

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده برق و رباتیک
گروه کنترل

عنوان:

تولید باقی مانده مقاوم برای تشخیص خطا با استفاده از بهینه سازی H_2/H_∞

نگارش:

مجتبی اسماعیل نیا شیروانی

استاد راهنما:

دکتر محمد علی صدرنیا

پایان نامه ارشد جهت اخذ درجه کارشناسی ارشد

آذر ۱۳۹۰

تقدیم به پدر و مادرم که به من چگونه زیستن آموختند

به برادرم که مشوق راهم بود

با تشکر و قدردانی فراوان از استاد راهنما

دکتر محمدعلی صدرنیا

که ماهی دانشم را در دریای علم خود پروراند.

با تشکر از تمامی دوستان عزیز به ویژه

مهندس سید محمد هاشم زاده

که در این مدت مرا یاری کردند.

تعهدنامه

اینجانب مجتبی اسماعیل نیا شیروانی دانشجوی کارشناسی ارشد رشته مهندسی برق گرایش کنترل دانشکده برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه تولید باقی مانده مقاوم برای تشخیص خطا به روش بهینه سازی H_2/H_∞ 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 پژوهش های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان نامه تا کنون 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 شده 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 موجودات زنده (یا بافت های 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 افزارها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علم مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

چکیده:

با پیشرفت و گسترش سیستم های دینامیکی، روش های کنترلی پیچیده ای 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 می تواند 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 می توان 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 می شوند 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 پیچیده ای است. طراحی سیستم تشخیص خطا به گونه ای که بتواند اثر اغتشاش و نویز را در سیگنال باقی مانده به حداقل رسانده و اثر خطا را به حداکثر برساند، باعث پیدایش شاخه ای در سیستم های تشخیص خطا شده است که امروزه با نام تشخیص خطای مقاوم شناخته می شود.

هدف اصلی در یک سیستم تشخیص خطا ، تولید سیگنالی به نام باقی مانده است که عملیات تصمیم گیری بر اساس آن صورت می گیرد. در این پایان نامه طراحی فیلتر تشخیص خطا به روش معادلات توازن با معیار H_2/H_∞ بیان شده است و با انجام شبیه سازی های مورد نیاز بر روی مدل هواپیمای بوئینگ 747، سرعت مطلوب این فیلتر 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 فیلتر به حساب می آید.

کلمات کلیدی: تولید باقی مانده ، تشخیص خطای مقاوم ،فیلتر H_2/H_∞

فهرست مطالب

فصل اول مقدمه	۱
۱.۱ مقدمه	۲
۲.۱ تشخیص خطا بر پایه مدل	۳
۳.۱ تشخیص خطای مقاوم	۴
فصل دوم تشخیص خطای مقاوم	۶
۱.۲ مقدمه	۷
۲.۲ اتوماسیون یک فرآیند و نظارت بر آن	۹
۳.۲ مدل های خطا	۱۲
۴.۲ مدل های پایه ای خطا	۱۲
۵.۲ نمونه هایی از مدل های خطا	۱۴
۱.۵.۲ خطای سنسوری	۱۵
۲.۵.۲ خطای محرک	۱۶
۳.۵.۲ خطای اجزای سیستمی	۱۸
۶.۲ تشخیص خطا و عیب یابی خطا	۱۹
۱.۶.۲ تولید نشانه های تحلیلی	۱۹

۲۰	تولید نشانه های ابتکاری
۲۰	عیب یابی خطا
۲۱	روش های تشخیص خطا مبتنی بر مدل
۲۲	تشخیص خطا با استفاده از روش های شناسایی فرآیند
۲۴	تشخیص خطا با استفاده از رویتگر حالت و تخمین زن حالت
۲۵	رویتگرهای حالت
۲۶	خطای جمع شونده
۲۷	خطای ضرب شونده
۲۸	رویتگرهای خروجی
۲۹	تشخیص خطا با استفاده از معادلات توازن
۳۳	فصل سوم طراحی فیلتر H_2/H_∞ جهت تشخیص خطای مقاوم
۳۴	مقدمه
۳۴	۱.۱.۳ ماتریس انتقال
۳۴	۲.۱.۳ نرم ها در حالت پیوسته
۳۵	۳.۱.۳ فاکتور اول چپ

۴.۱.۳	فاکتور طیفی	۳۶
۲.۳	بیان مسئله	۳۷
۳.۳	طراحی فیلتر H_2/H_∞ تشخیص خطا به روش	۴۲
۴۷	فصل چهارم نتایج شبیه سازی	
۱.۴	مقدمه	۴۸
۲.۴	بررسی هواپیما بوئینگ ۷۴۷	۴۸
۱.۲.۴	بیان ریاضی مسئله	۴۹
۳.۴	خطا و اغتشاش پله واحد	۵۷
۴.۴	خطا و اغتشاش شیب واحد	۶۱
۵.۴	خطا و اغتشاش سیگنال متناوب	۶۳
۶.۴	نتیجه گیری	۶۶
۶۸	مراجع	

