omega(s)$$

$$0 = \psi \omega(s) - J \dot{\omega}(s) - M_F \omega(s) - M_L(s)$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} u_A(s) - \begin{bmatrix} R_A + L_A s \\ -\psi \end{bmatrix} I_A(s) - \begin{bmatrix} \psi \\ M_f + js \end{bmatrix} \omega(s) - \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} M_L(s)$$

برای تولید مانده ساخت یافته معادله بالا را در ماتریس مولد مانده ضرب می‌کنیم:

$$r(s) = W(s) \left[\begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} u_A(s) - \begin{bmatrix} R_A + L_A s \\ -\psi \end{bmatrix} I_A(s) - \begin{bmatrix} \psi \\ M_f + js \end{bmatrix} \omega(s) - \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} M_L(s) \right]$$

$$W_1^T(s) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} = 0$$

r_1 مستقل از U_A

$$W_1^T(s) = [0 \quad 1]$$

$$W_2^T(s) \begin{bmatrix} R_A + L_A s \\ -\psi \end{bmatrix} = 0$$

r_2 مستقل از I_A

$$W_2^T(s) = [\psi \quad R_A + L_A s]$$

$$W_3^T(s) \begin{bmatrix} \psi \\ M_f + js \end{bmatrix} = 0$$

r_3 مستقل از W

$$W_3^T(s) = [M_f + js \quad -\psi]$$

$$W_4^T(s) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} = 0$$

r_1 مستقل از U_A

$$W_4^T(s) = [1 \quad 0]$$

پس ماتریس مولد مانده به صورت زیر می‌باشد:

$$W = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \psi & R_A + L_A s \\ M_f + js & -\psi \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$$

روابط در حوزی زمان به صورت زیر می‌باشد:

$$r_1(t) = \psi I_A(t) - Jw'(t) - M_f w(t) - M_L(t)$$

$$r_2(t) = \psi I_A(t) - (\psi^2 - R_A M_f)w(t) - (R_A j + L_A M_f)w'(t) - L_A w''(t) - R_A M_L(t) - L_A M_L'(t)$$

$$r_3(t) = M_f u_A(t) - (R_A M_f + \psi^2)I_A(t) - (R_A j + L_A M_f)I_A'(t) - L_A j I_A''(t) + \psi M_L(t) + j u_A(t)$$

$$r_4(t) = u_A(t) - L_A I_A'(t) - R_A I_A(t) - \psi w(t)$$

برای محاسبه این مانده‌ها به مشتق مرتبه اول از $U_A(t), I_A(t), W(t)$ و مشتق مرتبه دوم

پایین گذر عبور داد. ایراد دیگر نیاز به دانستن گشتاور بار، M_l ، برای محاسبه مانده‌های اول تا سوم است.

علامت مانده‌ها برای خطاهای افزوده مختلف در جدول (۱-۲) و (۲-۲) آمده است.

جدول ۱-۲- علامت مانده‌ها در شرایط وقوع یک خطا در موتور dc [۲]

	Adaptive sensor fault			
	+ F _{UA}	+ F _{IA}	+ F ω	+ F _{ML}
r ₁	0	+1	-1	-1
r ₂	+1	0	-1	-1
r ₃	+1	-1	0	+1
r ₄	+1	-1	-1	0

جدول ۲-۲- علامت مانده‌ها در شرایط وقوع دو خطا به طور همزمان [۲]

	Adaptive sensor fault				
	F _{UA} and F _{IA}	F _{UA} and Δ F ω	F _{UA} and F _{ML}	F _{IA} and F ω	F _{IA} and F _{ML}
r ₁	+1	-1	-1	0	0
r ₂	+1	0	0	-1	-1
r ₃	0	+1	+1	-1	0
r ₄	0	0	+1	-1	-1

بنابراین مانده‌ها به خوبی خطاهای افزوده U_A, I_A, W و تغییرات M_l را از هم جدا می‌کنند. در حالی که دو خطای افزوده به طور همزمان رخ دهند علامت مانده‌ها مطابق جدول (۲-۲) خواهد بود.

در مواردی که جداسازی کامل خطاها از یکدیگر تنها با استفاده از علامت مانده‌ها میسر نباشد می‌توان برای جداسازی، بحث دامنه سیگنال‌های مانده را نیز به میان آورد.

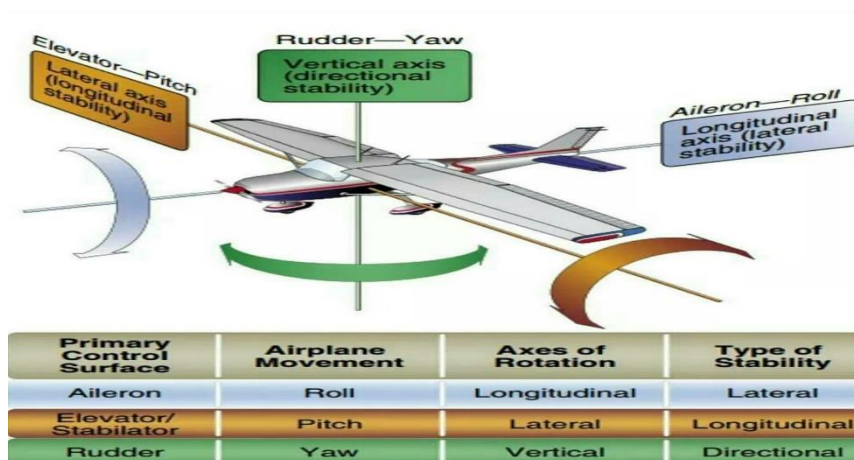
مقدمه بر صنعت هوا فضا

۳-۱- مقدمه

در سال‌های اخیر با توجه به پیشرفت روزافزون در زمینه‌های صنعتی همواره نیاز به ارائه راهبردهای جدید برای حل مشکلات وجود داشته و دارد. از طرفی محققان برای همگام شدن با این پیشرفت و ارائه فناوری برتر در زمینه‌های مختلف صنعت همواره در حال جستجو و مطالعه برای بهبود بخشیدن راهبردها می‌باشند.

یکی از شاخه‌های جدیدی که محققان بسیاری را به خود جذب کرده است صنعت هوافضا می‌باشد. که مطالعات بسیاری را به خود اختصاص داده است، مطالعاتی که تمام شاخه‌های علوم را در خود دارا هست و از طرفی همه‌ی کاربردهای مختلف را شامل شده از قبیل نظامی، تفریحی، مسافربری، حمل‌ونقل، تجاری و بسیاری دیگر...، از طرف دیگر موضوع مورد بحث که همواره زمینه پیشرفت در آن بسیار قوی بوده در راستای تشخیص خطا در سیستم پرواز هست. طراحی سیستم‌های شناسایی و عیب‌یابی در هواپیماها می‌تواند در راستای تحقق اهداف امدادی، تفریحی و سرگرمی و اهداف نظامی باشد. [۱۵ و ۱۶]

۳-۲- جهت‌های حرکتی هواپیما



شکل (۳-۱) جهت‌های حرکتی هواپیما

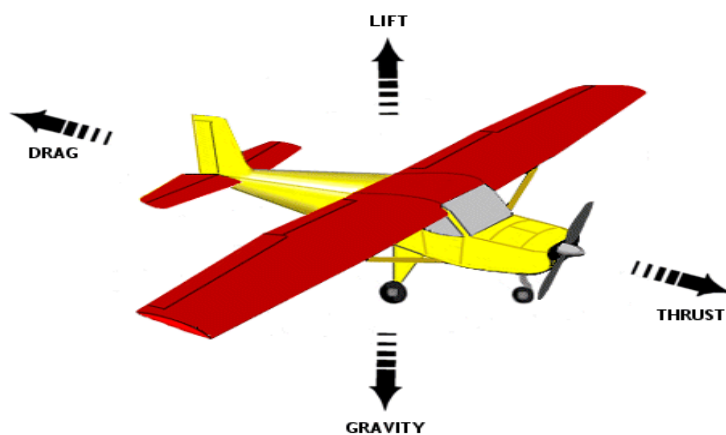
اساساً ۴ نیروی آیرودینامیکی وجود دارد که در پرواز هواپیما نقش اساسی دارند.

۱- برآ یا لیفت (lift): نیروی روبه بالا که توسط بال هواپیما ایجاد می‌شود و مخالف نیروی جاذبه است.

۲- نیروی پسا یا درگ (drag): نیروی مقاومت مولکول‌های هوا در برابر حرکت هواپیما (نیروی رو به عقب)

۳- نیروی کشش یا تراست (thrust): کشش نیروی قدرت موتور هواپیما که توسط موتور هواپیما ایجاد می‌شود (نیروی رو به جلو)

۴- نیروی وزن (weight): به خاطر نیروی طبیعی جاذبه زمین به وجود می‌آید (روبه پایین)

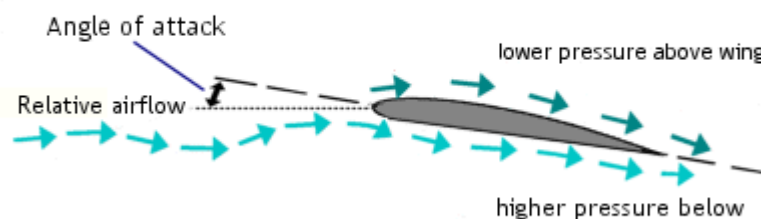


شکل (۲-۳) نیروهای آیرودینامیک در هواپیما

بنابراین برای اینکه هواپیما در هوا باقی بماند و پرواز کند نیروی thrust باید از نیروی drag و نیروی lift از وزن بزرگتر باشد. این مقادیر در مورد زمانی است که هواپیما بلند می‌شود یا صعود می‌کند. با این حال زمانی که در حال پرواز مستقیم روبه جلو است، نیروهای مخالف وزن و lift متعادل‌اند. هنگام فرود، نیروی وزن برای کاهش سرعت نیروی drag بر thrust غلبه دارد. [۱۷ و ۱۸]

هرچه بال سریعتر در هوا حرکت کند نیروی lift بیشتری تولید می‌شود و برعکس. نیروی lift به عواملی چون شکل بال ایرفویل، زاویه حمله، مقدار سطحی که در معرض جریان هوا قرار دارد، چگالی هوا بستگی دارد.

شکل خاص بال یک هواپیمای معمولی به طوری است که سطح بالا خمیده تر به نظر می‌رسد. این شکل ایرفویل یا همان بال ایرودینامیکی نامیده می‌شود که وقتی هوا روی آن جریان می‌یابد، مسافت بیشتر با سرعت بالاتری را تا انتهای بال طی می‌کند که منجر به ایجاد فشار کمتری نسبت به زیر بال می‌شود و این اختلاف فشار دو سطح باعث می‌شود هواپیما به سمت بالا هل داده شود. این نیروی رو به بالا همان نیروی lift است.