فهرست اشکال

- شکل (۱-۲): طرحی ساده از یک سیستم اتوماسیون ۹
- شکل (۲-۲): ساختارهای مختلف یک سیستم ۱۱
- شکل (۳-۲): رفتار خطا با توجه به زمان ۱۳
- شکل (۴-۲): خطای جمع شونده ۱۴
- شکل (۵-۲): خطای ضرب شونده ۱۴
- شکل (۶-۲): انواع خطاهای سنسوری ۱۶
- شکل (۷-۲): خطاهای محرک ها ۱۷
- شکل (۸-۲): ساختار پایه ای خطا ۲۲
- شکل (۹-۲): ساختار معادلات خطا ۲۳
- شکل (۱۰-۲): ساختار خطای خروجی ۲۴
- شکل (۱۱-۲): سیستم تشخیص خطا ۲۶
- شکل (۱۲-۲): سیستم با خطای جمع شونده ۲۷
- شکل (۱۳-۲): سیستم رویترگر خروجی ۲۹
- شکل (۱۴-۲): عملکرد کلی روش معادلات توازن ۳۰

شکل (۲-۱۵): ساختار خطای خروجی..... ۳۱

شکل (۲-۱۶): ساختار خطای چند جمله ای ۳۱

شکل (۳-۱): ساختار کلی سیستم تشخیص خطای مقاوم ۴۰

شکل (۴-۱): صحت عملکرد کوپریم اول طراحی شده ۵۲

شکل (۴-۲): دیاگرام بود فیلتر طراحی شده ۵۴

شکل (۴-۳): اولین سیگنال تفاضلی قبل از فیلتر، بدون خطا و اغتشاش..... ۵۵

شکل (۴-۴): دومین سیگنال تفاضلی قبل از فیلتر بدون خطا و اغتشاش..... ۵۵

شکل (۴-۵): اولین سیگنال باقی مانده با عبور از فیلتر، بدون خطا و اغتشاش..... ۵۶

شکل (۴-۶): دومین سیگنال باقی مانده با عبور از فیلتر، بدون خطا و اغتشاش..... ۵۶

شکل (۴-۷): اولین سیگنال باقی مانده با ورودی اغتشاش، قبل از فیلتر بدون خطا..... ۵۷

شکل (۴-۸): دومین سیگنال باقی مانده با ورودی اغتشاش، قبل از فیلتر بدون خطا..... ۵۷

شکل (۴-۹): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش پس از عبور از فیلتر بدون خطا..... ۵۸

شکل (۴-۱۰): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش پس از عبور از فیلتر بدون خطا..... ۵۸

شکل (۴-۱۱): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا قبل از فیلتر بدون اغتشاش..... ۵۹

شکل (۴-۱۲): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا قبل از فیلتر بدون اغتشاش..... ۵۹

شکل (۴-۱۳): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا پس از فیلتر بدون اغتشاش..... ۶۰

شکل (۴-۱۴): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا پس از فیلتر بدون اغتشاش..... ۶۰

شکل (۴-۱۵): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش..... ۶۱

شکل (۴-۱۶): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش..... ۶۱

شکل (۴-۱۷): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا..... ۶۲

شکل (۴-۱۸): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا..... ۶۲

شکل (۴-۱۹): ورودی خطای متناوب..... ۶۳

شکل (۴-۲۰): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا..... ۶۳

شکل (۴-۲۱): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا..... ۶۴

شکل (۴-۲۲): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش..... ۶۴

شکل (۴-۲۳): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش..... ۶۵

شکل (۴-۲۴): اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا و اغتشاش..... ۶۵

شکل (۴-۲۵): دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا و اغتشاش..... ۶۶

فصل اول

مقدمه

۱.۱ - مقدمه:

در طول چند دهه گذشته، سیستم های دینامیکی به علت استفاده از کنترل کننده های پیچیده و محرک های پیشرفته به سیستم هایی بسیار پیچیده مبدل گشته اند. با این شرایط این سیستم های پیچیده به هیچ عنوان قابل اطمینان نیستند بدین معنی که نمی توان گفت تمامی اجزا و واحدهای کنترلی و محرک ها تحت تمامی شرایط سیستمی و محیطی به طور کامل و دقیق کار می کنند. عدم کارایی در این سیستم ها باعث بروز ناهماهنگی در سیستم کنترلی می گردد. برای عدم کارایی تجهیزات می توان به مواردی همچون خطای اندازه گیری سنسور یا کاهش بازدهی محرک ها اشاره کرد. که در این بحث ها نحوه مدل کردن این خطا و نحوه نمایش آنها بیان خواهد شد. [۱]

یک خطای ساده در سیستم های پیچیده امروزی مانند هواپیماها و فرآیندهای پتروشیمی می تواند منجر به فاجعه ای هولناک شود. این حوادث هولناک می توانند باعث کاهش چشمگیری در بازده سیستم، خسارات جدی برای سیستم، فاجعه ای زیست محیطی و خسارات جانی شوند. برای یک خطای ساده می توان به سنسوری که اندازه گیری دقیق خود را در زمان مشخص انجام ندهد اشاره نمود. [۲] بنابراین طراحی سیستم کنترلی که بتواند با خطا یا خطاهای احتمالی برخورد مناسب کند الزامی است. به سیستمی که چنین توانایی را دارا باشد سیستم های کنترلی تحمل پذیر خطا^۱ می گویند. [۱]

برای طراحی سیستم ها کنترلی تحمل پذیر خطا دو رویکرد اصلی وجود دارد: رویکرد غیر فعال^۲ و رویکرد فعال^۳. سیستم های غیر فعال کنترل تحمل پذیر خطا، از یک طراحی ثابت برای اصلاح کردن همه خطا ها و اشتباهات استفاده می کند. اما از آنجائیکه در یک سیستم ممکن است انواع خطاهای مختلف وجود داشته باشد به همین دلیل طراحی سیستم کنترلی تحمل پذیر خطا به نسبت سخت و در

^۱ Fault tolerant control system(FTCS)

^۲ Passive approach

^۳ Active approach

بعضی موارد غیر ممکن می شود. اما از طرف دیگر ، در سیستم کنترلی فعال تحمل پذیر خطا ، اندازه گیری های مختلف ، متناظر با خطاهای متفاوت را در نظر گرفته می شود و در نهایت نیز تصمیم بهتری برای برخورد با خطا اتخاذ می گردد. با این وجود ، کنترل فعال تحمل پذیر خطا نیازمند عیب یابی سریع و عکس العمل مناسب بعد از رخ دادن خطاست. این عیب یابی خطا^۴ و فرآیند تصمیم گیری به عنوان تشخیص خطا^۵ تعریف می شوند که در مباحث بعدی پیرامون آن بحث خواهد شد.[۳]

۲.۱-تشخیص خطا بر پایه مدل^۶

اکثر تکنیک ها و نظریات تشخیص خطا را می توان به دو گروه عمده دسته بندی نمود : تشخیص خطای بدون مدل^۷ [۱]و تشخیص خطای بر پایه مدل. رویکرد بدون مدل ، بدون دانستن و آگاهی از مدل سیستم ، خطا را تشخیص می دهد. در حالت کلی این رویکرد با استفاده از تکنیک های داده ای مانند شبکه های عصبی و داده کاوی^۸ برای رسیدن به این هدف استفاده می کنند از ویژگی های این روش می توان به حجم بالای اندازه گیری های سیستمی اشاره کرد.[۳] روش تشخیص خطای بدون مدل در بعضی موارد می تواند مؤثر باشد مخصوصاً زمانی که اطلاعات مدل ریاضی سیستم در دسترس نیست و یا دارای پیچیدگی محاسباتی می باشد. [۴]

از طرف دیگر رویکرد بر پایه مدل از اطلاعات قبلی مدل ریاضی سیستم برای تشخیص خطا استفاده می نماید. زمانی که اطلاعات مدل ریاضی سیستم در دسترس باشد ، رویکرد بر پایه مدل به طور عمومی سریعتر و دقیق تر از رویکرد بدون مدل است.[۲]،[۳] در طول بیست سال گذشته عیب یابی خطا در

⁴ Fault diagnosis

⁵ Fault detection

⁶ Model base

⁷ Model free

⁸ Data mining

سیستم های دینامیکی ، چه در حوزه های بدون مدل و بر پایه مدل مورد توجه محققان زیادی قرار گرفته است که در [۱]، [۲]، [۳]، [۴] قابل مشاهده هستند.

۳.۱ - تشخیص خطای مقاوم

هدف سیستم تشخیص خطای بر پایه مدل ، طراحی مکانیزمی است که بتواند سیگنال های شناسایی خطا را تولید کند. این سیگنال ها که سیگنال های باقی مانده^۹ نامیده می شوند با سطوح آستانه ای که از قبل تعریف شده اند مقایسه می گردند و در نهایت بروز خطا را اعلام می دارند. برای رسیدن به این هدف تکنیک های تشخیص زیادی مورد مطالعه قرار گرفته است [۴] یکی از روش های منحصر به فرد در بین همه روش های تشخیص خطا ، طراحی فیلتر تشخیص خطا بر پایه رویتگر ها است. [۵] در بسیاری از تحقیقات تئوری نشان داده شده است که تشخیص خطا بر پایه رویتگر برای تشخیص انواع خطاها مانند: خطای سنسوری، خطای محرک ها و خطای اجزا بسیار مناسب و دقیق است اما استفاده از این روش در سیستم های عملی بسیار سخت و در مواردی غیر ممکن است. [۶]

زیرا که اغتشاشات شناخته شده و ناشناخته ، نویز و نا معینی های مدل از موارد اجتناب ناپذیر در سیستم های عملی هستند. زمانی یک سیستم تشخیص خطا ، مقاوم و قابل اطمینان است که در روند طراحی فیلتر، اثرات این پارامترها در نظر گرفته شده باشد. با این وجود یافتن روش های سیستماتیک برای تحت کنترل در آوردن اغتشاشات ناشناخته و نامعینی های مدل بسیار دشوار است. بسیاری از تکنیک های طراحی فیلترهای مقاوم مانند H_∞ بهینه شده ، LMI و تکنیک μ با موفقیت های محدودی ، در این زمینه به کار گرفته می شوند [۶]، [۷]، [۸]، [۹]، [۱۰] دلیل بعضی محدودیت های این روش ها به این خاطر است که طراحی فیلتر تشخیص خطای مقاوم یک عمل چند هدفه است.