شکل (۳-۳) بال ایرودینامیکی هواپیما

۳-۱-۲- زاویه حمله

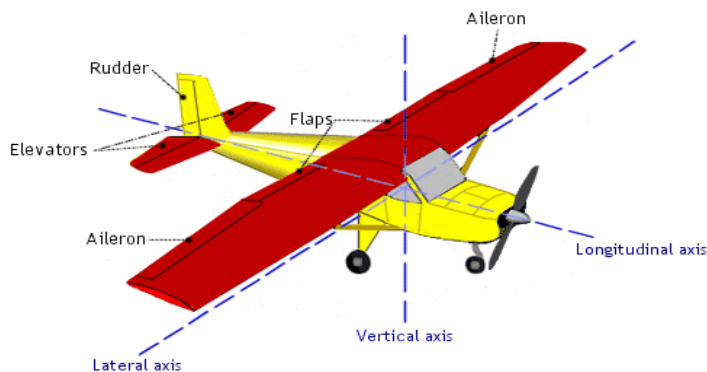
یکی دیگر از فاکتورهای مهم در تولید lift زاویه حمله است که lift تولیدی را بسیار افزایش می‌دهد اما افزایش زاویه حمله تا حد معینی باعث افزایش ضریب lift می‌شود که از آن حد به بعد با افزایش زاویه حمله ضریب lift کاهش می‌یابد. به این حالت که ضریب lift و به تبع آن نیروی lift کاهش می‌یابد حالت Stall یا واماندگی گفته می‌شود. پس از آن تولید lift پایدار نمی‌ماند و این نقطه را زاویه بحرانی حمله می‌نامند که با CAOا نشان می‌دهند. وقتی به این نقطه می‌رسیم نیروی lift

حذف می‌شود و ناگهان موجب کاهش ارتفاع شده و قادر به تحمل وزن هواپیما نخواهد بود. در این حالت تنها خلبان می‌تواند به اصلاح وضع موجود بپردازد و زاویه حمله را کاهش دهد.

۳-۳- سطوح کنترل هواپیما

در هواپیما ۴ سطح اصلی وجود دارد: flip – aileron – elevator – rudder

برای فهمیدن طرز کار این سطوح، ۳ خط را تصور کنید: یکی از مرکز هواپیما از دماغه تا دم کشیده می‌شود (محور طولی). دیگری از یک سمت بال تا بال دیگر (محور عرضی) و آخری در جهت عمودی به طوری که هر سه محور از مرکز ثقل هواپیما عبور میکنند.



شکل (۳-۴) سطوح کنترل هواپیما

سه نوع حرکت در هواپیما داریم:

pitch: چرخش حول محور عرضی y

Roll: چرخش حول محور طولی x

Yaw: چرخش حول محور عمودی z

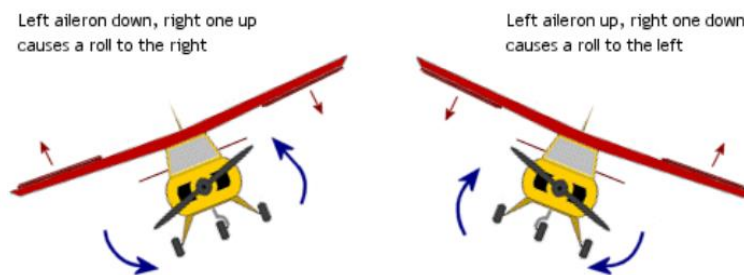
هنگامی که هواپیما در حرکت به سمت جلو است، خلبان اقداماتی را در جهت حرکت در این محورها انجام می‌دهد که توسط سطوح کنترل هواپیما انجام می‌شود. جدول زیر این اقدامات را نشان می‌دهد که هر حرکت در کدام محور و توسط کدام قسمت بال کنترل می‌شود:

جدول ۲-۳ جهت‌های حرکتی هواپیما و سطوح کنترل

کنترل به وسیله حرکت	محور	حرکت
Ailerons	Longitudinal	Roll
Elevators	Lateral	Pitch
Rudder	Vertical	Yaw

aileron : قسمت متحرک بال هواپیما که در لبه انتهایی بال‌ها قرار دارند و وظیفه انجام حرکت (roll) یعنی چرخش حول محور طول به عهده این سطوح می‌باشد. aileron‌ها هم‌زمان با هم اما در جهت‌های مخالف حرکت میکنند.

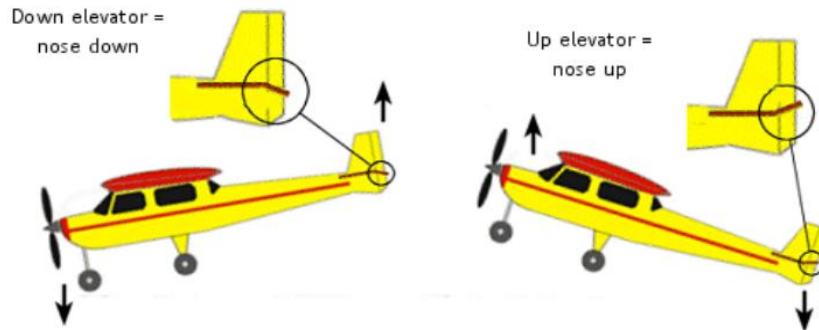
به عنوان مثال هنگامی که خلبان جوی استیک را به سمت چپ حرکت می‌دهد aileron بال چپ افزایش می‌یابد و هواپیما به سمت چپ (roll) می‌زند.



شکل (۳-۵) نحوه‌ی حرکت الیرون‌ها

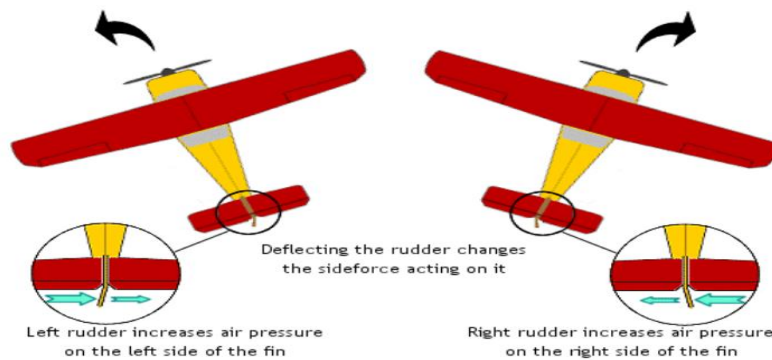
Elevator : بالابرها در راستای بدنه هواپیما و در دم آن قرار دارند و به بخش ثابت پایدار کننده افقی هواپیما متصل هستند. این سطح حرکت پیچ pitch یعنی چرخش حول محور عرضی را ایجاد می‌کند.

وقتی بالابرها به سمت پایین حرکت می کنند مقدار نیروی زیرین تغییر می کند و این در نوک هواپیما منجر به پایین رفتن هواپیما می شود.



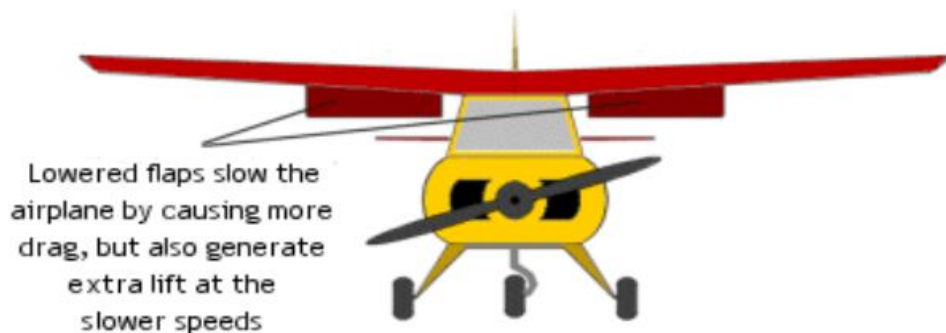
شکل (۳-۶) نحوه ی حرکت الویتورها

Rudder : که سکان عمودی ترجمه می شود در قسمت دم هواپیما به پایدار کننده عمودی متصل شده است Rudder یک سطح کنترلی عمودی است و برای اعمال حرکت yaw و چرخش حول محور عمودی تعبیه شده است. وقتی سکان عمودی را به سمت چپ حرکت می دهیم، فشار هوا روی سطح سمت چپ Rudder افزایش می یابد به طوری که تمام قسمت عقب هواپیما به راست هل داده می شود و در نتیجه نوک آن به چپ حرکت می کند.



شکل (۳-۷) نحوه ی حرکت رادرها

Flip : این سطح در لبه های فرار بال و بین بدنه و قسمت متحرک بال هواپیما قرار گرفته است و هدف از آن افزایش خمیدگی بال هواپیماست تا نیروی کشش بیشتری در بال ها تولید شود.



شکل (۸-۳) نحوه ی حرکت فلیپ ها

در این رساله به بررسی یک نوع خطای ثابت می پردازیم و اثر آن را در سیستم مشاهده می نماییم، لذا برای این امر نیازمند طراحی یک مشاهده گر هستیم. این طراحی از ۵ بخش اصلی به صورت اول: ارائه مدل سیستم و بررسی پاسخ پله سیستم غیرخطی، بخش دوم: ارائه مشاهده گر مناسب برای این سیستم و مشخص نمودن حد آستانه ی صفر، بخش سوم: اعمال اغتشاش به سیستم و بررسی رفتار سیستم به همراه مشاهده گر و مشخص نمود حد آستانه با حضور اغتشاش، بخش چهارم محدوده گذاری برای خروجی سیستم (حد مجاز انحراف خروجی در حضور اغتشاش) و در نهایت در بخش پنجم با اعمال خطای حسگر به سیستم رفتار مشاهده گر طراحی شده و حد آستانه های مشخص شده بررسی شده است.

۳-۴- ارائه مدل سیستم و بررسی پاسخ های سیستم

سیستم موردنظر یک مدل سیستم هواپیمای دو ورودی دو خروجی بوده که پس از خطی سازی،

معادلات آن به صورت زیر است. [۱۹ و ۲۰]

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.8 & -0.0006 & -13.2 & 0 \\ 0 & -0.014 & -16.64 & -32.2 \\ 1 & -0.0001 & -1.65 & 0 \\ 1 & 0.000 & 0.000 & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} q \\ u \\ \alpha \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -19 & -2.5 \\ -0.66 & -0.5 \\ -0.16 & -0.6 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix} \quad (۱-۳)$$

$$Y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} q \\ u \\ \alpha \\ \theta \end{bmatrix}$$

با توجه به معادلات بالا α زاویه حمله هواپیما، q نرخ پیچ، θ زاویه پیچ، U سرعت افقی مغشوش

۳-۵- طراحی رویتگر مناسب برای سیستم

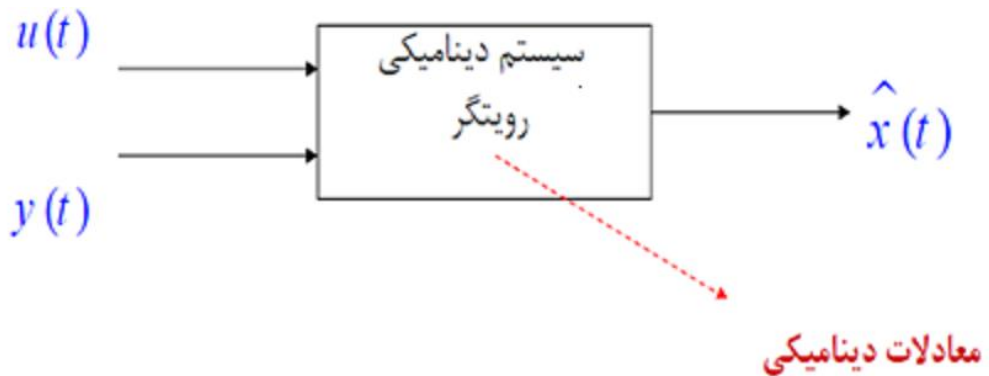
۳-۱-۵- ساختار و خواص رویتگرها

سیستم با متغیرهای حالت غیر قابل اندازه گیری (۳-۲) $\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \rightarrow$

کنترل فیدبک حالت (۳-۳) $u(t) = -Kx(t)$

خروجی های قابل اندازه گیری (۳-۴) $y(t) = Cx(t) \rightarrow$

۳-۲-۵- سیستم دینامیکی رویتگر:



۳-۳-۵- معادله دینامیکی فضای حالت رویتگرها:

$$\dot{\hat{x}}(t) = \hat{A}\hat{x}(t) + \hat{B}u(t) + Ly(t) \quad (5-3)$$

ماتریس‌های A و B و L را چنان انتخاب می‌کنیم که خطای رویت سیستم دینامیکی رویتگر به طور مجانبی صفر شود.