^۹ Residual

این فیلتر نه فقط باید قادر به حذف اغتشاشات و نویز جهت تعیین خطا باشد و در عین حال نیز به نامعینی های مدل غیر حساس باشد ، باید تا جایی که امکان دارد حساس به انواع خطاهای موجود نیز باشد و در صورت بروز خطا آن را به سرعت نیز تشخیص دهد. اما متأسفانه این دو هدف در تناقض با همدیگر می باشند. بنابراین مصالحه بین این دو هدف از معیارهای فرآیند طراحی است. [۱۰] برای رفع این مشکل معیار هایی را برای هر دو هدف تعریف می کنند که از معروفترین آنها می توان به نرم H_2 و نرم H_∞ ماتریس انتقال اشاره کرد.

مقادیر ماتریس های انتقال از اغتشاش به خروجی سیستم تشخیص خطا (باقی مانده) می تواند میزان کیفیت حذف این اغتشاش را نشان دهد. در بعضی موارد نیز نرم H_2 از ورودی به خروجی باقی مانده نیز می تواند نشانگر میزان حساسیت به خطا باشد. شاخص H_∞ نیز از مشخصه های مناسب برای طراحی سیستم تشخیص خطاست. این شاخص توسط Hou و Patten [۱۱] معرفی گردید و بعدها توسط Liu et al گسترش یافت [۱۲] با مفاهیم تعریف شده ، برای رسیدن به اهداف کنترلی تشخیص خطا، مسائل جدیدی مطرح شد و روش های بهینه سازی نیز برای کاهش اثر اغتشاش و حداکثر سازی اثر خطا به کار گرفته شدند ، برای نمونه می توان به موارد زیر اشاره کرد: H/H_2 ، H_2/H_∞ ، H_∞/H_∞ ، H/H_∞ و H_2/H_2 . [۱۳]

از آنجائیکه سیستم های دینامیکی امروزه توسط تجهیزات گسسته (دیجیتالی) کنترل می شوند. مفاهیم تشخیص خطا در حوزه گسسته نیز امروزه مورد توجه محققان قرار گرفته است. از پر کاربردترین روش های تشخیص خطا در حوزه گسسته ، استفاده از فیلتر کالمن است. [۱۳] در حوزه گسسته نیز همانند حوزه پیوسته افراد با مشکل چند هدفه بودن روند طراحی مواجه هستند. در تمام این مسائل هدف حداکثر کردن اثر خطا بر سیگنال باقی مانده و حداقل نمودن اثر اغتشاشات شناخته شده و ناشناخته بر سیگنال باقی مانده است. [۷] ، [۱۱] ، [۱۴]

فصل دوم

تشخیص خطای مقاوم

۱.۲ - مقدمه:

از حدود سال ۱۹۶۰ نفوذ اتوماسیون بر عملکرد و طراحی سیستم ها افزایش چشمگیری پیدا کرد. این افزایش تقاضا به علت عملکرد مطلوب پروسه ها و کیفیت خوب محصولات بود که عدم وابستگی عملکرد فرآیند از حضور انسان و خلاص کردن اپراتور از انجام کارهای یکنواخت و تکراری و کاهش هزینه دستمزدها را به همراه داشت. [۸] میزان کاربرد اتوماسیون حدود سال ۱۹۷۵ به شدت افزایش یافت زیرا در همان زمان ها بود که میکرو کامپیوترهای قابل اطمینان و به نسبت ارزان در دسترس قرار گرفتند که می توانستند چند مشکل اتوماسیون را با استفاده از یک قطعه رفع کنند. این تکنولوژی به طور موازی با پیشرفت در زمینه های سنسورها، محرک ها ، باس های ارتباطی و واسط های انسان و ماشین (HMI)^{۱۰} در حال انجام بود. بهبود و رشد در مفاهیم تئوری عملکرد پروسه ها و اتوماسیون نیز نقش بزرگی را در این زمینه ایفا می کرد. [۱۲]

در طی پیشرفت کنترل اتوماتیک در طول سه دهه گذشته، سیستم های فنی و واحدهای نظارتی فراوانی به کار گرفته شدند تا حالت های ناخواسته و غیر مجاز فرآیندها را تشخیص دهند و عکس العملی مناسب ، جهت حفظ عملکرد فرآیند برای جلوگیری از رخ دادن حادثه و یا فاجعه ای عظیم انجام دهند. این واحدهای نظارتی را به شرح زیر می توان نشان داد: [۱۵]

(a) مانیتورینگ: متغیرهای اندازه گیری با مقادیر دارای تلورانس چک می شوند و هشدار لازم را برای کاربر تولید می کنند.

(b) حفاظت اتوماتیک: در مورد حالت های فرآیندهای خطرناک ،توابع مانیتورینگ به طور خودکار اقدام متقابلی را انجام می دهند تا اثر خطای وارده را به حداقل برسانند.

¹⁰ Human Machine Interface

c) نظارت به همراه عیب یابی خطا: بر پایه متغیرهای قابل اندازه گیری ، روند محاسباتی انجام می گیرد و از طریق تشخیص تغییرات، نشانه‌ها (علائم هشدار) تولید می گردند و عیب یابی خطا اجرا می شود و تصمیم برای اقدام متقابل اتخاذ می گردد.

نظارت های اتوماتیک [۶] در گذشته توسط بررسی حد یا سطح آستانه بعضی متغیرهای مهم فرآیند مانند: نیرو، سرعت، فشار، سطح مایع و دماها صورت می گرفت. معمولاً زمانی که مقدار متغیر از سطح تعیین شده فراتر می رفت هشدار به کاربر داده می شد تا عملی درجهت حفاظت از سیستم انجام دهد. این روش در اکثر مواقع از بروز خسارات و اتفاقات جلوگیری می کرد. با این وجود در این روش، خطاها خیلی دیر تشخیص داده می شدند و خطاهای کوچک نیز از دید اپراتور مخفی می ماند و قابل تشخیص نبود.

در موارد حلقه بسته ، تغییرات ناخواسته در فرآیندها توسط عملیات کنترل مورد پوشش قرار می گیرد و از طریق خروجی قابل شناسایی نیستند بنابراین سیستم های فیدبک دار، تشخیص خطای فرآیند را به تأخیر می اندازند. مزیت بزرگ نظارت بر پایه مقدار محدود کلاسیک^{۱۱}، سادگی و قابلیت اطمینان بودن آن است. [۱۵]

به هر حال این سطح آستانه، بعد از یک تغییر بزرگ یا خطای افزاینده طولانی قادر به عکس العمل هست. در واقع عیب یابی خطای معمولی غیرممکن است. بنابراین گزینه پیشرفته بند c مورد نیاز است که شرایط زیر را تأمین کند: [۷]

✓ تشخیص سریع خطاهای کوچک با رفتار سریع تند زمانی

✓ عیب یابی خطاها در اجزاء، محرک ها و سنسورها

¹¹ Classic Threshold

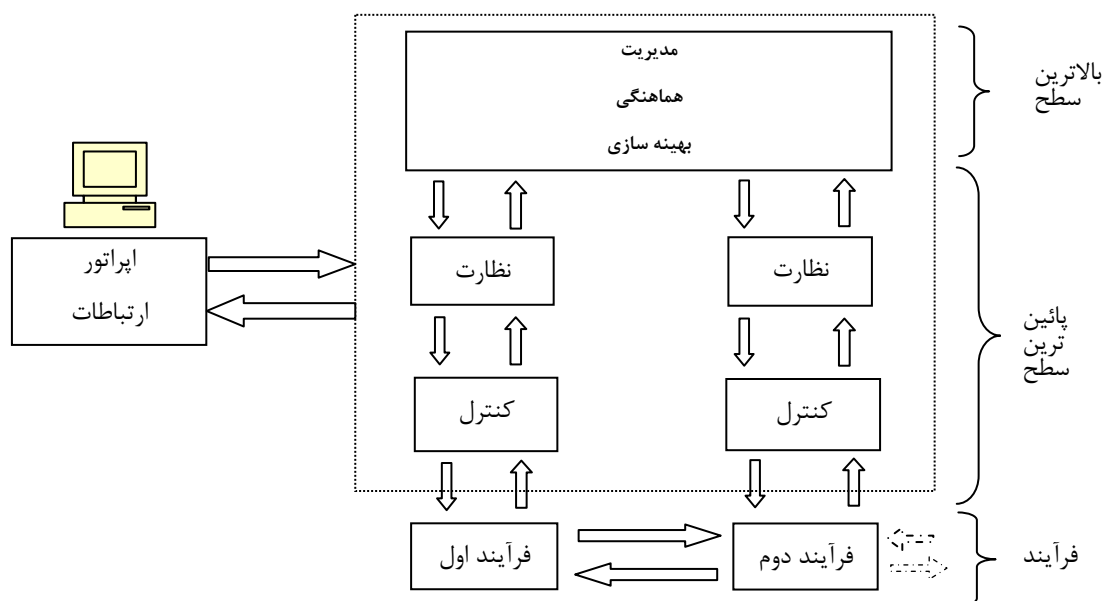
✓ تشخیص خطا در حالت حلقه بسته

✓ نظارت بر فرآیند در حالت‌های گذرا

هدف از تشخیص زود و سریع خطا و عیب یابی آن ، این است که زمان کافی برای اقدام مانند: بازسازی ساختارهای کنترلی جهت حداقل نمودن اثر خطا، محافظت و تعمیر وجود داشته باشد. تشخیص زود مخصوصاً به وسیله رابطه بین کمیت‌های قابل اندازه گیری در قالب مدل‌های ریاضی می تواند از طریق جمع آوری اطلاعات بیشتر بدست می آید. [۱۶]

۲.۲ - اتوماسیون یک فرآیند و نظارت بر آن:

شکل ۱-۲، یک طرح ساده از اتوماسیون فرآیند که از دو پروسه تزویج شده تشکیل شده است را نشان می دهد. پائین ترین سطح شامل کنترل‌های کلاسیک ، پسخورد و پیشخورد است. نظارت در سطح میانی معنا پیدا می کند. بالاترین سطح شامل عملیات های کلان از جمله مدیریت و بهینه سازی است. اطلاعات مهم فرآیند نیز در میز اپراتور نمایش داده می شود. [۱۵]



شکل ۱-۲ طرحی ساده از یک سیستم اتوماسیون

در گذشته پیشرفت و بهبود یک فرآیند در پائین ترین سطح آن (سطح فرآیند) انجام می شده است برای مثال کیفیت سنسور ها و محرک ها افزایش پیدا می کرد و یا روش های کنترلی جدیدی ابداع می شد، اما پیشرفت در سطح اپراتوری مستلزم آن بود که توابع نظارتی نیز پیشرفت کنند و بهبود یابند. [۸] از طرف دیگر یکپارچگی سیستم های کنترلی نیز مزید بر این علت شد. [۶]، [۸]