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t) \quad (6-3)$$

$$\Rightarrow \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}(t) = Ax(t) + Bu(t) - [\hat{A}\hat{x}(t) + \hat{B}u(t) + Ly(t)] \quad (7-3)$$

$$\Rightarrow \dot{e}(t) = Ax(t) + Bu(t) - \hat{A}[x(t) - e(t)] - \hat{B}u(t) - LCx(t)$$

$$\Rightarrow \dot{e}(t) = \hat{A}e(t) + (A - LC - \hat{A})x(t) + (B - \hat{B})u(t)$$

ماتریس‌های $(A-LC-\hat{A})$ ، $(B-\hat{B})$ را چنان انتخاب می‌کنیم که خطای رویت سیستم دینامیکی رویتگر به طور مجانبی و مستقل از بردارهای حالت و ورودی صفر شود.

$$\hat{A} = A - LC$$

ماتریس طراحی رویتگر

$$B = \hat{B}$$

۳-۴-۵- معادلات سیستم رویتگر:

$$\dot{\hat{x}}(t) = \hat{A}\hat{x}(t) + \hat{B}u(t) + Ly(t) \quad (۸-۳)$$

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

⇓

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L[y(t) - C\hat{x}(t)]$$

با توجه به معادلات سیستم معادلات رویتگر برای سیستم به صورت زیر است

$$\dot{X}_l = (A - LC)X_l + Bu + LY_l \quad (۳-۹)$$

$$Y_l = CX_l + Du$$

برای اینکه بخواهیم مشاهده گر را طراحی نماییم مهم ترین مشکل طراحی L است که برای رویتگر باید به صورتی تعیین شود که خروجی رویتگر و سیستم اصلی با هم یکی باشد، برای بدست آوردن ماتریس L از روشهای کنترلی که وجود دارد از قبیل، آکرمن بس گیورا، کنترل گر حالت و.... استفاده می کنیم برای طراحی ماتریس L در اینجا ما از روش آکرمن استفاده کردیم. برای این کار ابتدا با m-file زیر توانستیم این مقدار L را به دست آوریم و سپس آن را برای گین رویتگر استفاده نماییم:

```

1 - a=[-0.8 -0.0006 -13.2 0;0 -0.014 -16.64 -32.2; 1 -0.0001 -1.65 0;1 0 0 0];
2 - b=[-19 -2.5;-0.66 -0.5;-0.16 -0.6;0 0];
3 - c=[0 0 0 1;0 0 -1 1];
4 - d=[0 0;0 0];
5 - sys=ss(a,b,c,d);
6 - p=pole(sys);
7 -

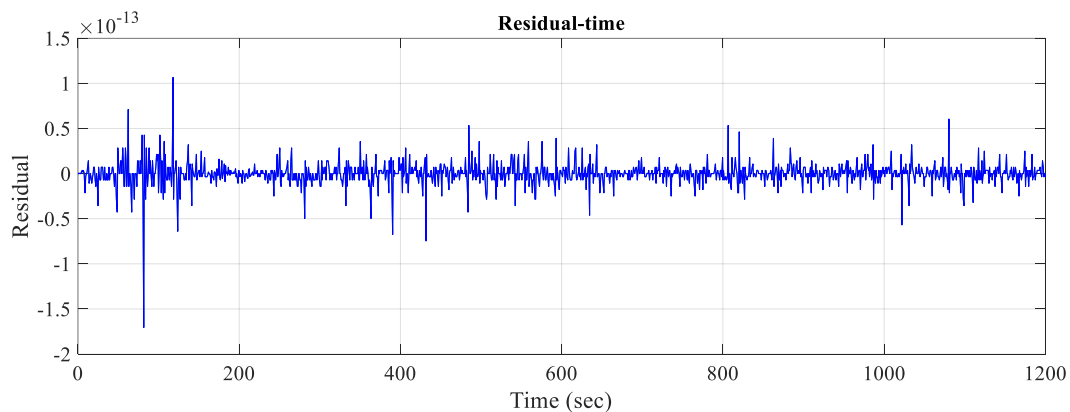
```

با اجرای این m-file می توان قطب های سیستم را به دست آورد و با توجه به این قطب ها برای هر ورودی مشخص می توان با دستور acker که با استفاده از فرمول های ackerman مقادیر L را به ما می دهد و ایجاد یک مصالحه بین این مقادیر به دست آمده برای هر ورودی می توان به مقدار زیر برای L رسید:

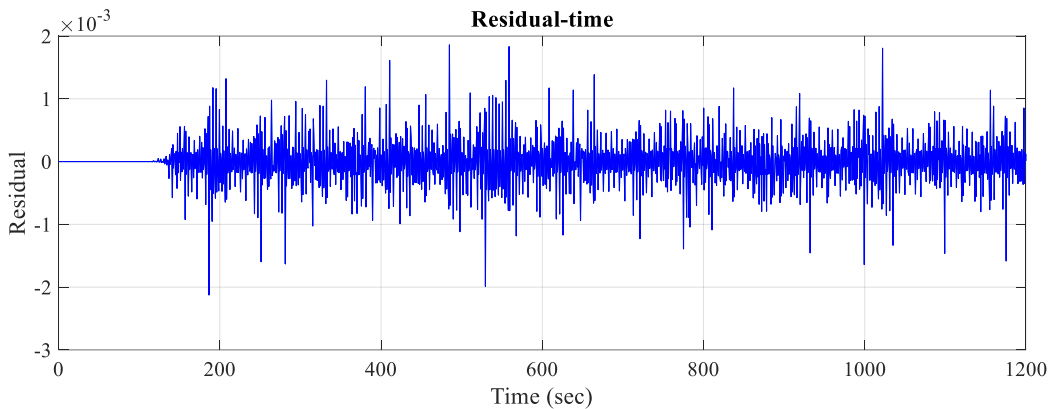
```
L=
0.0843
0.0440
0.5000
1.8190
```

حال با جایگذاری مقدار L برای گین سیستم رویتگر خواسته های مورد نظر را بدست می آوریم

۳-۶- مانده های بدست آمده از خروجی های ۱ و ۲



شکل (۳-۹): خروجی باقی مانده کانال اول



شکل (۱۰-۳): خروجی باقی مانده کانال دوم

همانطور که از شکل های فوق مشخص است باقی مانده برای هر دو کانال به صفر خیلی نزدیک است. زیرا که مقیاس آن ها 10^{-13} است. و این مقدار باقی مانده به صفر بسیار نزدیک است. با توجه به شکل های بالا برای حد آستانه ی صفر داریم:

$$-2 * 10^{-13} < threshold_z < 1.1 * 10^{-12} \quad \text{حد آستانه صفر برای خروجی کانال اول:}$$

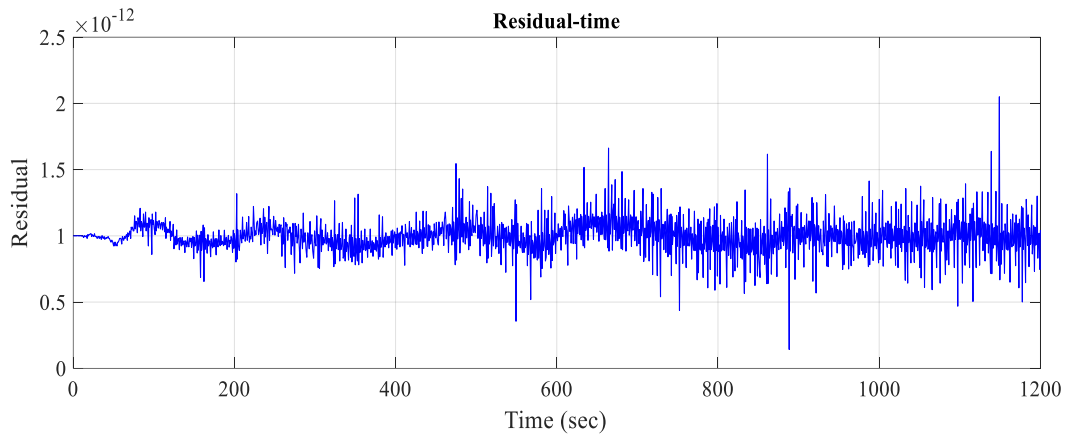
$$-2.2 * 10^{-3} < threshold_z < 1.5 * 10^{-3} \quad \text{حد آستانه صفر برای خروجی کانال دوم:}$$

۳-۷- بررسی پاسخ کلی سیستم در حضور اغتشاش

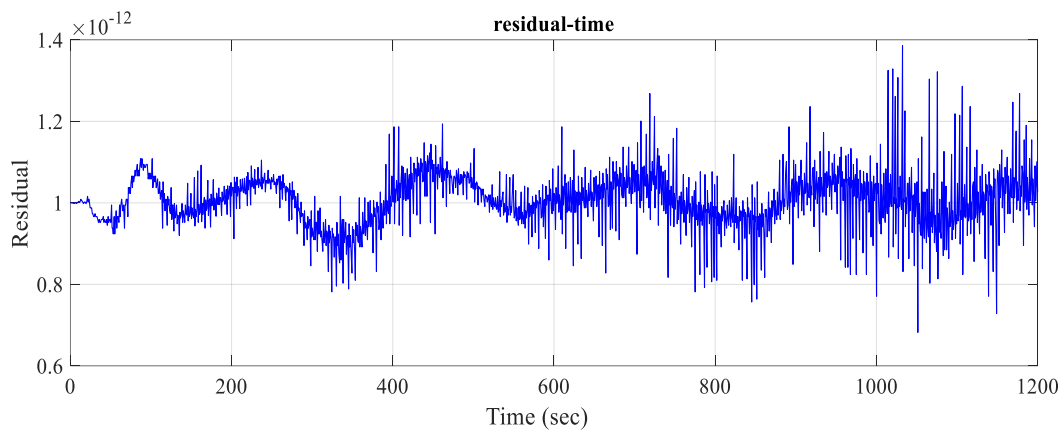
با توجه به اینکه مقدار باقی مانده در اشکال مربوط به رویتر بدون اغتشاش به صفر نزدیک بود برای اینکه اثر اغتشاش در باقی مانده شکل فوق مشخص باشد مقدار بسیار کوچکی به عنوان اغتشاش به صورت پله به رویتر وارد می شود:

$$Disturbance = 1 * 10^{-12}$$

مقدار باقی مانده در حضور اغتشاش برای کانال های ۱ و ۲:



شکل (۱۱-۳): باقی مانده کانال اول



شکل (۳-۱۲): باقی مانده کانال دوم

با توجه به اینکه اغتشاشی که به خروجی مشاهده‌گر اعمال شده به برابر با مقدار باقی مانده است. در نتیجه برای حد آستانه در حضور اغتشاش همانگونه که انتظار می‌رفت طبق اشکال (۱۱-۳) و (۱۲-۳)

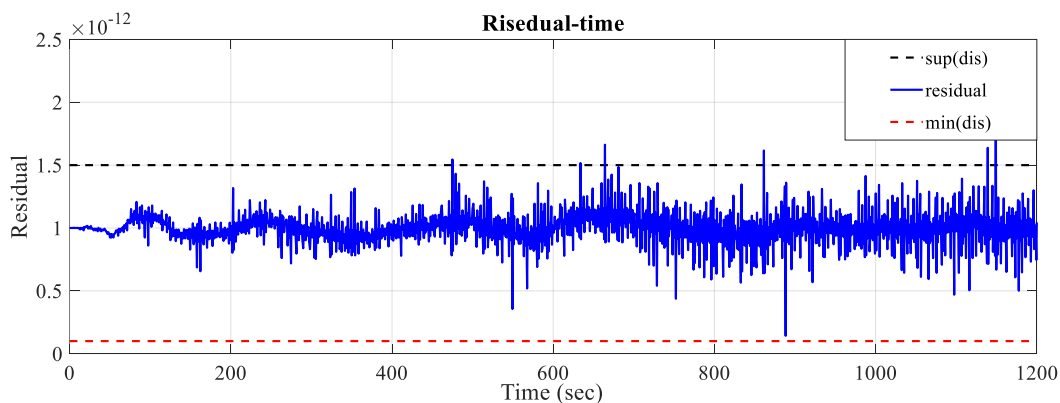
(۳) داریم:

حد آستانه در حضور اغتشاش برای خروجی کانال اول: $1 * 10^{-13} < threshold_d < 2.1 * 10^{-12}$

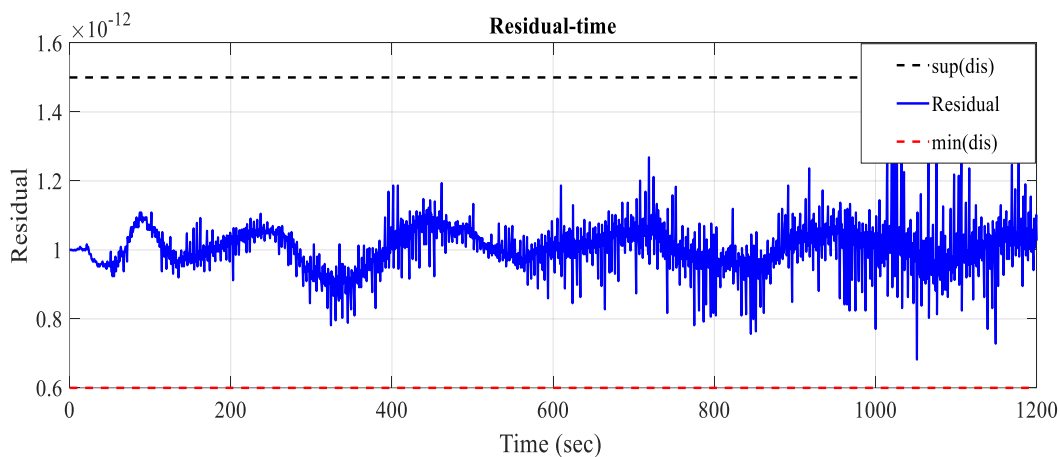
حد آستانه در حضور اغتشاش برای خروجی کانال دوم: $6 * 10^{-13} < threshold_d < 1.5 * 10^{-12}$

۳-۸- اعمال محدودی مجاز برای انحراف خروجی

باقی مانده‌ها با توجه به اعمال محدودهای برای اغتشاش به صورت زیر خواهد بود:



شکل ۳-۱۳: باقی مانده خروجی کانال اول با توجه به تعیین محدوده برای اغتشاش



شکل (۳-۱۴): باقی مانده خروجی کانال دوم با توجه به تعیین محدوده

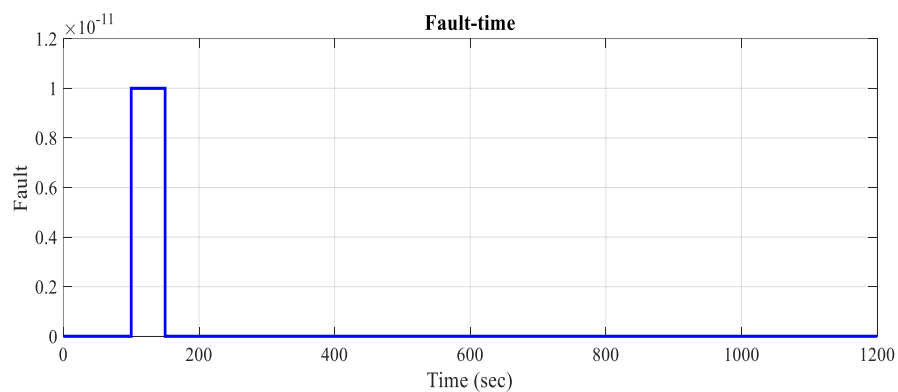
۳-۹- اعمال خطا به سیستم و بررسی خروجی

در مرحله آخر خطای ورودی به سیستم را به صورت خطای جمع شونده در نظر می‌گیریم که می‌توانیم در این حالت جواب خروجی سیستم و مشاهده‌گر را مورد بررسی قرار دهیم، پس از

تشخیص خطای اعمالی به سیستم می‌توان آن را به روش‌های عیب‌یابی خطا رفع و یا اثر آن را کاهش داد .

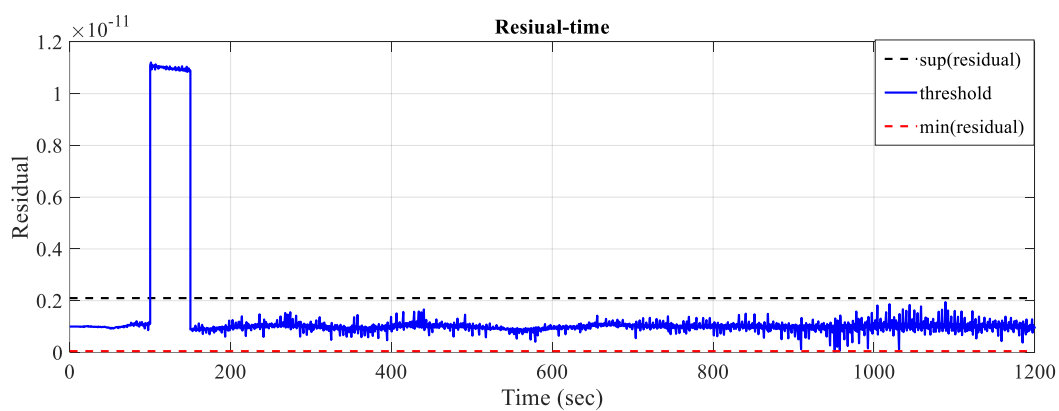
۳-۱-۹- فرم خطا

با توجه به اینکه باید مقدار خطای حسگر بیشتر از اغتشاش باشد. دامنه‌ی آن برابر با 1×10^{-11} در نظر گرفته شد.

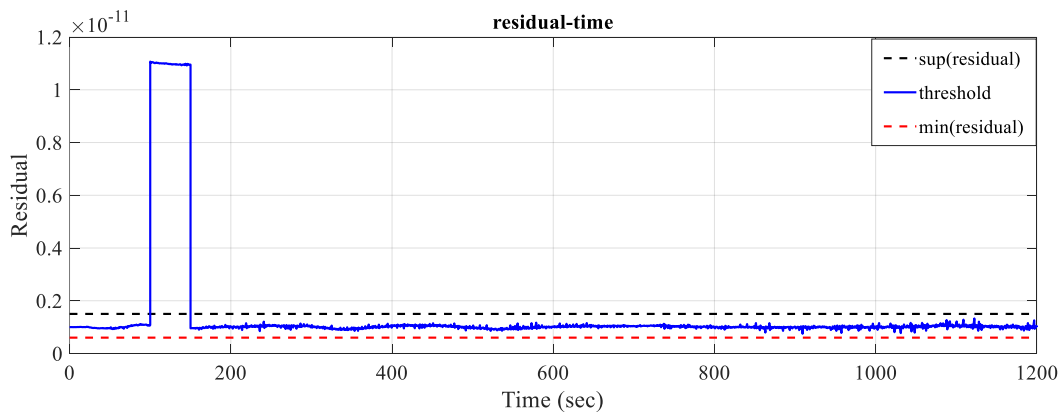


شکل (۳-۱۵) : فرم خطای جمع شونده‌ی اعمالی

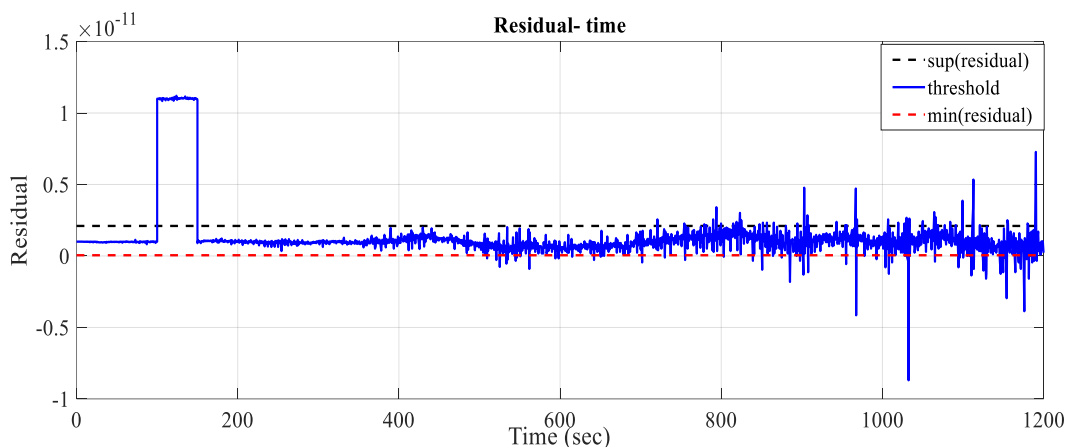
باقی‌مانده‌ها را در حضور اغتشاش جمع‌شونده را به صورت زیر داریم :



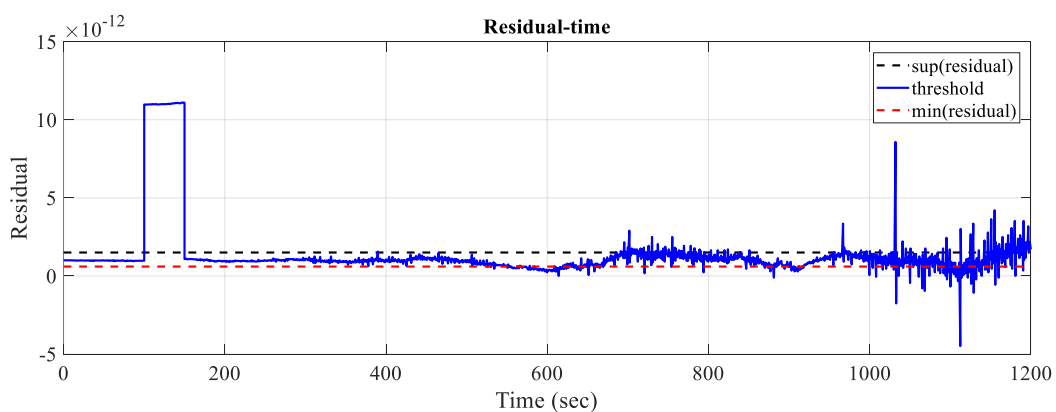
شکل (۳-۱۶) باقی‌مانده خروجی کانال اول با اعمال خطای جمع شونده



شکل (۳-۱۷) : باقی مانده خروجی کانال دوم با اعمال خطای جمع شونده



شکل (۳-۱۸) باقی مانده خروجی کانال اول با اعمال خطای جمع شونده با ورودی متناوب



شکل (۳-۱۹) باقی مانده خروجی کانال دوم با اعمال خطای جمع شونده با ورودی متناوب

همان گونه که در اشکال فوق مشخص است. مشاهده گر طراحی شده برای سیستم فوق به خوبی عمل می کند و با توجه به حد آستانه‌ی مناسبی که برای آن انتخاب شده است به راحتی توانسته است

خطای حسگر را از اغتشاش تفکیک نماید. مواقعی که این مقدار خطا از حد آستانه خارج می‌شود یا باید خود سیستم به رفع عیب بپردازد یا توسط یک هشدار اپراتور مربوطه را خبر نماید تا اعمال لازم برای رفع عیب را انجام دهد.