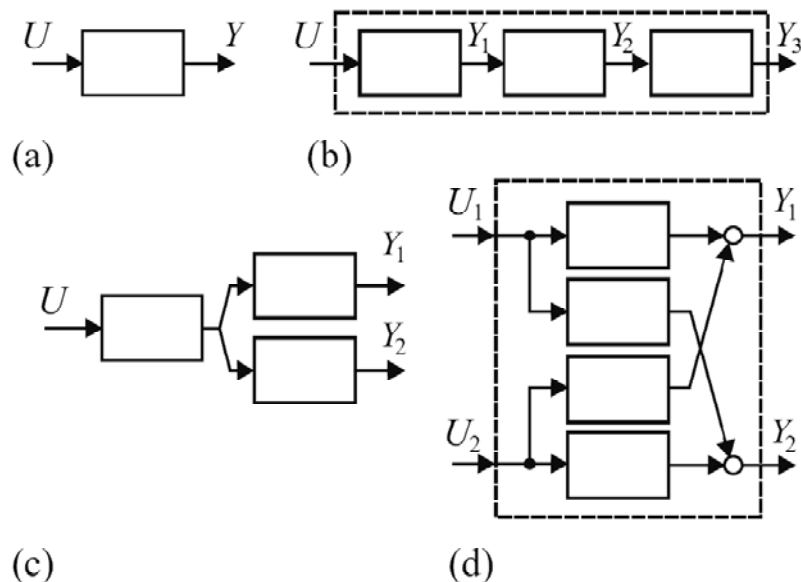
سیستم های کنترلی زمانی می توانند امن و قابل اطمینان باشند که تمام اجزای فرآیند مانند سنسورها ، محرک ها، محاسبه گر ها و اجزای خود سیستم به طور صحیح کار کنند.

از طرف دیگر خطاهای سیستم باید به سرعت به اپراتور نشان داده شوند و در فرآیندهایی که خطا در آن با جان افراد ارتباط مستقیم دارد نیز ، باید قسمت های جایگزین و یا اجزای تجدید ساختار شده وارد عمل شوند و کنترل سیستم را بر عهده بگیرند. روش های تشخیص خطای مبتنی بر مدل ، برای اینکه بتوانند تغییرات احتمالی ناشی از خطا را استخراج کنند ، از رابطه های مربوط به چندین متغیر که در طول فرآیند اندازه گیری می شوند، استفاده می کنند. این روابط اکثراً از نوع تحلیلی هستند که از معادلات مدل فرآیند بدست می آیند . دقت شود که این روابط علاوه بر حالت تحلیلی و ریاضی می توانند از روابط علت و معلول نیز باشند برای مثال قوانین اگر - سپس^{۱۲} . [۱۷]

رابطه بین سیگنال ورودی U و سیگنال خروجی Y توسط مدل ریاضی فرآیند بیان می شود و با استفاده از روش های تشخیص خطای مختلفی که وجود دارد نیز خصوصیات برجسته یک فرآیند مانند: پارامترهای یک سیستم θ ، متغیرهای حالت X یا سیگنال باقی مانده r استخراج می گردند. بعد از بدست آوردن مقادیر سیستم و مقایسه آنها با مقادیر نامی آن و اعمال روش های تشخیص می توان سیگنال تصمیم گیری را تولید کرد. این سیگنال، در مراحل بعدی مانند عیب یابی خطا از سیگنال های کاربردی و

¹² If-then rules

مهم است. برای به کار گیری انواع روش های مختلف تشخیص خطا دانستن ساختار سیستم الزامی است. به شکل ۲-۲ توجه کنید. [۱۷]



شکل ۲-۲ ساختارهای مختلف یک سیستم

همان طور که در شکل ۲-۲ نیز نشان داده شده است حالت (a) یک سیستم تک ورودی و تک خروجی، حالت (b) یک سیستم تک ورودی و تک خروجی با اندازه گیری های میانی است به این معنی که علاوه بر خروجی اصلی سیستم، خروجی بلوک های میانی نیز به صورت یک سیگنال قابل اندازه گیری نیز در دسترس می باشد. حالت (c) سیستم تک ورودی و چند خروجی را نشان می دهد. ساختار (d) نیز نشان دهنده یک ساختار چند ورودی و چند خروجی است.

مدل های به کار رفته برای فرآیند ها می توانند زمان پیوسته و یا زمان گسسته باشند که مدل زمان پیوسته خود به معادلات خطی، غیر خطی یا متغیر با زمان دسته بندی می شوند. از نکات دیگر در تشخیص خطا، نحوه ظهور و حضور خطا در مدل فرآیند است. به همین جهت آشنایی با مدل های مختلف خطا در بخش ۳.۲ معرفی می گردد.