فصل چهارم

تشخیص خطا و طراحی حد آستانه تطبیقی

۴-۱- تشخیص خطا

با پیشرفت و گسترش سیستم های دینامیکی، روش های کنترلی پیچیده‌ای در طول چند دهه اخیر جهت کنترل آنها به کار گرفته شد. اما بروز خطا در هر سیستم و فرآیند دینامیکی اجتناب ناپذیر است و می‌تواند صدمات جانی، مالی و زیست محیطی به بار آورد. به همین جهت بحث امنیت و ایمنی سیستم ها امروزه بسیار مورد توجه محققان قرار گرفته است. در صورت بروز یک خطا، اولین گام برای مقابله با آن شناسایی آن است. هر چه زمان شناسایی کمتر باشد زودتر می‌توان با خطای ایجاد شده مقابله نمود. اما مشکل اصلی که سیستم های عملی با آن رو به رو هستند وجود اغتشاشات و نویز است که به سیستم وارد می‌شوند و دارای تأثیری مشابه بر روی سیگنال شاخص خطا (باقی مانده) هستند به همین جهت تمایز بین اثر خطا روی باقی مانده و اثر اغتشاش روی باقی مانده نیازمند راه حل پیچیده‌ای است. طراحی سیستم تشخیص خطا به گونه‌ای که بتواند اثر اغتشاش و نویز را در سیگنال باقی مانده به حداقل رسانده و اثر خطا را به حداکثر برساند، باعث پیدایش شاخه‌ای در سیستم های تشخیص خطا شده است که امروزه با نام تشخیص خطای مقاوم شناخته می‌شود. هدف اصلی در یک سیستم تشخیص خطا، تولید سیگنالی به نام باقی مانده است که عملیات تصمیم گیری بر اساس آن صورت می‌گیرد. در این پایان نامه تشخیص خطا به روش معادلات برابری با معیار طراحی حد آستانه تطبیقی بیان شده است و با انجام شبیه سازی های مورد نیاز بر روی مدل پیچ هواپیما، سرعت مطلوب این طراحی در تشخیص خطای ورودی و حساس بودن به خطای وارده، داشتن حساسیت معقول نسبت به اغتشاش و عکس العمل قابل قبول نسبت به همه مدل های خطا از مزایای این طراحی به حساب می‌آید. [۲۱ و ۲۲ و ۲۳ و ۲۵]

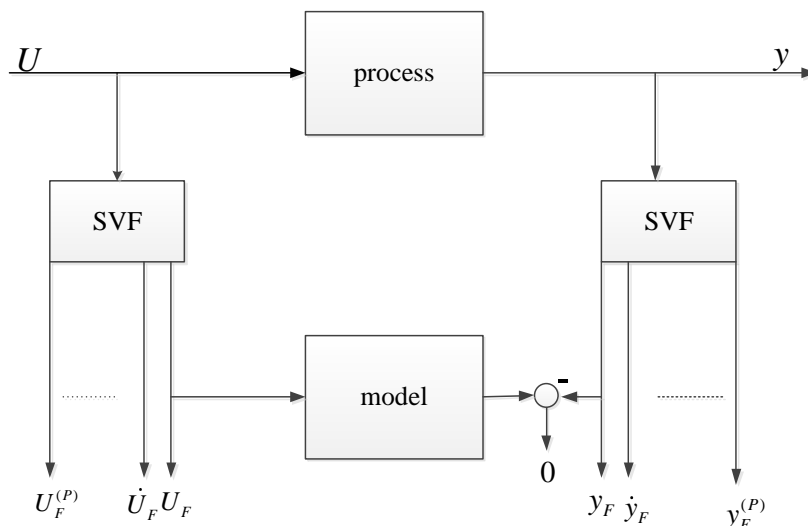
در ادامه ی این فصل به معرفی طراحی آستانه تطبیقی برای تشخیص خطا با کمک روش معادلات برابری و فیلتر های متغیر حالت می پردازیم و سپس با طراحی حد آستانه تطبیقی با فیلترهای

متغیر حالت برای سیستم پیچ هوایما ارائه شده در این فصل خواهیم پرداخت. که با کمک این طراحی می‌توان خطای خیلی کوچک حتی نزدیک به صفر را تشخیص داد. [۲۴]

۲-۴- طراحی حد آستانه تطبیقی

۲-۱-۴- فیلترهای متغیر حالت

به عنوان معادلات برابری پیوسته، مشتقات زمانی داده‌های نمونه‌ای مورد نیاز است، استفاده از فیلتر متغیر حالت پیشنهاد می‌شود ایده این است که مدل فرآیند در نظر گرفته شده با داده‌های اندازه‌گیری شده خود را با معرفی مجموعه‌ای از فیلترهای خطی یکسان که بر روی هر یک از سیگنال‌های زمان در یک سیستم است که با استفاده از سیگنال ورودی و خروجی فیلتر شده به جای آن، تبدیل می‌کند. این روش برای یک ورودی تنها استفاده می‌شود سیستم خروجی تنها در شکل (۴-۱) نشان داده شده است. برای چند خروجی چند ورودی تعداد مناسب فیلترهای متغیر حالت باید استفاده شود. [۲۴]



شکل (۴-۱) بلوک دیاگرام فیلترهای متغیر حالت برای یک سیستم تک ورودی تک خروجی

مزیت این روش این است که داده های نمونه برداری همانند یک فیلتر پایین گذر عمل می کند و بنابراین نویز از بین برده می شود. برای تولید مشتق p ام خروجی فیلتر حداقل یک فیلتر متغیر حالت با مرتبه $p+1$ باید اعمال شود یک فیلتر خالص رضایت بخش مورد نیاز رسیده است.

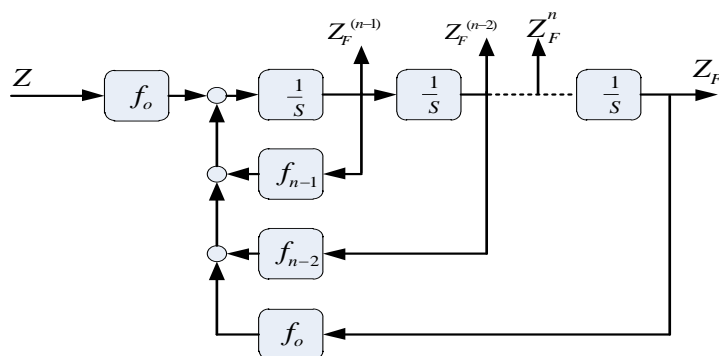
$$G_{svf} = \frac{Z_f(s)}{Z(s)} = \frac{f_0}{f_0 + f_1s + \dots + f_{n-1}s^{n-1} + s^n} \quad (3-4)$$

به عنوان مثال پارامترهای f_0, \dots, f_{n-1} طراحی شده اند.

فیلتر Butterworth با فرکانس قطع مناسب ω_c انتخاب شده است. به طوری که ω_c نزدیک به بالاترین فرآیند فرکانس های ویژه ای است که، مقدار خاصی که تضمین می کند که اطلاعات مهم سیگنال نگهداری می شود و با توجه به اختلالات، فرکانس بالاتر، به خوبی از بین برده می شوند. فیلتر متغیر حالت همانند یک فیلتر آنالوگ کار می کند، اما آن را می توان با یک فیلتر دیجیتال جایگزین کرد، سیستم (CF، BF، AF) شکل کانونی قابل کنترل تابع انتقال G_{svf} باشد و سپس بردار حالت شامل مشتقات خروجی فیلتر است. با استفاده از تبدیل Z و فاصله نمونه بردار T_0 فیلتر به یک نمایش گسسته منتقل می شود.

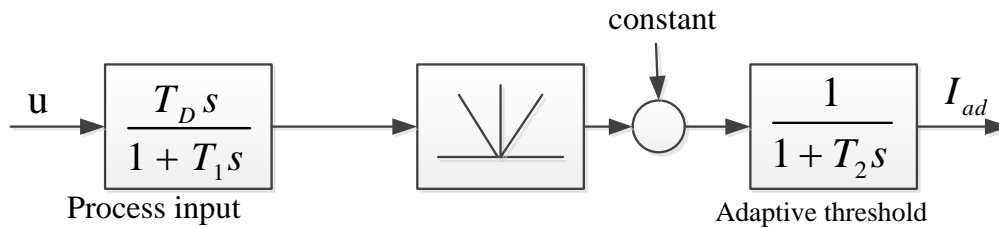
این فیلترها در ورودی و خروجی سیستم قرار می گیرند کار این فیلترها از بین بردن فرکانس های بالای سیستم است یا عبارتی حذف فرکانس های بالا در ورودی خروجی سیستم است. بلوک دیاگرام

فیلتر متغیر حالت برای یک سیستم تک ورودی تک خروجی به صورت زیر است: [۲۲]



شکل (۲-۴) فیلترهای متغیر حالت

۴-۲-۲- تولید آستانه تطبیقی



شکل (۴-۳) تولید آستانه تطبیقی

با توجه به عدم قطعیت مدل ظاهری، باقی مانده‌ها همیشه از صفر منحرف، و وابسته به سیگنال‌های ورودی می‌شوند استفاده از آستانه تطبیقی به جای یک ثابت، می‌تواند عملکرد یک طرح تشخیص خطا را به طور قابل توجهی با توجه به تاخیر تشخیص و میزان هشدار اشتباه بهبود بخشد. اگر عدم قطعیت‌ها مدل عمدتاً در دینامیک‌های سیستم قرار گیرد، می‌توان از آستانه تطبیقی که توسط سیگنال ورودی پردازش می‌شود استفاده کرد. آستانه شامل یک فیلتر با رفتار پیش فاز-پس فاز است که توسط سیگنال ورودی هدایت می‌شود. این باعث می‌شود که خروجی فیلتر برای ورودی‌های حالت پایدار صفر باشد در غیر این صورت یک اندازه برای تحریک دینامیک ورودی است.

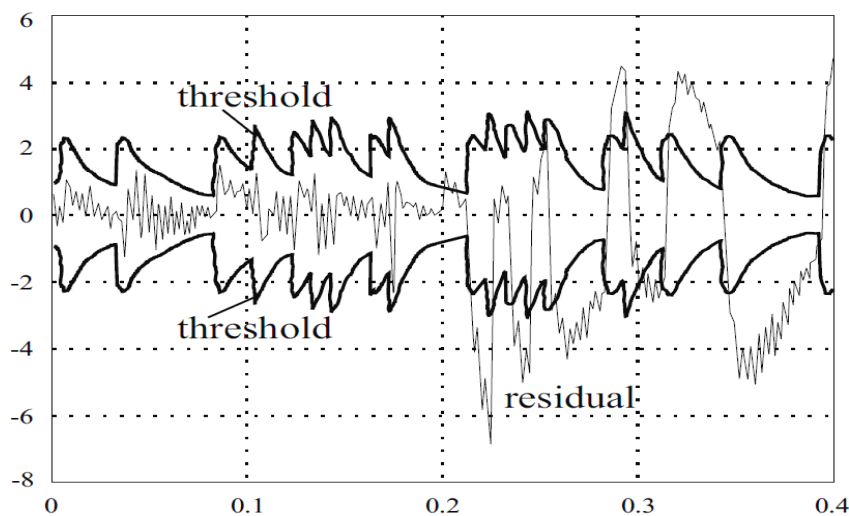
به منظور اصلاح این سیگنال، مقدار مطلق محاسبه می‌شود. اگر بیش از یک سیگنال در ورودی داشته باشیم برای هر سیگنال باید از یک فیلتر بالاگذر ویکسوساز استفاده کنیم مقدار ثابت به علت اثرات نویز اندازه‌گیری بر روی باقی مانده اضافه می‌شود. به صورت اختیاری می‌توان یک فیلتر پایین‌گذر مرتبه اول را برای خنثی کردن آستانه تطبیقی اعمال کرد. با استفاده از فیلترهای متغیر حالت و مدل سیستم مقدار حد آستانه تطبیقی که برای این سیستم در نظر گرفته شده است برابر است با:

$$l_{ad} = \frac{1}{1 + T_2s} \left(\left\| \frac{T_Ds}{1 + T_1s} u \right\| + const \right) \quad (۴-۳)$$

ساختار کامل شامل چهار پارامتر است که باید مشخص شود: یک عامل ثابت $3/4$ برابر بیشترین مقدار باقی مانده در مورد خطا با سیگنال ورودی ثابت استفاده می شود.