۳.۲ - مدل های خطا:

انتخاب مدل مناسب برای خطا یکی از عوامل مؤثر در بررسی عملکرد سیستم تشخیص خطاست. درک فیزیکی از توصیف خطاهای رخ داده در مدل واقعی یک فرآیند، بررسی اثرات خطا بر روی مدل ریاضی تعیین شده برای همان فرآیند و همچنین پیش بینی رفتار سیستم را آسان تر خواهد بود. البته این هدف با بررسی دقیق مدل فرآیند و با استفاده از یک فیلتر تشخیص خطای مناسب حاصل می گردد. [۱۸]، [۱۶] برای بروز خطا در یک سیستم فیزیکی دلایل زیادی را می توان بیان نمود که مهمترین آنها عبارتند از:

- اشتباه در طراحی سیستم و یا طراحی در مونتاژ آن
- اشتباه در عملکرد اجزای سیستم و فقدان نگهداری مناسب از تجهیزات و قطعات موجود
- از کارافتادگی سیستم، خوردگی و زنگ زدگی، فرسودگی و سایش ناشی از عملکرد طبیعی اجزای یک سیستم که در ارتباط دائم با هم می باشند.

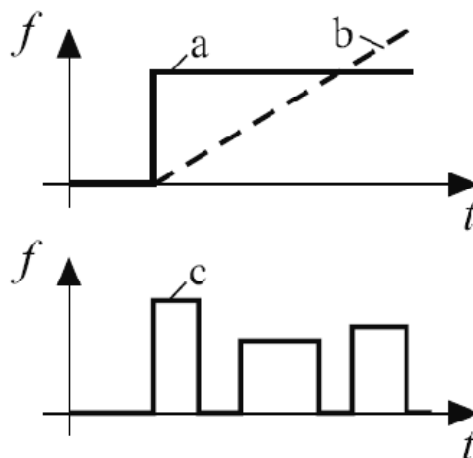
با توجه به نوع عملکرد خطا و رفتار خطا بعد از رخ دادن آن می توان آنها را به طرق مختلف دسته بندی نمود. [۱۹]، [۸] یک خطا ممکن است به طور ناگهانی و در اندازه های کوچک و بزرگ در یک سیستم رخ دهد و یا همچنین به طور افزایش تدریجی مانند شیب در سیستم بروز کند. به جهت سهولت در بررسی خطاها و رفتار آنها در یک چهارچوب معین می توان خطاها را به دسته های شناخته شده زیر دسته بندی نمود.

۴.۲ - مدل های پایه ای خطا:

همان طور که در فصل اول بیان شده خطا یک تغییر ناخواسته در رفتار طبیعی سیستم و یا حداقل در یکی از خصوصیات های (متغیرهای) فرآیند است. این خصوصیت می تواند یکی از کمیت های فیزیکی موجود در فرآیند باشد. اگر کمیت مورد نظر جزئی از یک قانون مانند: $Y(t)=g[U(t),x(t),\theta]$ در نظر گرفته شود، آنگاه سیگنال های $U(t), Y(t)$ از جمله سیگنال هایی هستند که براحتی قابل اندازه گیری و استفاده می باشند. [۸]

مهمترین خصوصیت این سیگنال ها در دسترس بودن آنهاست که بعد از رخ دادن اتفاق ناخواسته اثر خود را به نوعی در سیگنال متغیر ورودی $U(t)$ ، سیگنال خروجی $Y(t)$ ، متغیر های حالت $x_i(t)$ (توابع وابسته به زمان) یا پارامتر θ_i (معمولاً مقادیر ثابت) نشان می دهد. بنابراین خطا به صورت تغییر در یک پارامتر یا سیگنال ظهور می کند. وابستگی زمانی انواع خطاها در ادامه نشان داده شده است. به شکل ۲-۳ توجه کنید:

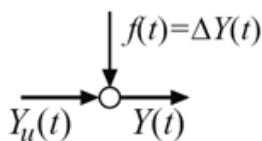
- خطای ناگهانی (پله) حالت (a)
- خطای افزایشنده (شیب) حالت (b)
- خطای متناوب (c)



شکل ۲-۳ رفتار خطا با توجه به زمان

با توجه به دیاگرام جریان سیگنال متناظر با خطای نشان داده شده در شکل ۳-۳، خطای رخ داده از نوع جمعی است زیرا سیگنال حاصل ناشی از جمع سیگنال خطا با سیگنال اصلی است:

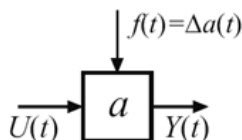
$$Y(t) = Y_u(t) + f(t) \quad (۲-۱)$$



شکل ۲-۴ خطای جمع شونده

و تغییر پارامتر زیر از نوع ضربی است زیرا خطا در سیگنال ورودی ضرب می شود و آنگاه در خروجی ظاهر می گردد:

$$Y(t) = (a + \Delta a(t))U(t) = aU(t) + \Delta a(t)U(t) = Y_u(t) + f(t)U(t) \quad (۲-۲)$$



شکل ۲-۵ خطای ضرب شونده

این بدین معنی است که اگر سیگنال $Y(t)$ قابل اندازه گیری باشد خطای جمع شونده به ازای هر $Y_u(t)$ قابل مشاهده است اما خطای ضرب شونده در صورتی قابل تشخیص است که سیگنال $U(t) \neq 0$ باشد و همچنین از طرفی تغییرات $\Delta Y(t)$ وابسته به اندازه $U(t)$ است. [۱۹]

۵.۲ - نمونه هایی از مدل های خطا

انواع خطاها و نحوه مدل کردن آن وابسته به مفاهیم اولیه در سیستم های واقعی است به همین دلیل چند خطای مهم در سیستم های عملی در ادامه مورد توجه قرار می گیرد.