زمانهای ثابت T_2, T_1 به ترتیب با توجه به کمترین نرخ واقعی فرآیند یا فرکانس برش فیلتر متغیر حالت انتخاب می شوند.

نسبت T_D / T_1 مقدار اندازه گیری شده برای عدم قطعیت، دینامیک است.



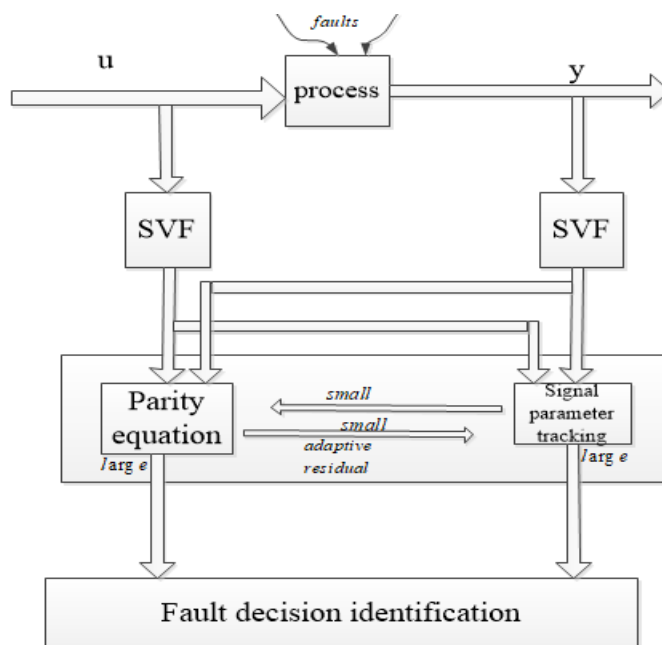
شکل (۴-۴) حد آستانه تطبیقی

طراحی فیلتر پایین گذر را برای ایجاد یک تاخیر کوچک در حلقه کنترل و یا نرم کردن سیگنالهای گوشه دار استفاده می کنند، که اگر تاخیر باشد برای شکل بالا T_2 خیلی بزرگ انتخاب می شود. فیلترهای بالا گذر در سیستم های کنترل برای انجام عمل مشتق گیری استفاده می شود که معمولاً T_D را خیلی بزرگتر از T_1 انتخاب می کنند به این صورت که اگر دنبال مشتق گیری باشیم T_D را یک و T_1 در 0.001 در نظر می گیریم.

در مورد فرآیند زمانی آهسته، الگوریتم ردیابی که در بالا توضیح داده شده است، می تواند برای تشخیص خطا با توجه به شکل (۴-۵) استفاده شود. برای ساده سازی، تنها یک معادله برابری و یک پارامتر ردیابی در نظر گرفته می شود. اگر معادله برابری بیش از آستانه داده شده خود باشد، یک خطا تشخیص داده شود و یک هشدار آزاد می شود.

پارامتر ردیابی به این صورت فرض شده است که تنها پارامتر زمان متغیر (به عنوان مثال، به علت تغییرات ناگهانی زاویه بالابر) یا حداقل یکی از پارامترها با تاثیر اصلی بر روی باقی مانده است. بنابراین لازم است که ضرایب معادلات برابری در فواصل با توجه به پارامتر ردیابی سازگار شوند. اما این فقط در مورد انحراف های کوچکی در محدوده محدود انجام می شود؛ در غیر این صورت، یک هشدار آزاد می شود.

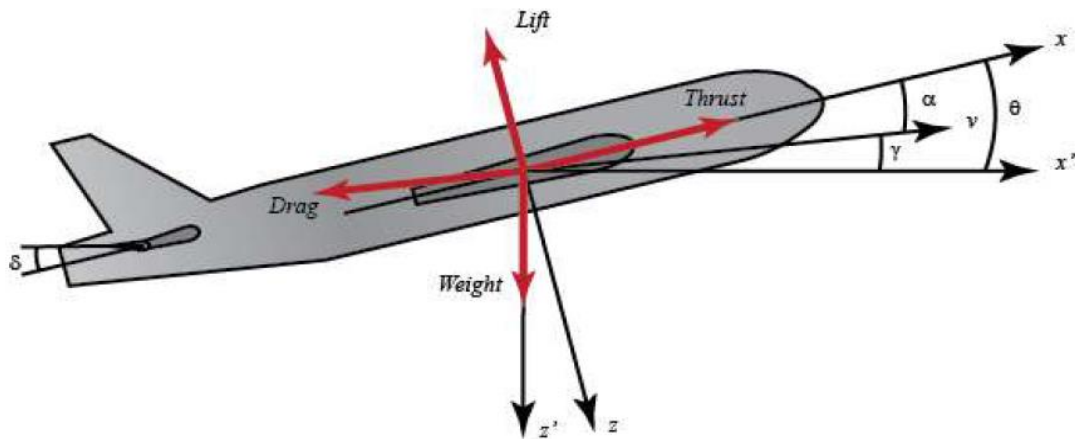
معادلات برابری تطبیقی که با توجه به بلوک دیاگرام زیر، که نحوه ی بدست آوردن این معادلات را به خوبی نمایش می دهد:



شکل (۴-۵) بلوک دیاگرام حد آستانه تطبیقی

۴-۳- معرفی سیستم پیچ هواپیما

معادلات حرکت پیچ هواپیما خیلی پیچیده است، و برای سادگی کار معادلات خطی آن را در نظر می‌گیریم که این معادلات دینامیکی حرکت برای یک سرعت، و ارتفاع ثابت در نظر گرفته شده است، که این معادلات را می‌توان به صورت زیر نوشت: [۲۶ و ۲۷]



شکل (۴-۶) حرکت پیچ هواپیما

$$\dot{\alpha} = \mu \Omega \sigma \left[-(C_L + C_D) \alpha + \frac{1}{\mu - C_L} q - (C_W \sin \gamma) \theta + C_L \right] \quad (۱-۴)$$

$$\dot{q} = \frac{\mu \Omega}{2i_{yy}} \{ [C_M - \eta(C_L + C_D)] \alpha + [C_M + \alpha C_M (1 - \mu C_L)] q + (\eta C_W \sin \gamma) \delta \}$$

$$\dot{\theta} = \Omega q$$

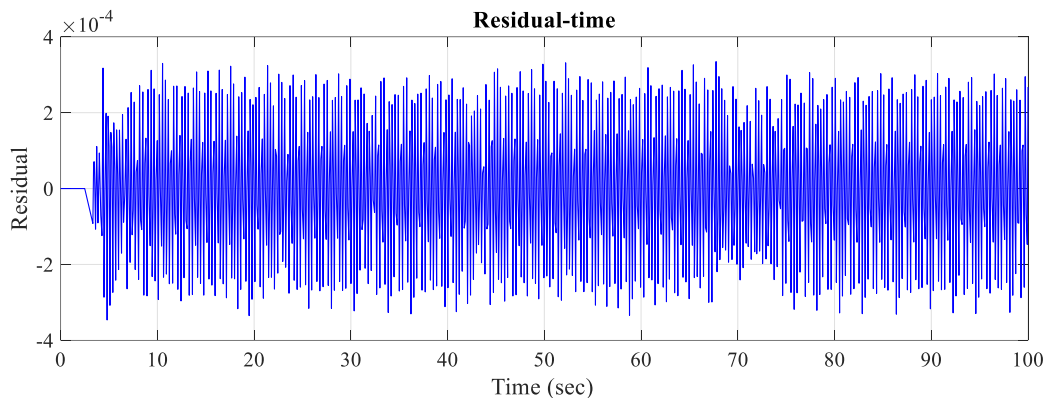
با توجه به معادلات غیر خطی بالا α زاویه حمله هواپیما، q نرخ پیچ، θ زاویه پیچ، δ زاویه انحراف بالابر، C_L ضریب لیفت، C_D ضریب درگ، C_W ضریب وزن، C_M ضریب لحظه ای پیچ، γ زاویه مسیر پرواز، i_{yy} ایستایی لحظه ای نرمال شده است.

با توجه به اینکه ورودی سیستم انحراف زاویه بالابر نسبت به تغییرات پیچ هواپیما می‌باشد، برای ساده سازی مرتبه‌های بالای سیستم با توجه به اینکه سیستم ما یک سیستم غیر خطی پیچیده است از مدل خطی سیستم به صورت زیر استفاده می‌کنیم. [۲۰]

۴-۴- نتایج و شبیه سازی

در این بخش برای نشان دادن توانایی روش مطرح شده ، نتایج آن را بروی مدل مطرح شده در این فصل (سیستم پیچ هواپیما) پیاده سازی می‌شود.

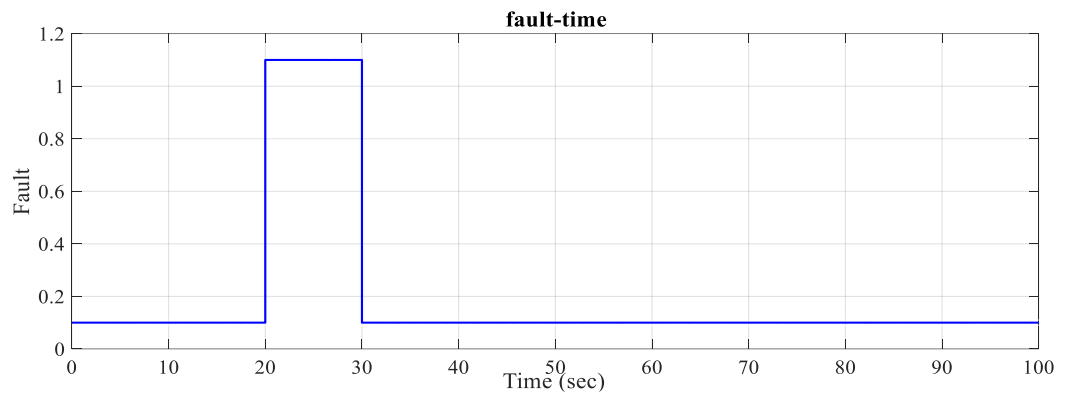
برای نشان دادن توانایی روش مطرح شده ، شبیه سازی ها در شرایط وجود خطا و هم چنین نویز بررسی شده اند.



شکل (۴-۷) باقی مانده

شکل (۴-۷) باقی مانده را به ما نشان می‌دهد که همانطور از روی شکل موج مشخص است باقی مانده بدست کوچک است و در حدود نزدیک به صفر است.

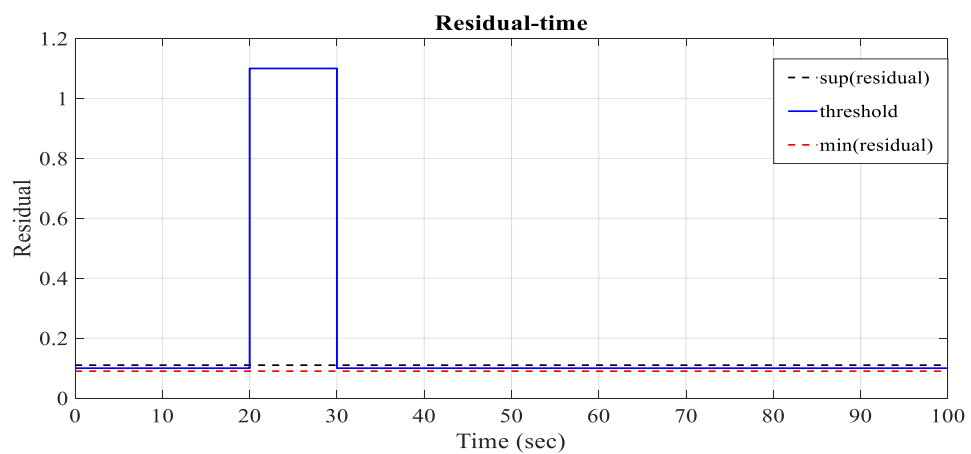
۴-۵- مقدار مانده با اعمال خطا به سیستم



شکل (۴-۸) باقی مانده با اعمال خطا به سیستم

همان طور که از روی شکل (۴-۷) مشخص است، با توجه به اینکه مقدار مانده از مقدار خطای اعمالی به سیستم خیلی کوچکتر است ما هیچ مانده را در خروجی مشاهده نمی‌کنیم. و خطا در سیستم رخ داده است.

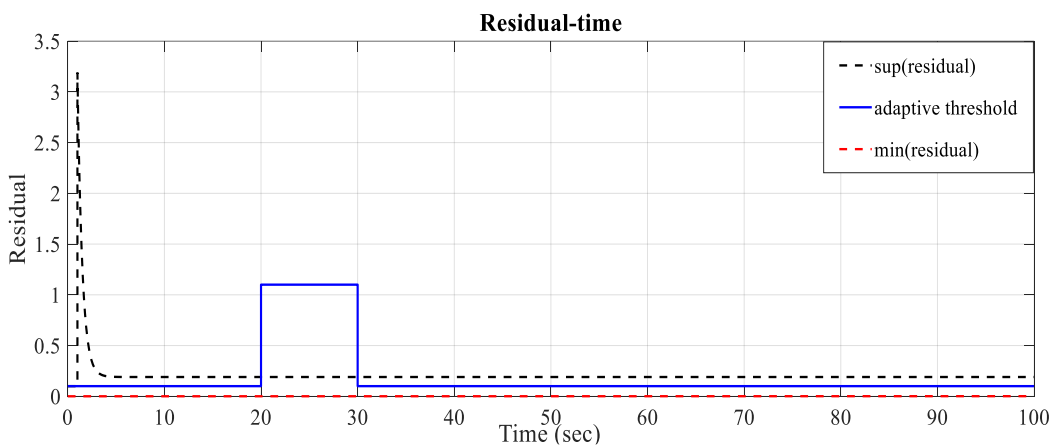
۴-۶- تعیین حد آستانه معمولی برای سیستم



شکل (۴-۹) باقی مانده با اعمال حد آستانه معمولی

همان طور که از روی شکل بالا مشخص است با توجه به اینکه مقدار حد آستانه ای که برای سیستم تعریف کردیم از مقدار مانده خیلی بیشتر است عملاً ما هیچ باقی مانده را در خروجی نمی بینیم و معمولاً باقی مانده را صفر در نظر می گیریم که این روش درستی نیست زیرا که با گذشت زمان و عملکرد سیستم با بروز مشکل و خطا در سیستم می شود و همین مشکل باعث شد که ما حد آستانه تطبیقی را طراحی کنیم.

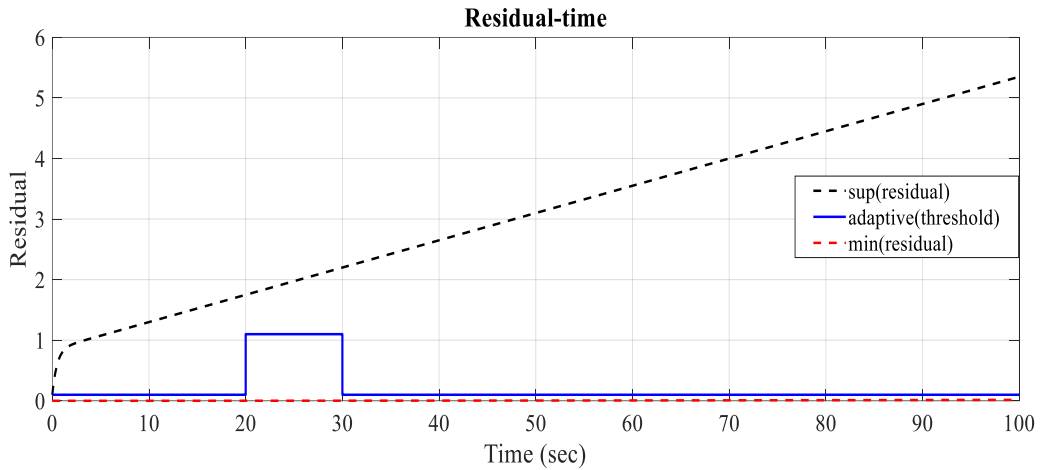
۴-۱-۷- حد آستانه تطبیقی



شکل (۴-۱۰) باقی مانده با حد آستانه تطبیقی با ورودی پله

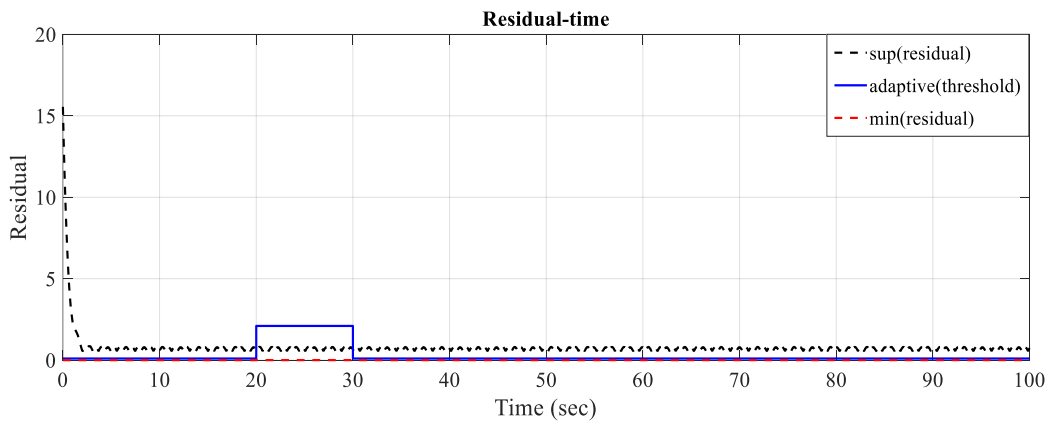
همان طور که از شکل (۴-۱۰) مشخص است ، با اعمال ورودی به سیستم (ورودی پله) و با توجه به اینکه مقدار باقی مانده از سطح آستانه ما تجاوز کرده به خوبی می توان دید که در سیستم خطا رخ داده است.

اعمال ورودی شیب به سیستم و مشاهده خطا در خروجی با توجه به حد آستانه ای که برای سیستم مشخص کردیم.



شکل (۴-۱۱) باقی مانده با حد آستانه تطبیقی با ورودی ضربه

همان طور که از شکل (۴-۱۱) مشخص است ، با اعمال شیب به سیستم و با توجه به اینکه مقدار باقی مانده از سطح آستانه ما تجاوز کرده به خوبی می توان دید که در سیستم خطا رخ داده است. اعمال ورودی متناوب به سیستم و مشاهده خطا در خروجی با توجه به حد آستانه ای که برای سیستم مشخص کردیم.

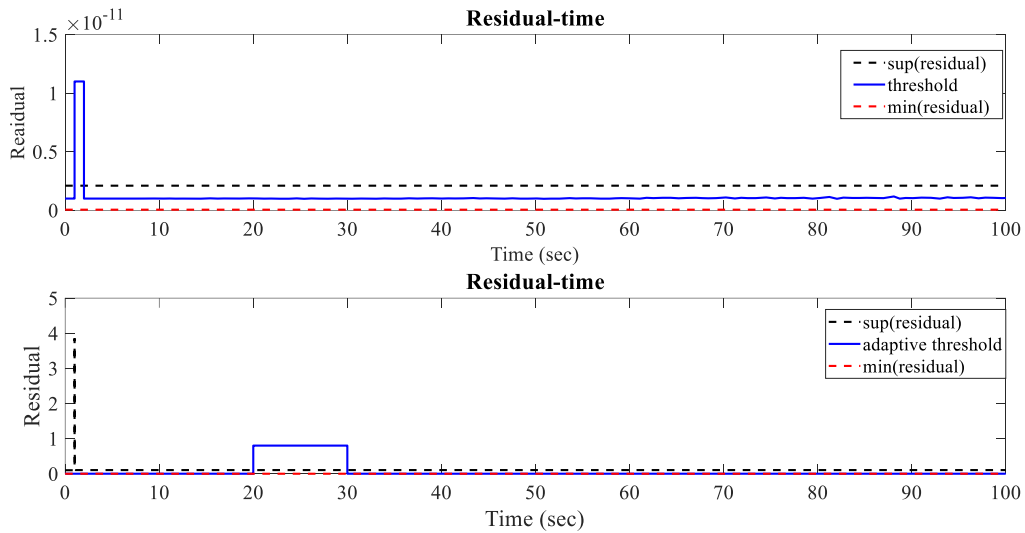


شکل (۴-۱۲) باقی مانده با حد آستانه تطبیقی با ورودی متناوب

همان طور که از شکل (۴-۱۲) مشخص است ، با اعمال متناوب به سیستم و با توجه به اینکه مقدار باقی مانده از سطح آستانه ما تجاوز کرده به خوبی می توان دید که در سیستم خطا رخ داده است

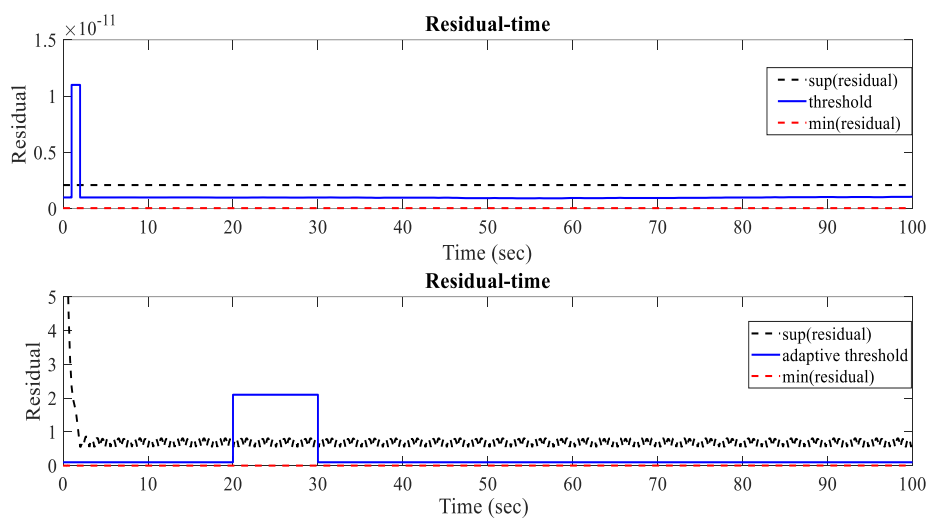
۸-۴- مقایسه عملکرد طراحی حد آستانه تطبیقی و حد آستانه معمولی در شرایط اعمال ورودی های مختلف به سیستم

۱- با اعمال ورودی پله به سیستم



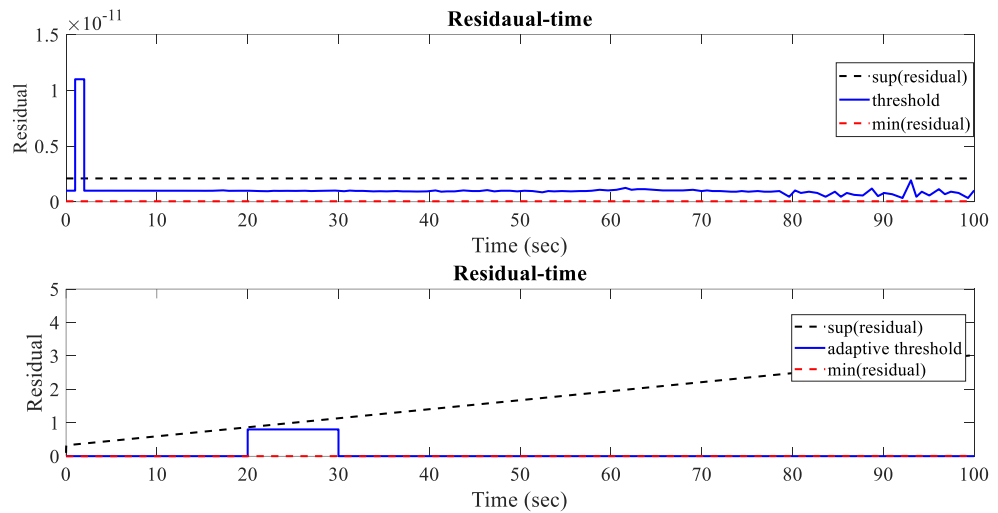
شکل (۴-۱۳) مقایسه باقی مانده با ورودی پله

۲- با اعمال ورودی متناوب به سیستم



شکل (۴-۱۴) باقی مانده با ورودی متناوب

۳- با اعمال ورودی شیب



شکل (۴-۱۵) باقی مانده با ورودی ضربه

با توجه به اشکال بالا به نتایج زیر در خصوص طراحی انجام شده دست یافتیم.

۱- تشخیص خطای عملکرد آستانه تطبیقی در مقایسه با آستانه معمولی عملکرد بهتری دارد.

۲- حد آستانه معمولی خطاهای خیلی کوچک را تشخیص نمی‌دهد و این امر با گذشت زمان و کارکرد سیستم باعث بروز خطا و مشکل در سیستم می‌شود ولی در حد آستانه تطبیقی سیستم خطاهای خیلی کوچک در حدود نزدیک به صفر را نیز تشخیص می‌دهد.

۳- استفاده از حد آستانه تطبیقی عملکرد و کارایی سیستم را بالا می‌برد.

نتیجه گیری و پیشنهادات

۵-۱- نتیجه گیری

در این پایان نامه، طراحی حد آستانه تطبیقی مبتنی بر معادلات برابری در جهت تشخیص خطا مورد تحقیق قرار گرفته است. سعی بر آن شد که با ارائه راهکاری جدید بتوانیم گامی رو به جلو در این مسیر برداریم، نتایج مهم بدست آمده از این رساله را می توان به صورت زیر بیان کرد.

به منظور کاهش و برطرف کردن اثرات خطاهای ریز برروی سیگنال مانده و از بین بردن این تلفات و بالا بردن کارایی سیستم از حد آستانه تطبیقی مبتنی بر معادلات برابری در مقایسه با حد آستانه معمولی استفاده کردیم. الگوریتم این طراحی به گونه ای است که تمام سیگنال های وارده به سیستم از قبیل (خطاها اغتشاشات، خطاهای ورودی خطاهای سنسور و عملگر) در تمام زمان کارکرد سیستم ردیابی شده و مورد ارزیابی قرار می گیرند تا اقدامات لازم در جهت رفع این خطاها انجام شود. به همین منظور ما در ورودی و خروجی سیستم از فیلترهای متغیر حالت استفاده کردیم. دلیل استفاده از این فیلترها کم کردن اثر اغتشاشات، حذف نویز و فرکانس های بالا در سیستم می باشد. این طراحی قابلیت این را دارد که خطاهای نزدیک به صفر را نیز تشخیص دهد و از دیگر سیگنال های موجود در خروجی مجزا سازد. شبیه سازی برروی مدل خطی شده پیچ هواپیما در نظر گرفته شده است. به منظور ارزشیابی روش پیشنهادی سیگنال های به سیستم اعمال می شود. نتایج حاصل در شرایط مختلف بررسی شده است. در هر حالت شبیه سازی های مربوط به تولید مانده با طراحی حد آستانه و بدون حد آستانه در نظر گرفته شده است. نتایج نشان داده است که در این طراحی دقت شناسایی خطا افزایش یافته تشخیص و جدا سازی خطاهای خیلی کوچک به خوبی انجام گرفته است. که به خوبی می تواند این اثرات را در خروجی سیستم کاهش دهد.

۵-۲-پیشنهادات

تشخیص و جدا سازی خطا از موضوعات روز دنیا بوده که در طی سالیان گذشته نگاه محققین زیادی را به خود جلب نموده است. در این پایان نامه طراحی انجام شده بر روی مدل خطی پیچ هواپیما مورد بررسی قرار گرفته و پیشنهادهای معرفی گردیده است. برای بهتر شدن نتایج و به منظور ارائه راهکاری برای محققین بعدی، پیشنهادهای زیر بیان می گردد.

- استفاده از مدل غیرخطی سیستم و طراحی این حد آستانه بر اساس مدل غیر خطی
- استفاده از منطق فازی ساده برای تمایز باقی مانده از هم
- بهینه کردن روش ارائه شده با استفاده از الگوریتم های هوشمند شبکه عصبی
- مقاوم کردن این روش با استفاده از روش H_2 و H_∞ و روشهای کنترل مقاومی که وجود دارد.

- [1] Isermann, R. (2005). Model-based fault-detection and diagnosis—status and applications. *Annual Reviews in control*, 29(1), 71-85.
- [2] Isermann, R. (2006). *Fault-diagnosis systems: an introduction from fault detection to fault tolerance*. Springer Science & Business Media.
- [3] Chen, J., & Patton, R. J. (2012). *Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems* (Vol. 3). Springer Science & Business Media.
- [4] Isermann, R. (1984). Process fault detection based on modeling and estimation methods—A survey. *automatica*, 20(4), 387-404.
- [5] Simani, S., Fantuzzi, C., & Patton, R. J. (2013). *Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques*. Springer Science & Business Media
- [6] Isermann, R. (2006). *Fault-diagnosis systems: fault detection with parity equation*. Springer Science & Business Media.
- [7] Hwang, I., Kim, S., Kim, Y., & Seah, C. E. (2010). A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods. *IEEE transactions on control systems technology*, 18(3), 636-653.
- [8] Yu, D., Shields, D. N., & Daley, S. (1996). A hybrid fault diagnosis approach using neural networks. *Neural computing & applications*, 4(1), 21-26.
- [9] Siah, M., Sadrnia, M. A., & Darabi, A. (2008). Fault Diagnosis Using Adaptive Technique. *Journal of Applied Sciences*, 8(22), 4129-4136
- [10] Rothenhagen, K., & Fuchs, F. W. (2009). Current sensor fault detection, isolation, and reconfiguration for doubly fed induction generators. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 56(10), 4239-4245.
- [11] Rothenhagen, K., & Fuchs, F. W. (2009). Doubly fed induction generator model-based sensor fault detection and control loop reconfiguration. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 56(10), 4229-4238.

- [12] Isermann, R. (2011). *Fault-diagnosis applications: model-based condition monitoring: actuators, drives, machinery, plants, sensors, and fault-tolerant systems*. Springer Science & Business Media.
- [13] Ekici, S., Yildirim, S., & Poyraz, M. (2009). A transmission line fault locator based on Elman recurrent networks. *Applied soft computing*, 9(1), 341-347.
- [14] Chow, E. Y. E. Y., & Willsky, A. S. (1984). Analytical redundancy and the design of robust failure detection systems. *IEEE Transactions on automatic control*, 29(7), 603-614.
- [۱۵] خلیل، کلیوند وزهرا، قلخانیا، (۱۳۹۶). تهران انتشارات قلم همت
- [16] Zolghadri, Ali, et al. "Practical design considerations for successful industrial application of model-based fault detection techniques to aircraft systems." *Annual Reviews in Control* 42 (2016): 224-231.
- [17] Yu, X., & Zhang, Y. (2015). Sense and avoid technologies with applications to unmanned aircraft systems: Review and prospects. *Progress in Aerospace Sciences*, 74, 152-166.
- [18] Zolghadri, A., Cieslakt, J., Goupil, P., & Dayre, R. (2017). Turning theory to practice in model-based FDI: Successful application to new generation Airbus aircraft. *IFAC-PapersOnLine*, 50(1), 12773-12778.
- [19] Kulcsár, B. (2000). LQG/LTR controller design for an aircraft model. *Periodica Polytechnica Transportation Engineering*, 28(1-2), 131-142.
- [20] Castaldi, P., Geri, W., Bonfe, M., Simani, S., & Benini, M. (2010). Design of residual generators and adaptive filters for the FDI of aircraft model sensors. *Control Engineering Practice*, 18(5), 449-459.
- [21] Puig, V., & Quevedo, J. (2002). Passive robust fault detection using fuzzy parity equations. *Mathematics and computers in Simulation*, 60(3-5), 193-207.
- [22] Puig, V., Quevedo, J., Escobet, T., & de las Heras, S. (2002, July). Passive robust fault detection approaches using interval models. In *Proceedings of the 15th IFAC world congress, Barcelona, Spain* (Vol. 1, pp. 1-2).

- [23] de Oca, S. M., & Puig, V. (2009, August). Adaptive threshold generation for passive robust fault detection using interval observers. In *Control Conference (ECC), 2009 European* (pp. 3094-3099). IEEE.
- [24] Höfling, T., & Isermann, R. (1996). Fault detection based on adaptive parity equations and single-parameter tracking. *Control Engineering Practice*, 4(10), 1361-1369.
- [25] Castaldi, P., Geri, W., Bonfe, M., Simani, S., & Benini, M. (2010). Design of residual generators and adaptive filters for the FDI of aircraft model sensors. *Control Engineering Practice*, 18(5), 449-459.
- [26] Castaldi, P., et al. "Nonlinear actuator fault detection and isolation for a general aviation aircraft." *IFAC Proceedings Volumes* 40.7 (2007): 709-714.
- [27] We, D., Xiong, H., & Fu, J. (2015, December). Aircraft autopilot pitch control based on fuzzy active disturbance rejection control. In *2015 International Conference on Industrial Informatics-Computing Technology, Intelligent Technology, Industrial Information Integration (ICIICII)* (pp. 144-147). IEEE.

Abstract

An fault is an integral part of any industrial system. In order to achieve a high level of safety in the system, as well as to improve the performance and reliability of the control processes, it is important to recognize and isolate the fault. In this thesis, the error detection is performed with the help of designing an adaptive threshold based on parity equations. The reason for applying the adaptive threshold based on parity equations in comparison with the normal threshold is that in the design of the normal threshold by defining the threshold level for the remaining amount, in most cases the residuals that are obtained are much smaller than the threshold, and the system can not detect or fix these faults, which during long time cause failures and disruptions in the system. Due to this, we use the adaptive threshold based on parity equations. This design features the ability to detect near-zero faults and isolate other signals in the output. In the simulation the linear model of the aircraft pitch is considered. In order to evaluate the proposed method, sensor and actuator faults are applied to the system. The results are examined in different conditions. In each case, the simulations for the fault estimation are considered with a threshold design and no threshold. The results show that in this design, the accuracy of fault detection has been increased and the isolation of very small faults has been well done.

Keywords: Fault Detection and Isolation, parity Equations, Residual , Adaptive Threshold, Aircraft Pitch System



shahrood university of technology

Faculty of Electrical and Robotic Engineering

M.Sc. Thesis in control Engineering

**Adaptive threshold design for fault detection systems based on the
model using parity equation method**

By: Hossein Rafiei Tik Oladi

Supervisor:

Dr.Mohammad Ali Sadrnia

January 2019