۱.۵.۲ - خطای سنسوری:

سنسورها و سیستم های اندازه گیری المان های دینامیکی هستند که توسط آنها متغیرهای خروجی $Y(t)$ اندازه گیری می شوند. بدون وجود تجهیزات کالیبراسیون، تشخیص صحت عملکرد یک سنسور سخت می باشد. اگر خروجی واقعی یک سنسور را Y_0 در نظر گرفته شود، آنگاه رفتار استاتیکی یک سنسور ممکن است خطی باشد: [۱۹]

$$Y(t) = C_0 + C_1 Y_0(t) \quad (۳-۲)$$

یا غیر خطی:

$$Y(t) = C_0 + C_1 Y_0 + C_2 Y_0^2(t) + \dots \quad (۴-۲)$$

رفتار دینامیکی یک سنسور برای تغییرات کوچک همیشگی را می توان به طور تقریبی با مدل خطی تقریب زد و توسط تابع تبدیل زیر را نشان داد.

$$G_s(s) = \frac{\Delta Y(s)}{\Delta U(s)} = \frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{B_s(s)}{A_s(s)} \quad (۵-۲)$$

و در موارد ساده با یک lag مرتبه اول نیز قابل بیان است:

$$G_s(s) = \frac{K_s}{1+T_1 s} \quad (۶-۲)$$

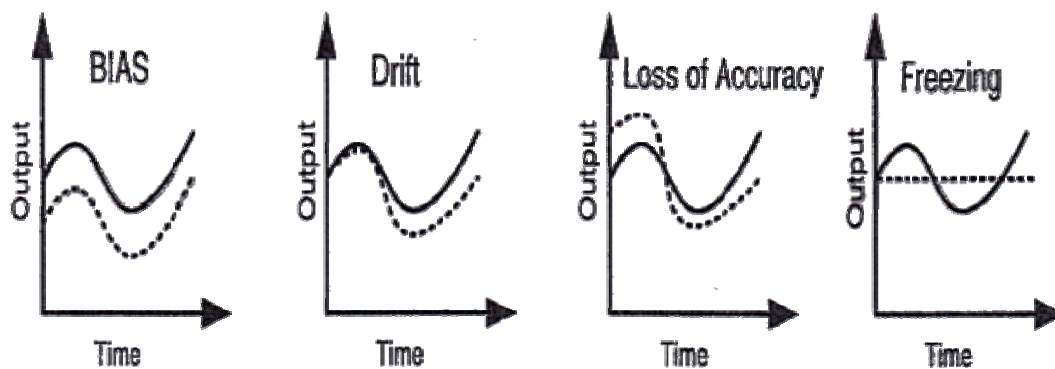
با بهره:

$$K_s = C_1 + 2C_2 \quad (۷-۲)$$

خروجی یک سنسور معمولاً تحت تأثیر انواع اغتشاشات داخلی و خارجی است. اغتشاشات خارجی توسط محیط اطراف سنسور به وجود می آید مانند: اثرات مغناطیسی. اغتشاشات داخلی توسط خود

سنسور ایجاد می شود. این گونه اغتشاشات بر اثر تغییر در منبع تغذیه، مقاومت ها، خازن ها، سلف ها یا اصطکاک به وجود می آید و در نهایت رفتار دینامیکی سنسور تغییر می کند شکل ۲-۶ [۱۵] خلاصه ای از انواع اغتشاشات داخلی و خارجی یک سنسور را نشان می دهد. البته این تغییرات خطی بیان شده اند. به طور کلی ۵ دسته عمده خطاها برای یک سنسور را می توان به شرح زیر بیان می کرد: [۱۳]

- ✓ آفست ثابت ΔY
- ✓ تغییرات بهره ΔK_s
- ✓ خاصیت هیستریزس
- ✓ از دست دادن دقت اندازه گیری
- ✓ ثابت شدن روی یک مقدار ثابت



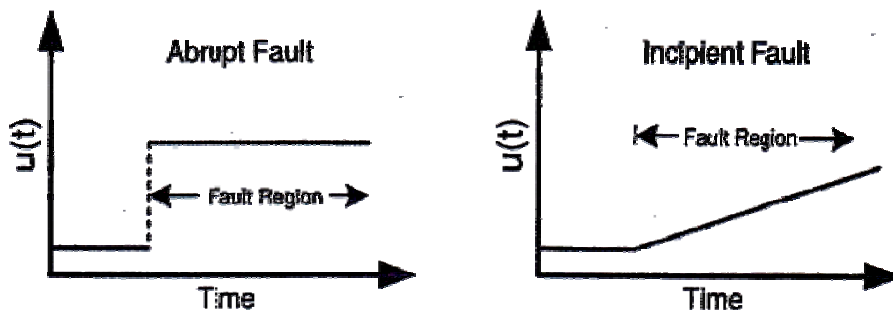
شکل ۲-۶ انواع خطاهای سنسوری

۲.۵.۲ - خطای محرک:

محرک ها آخرین جزء یک عملکرد کنترلی هستند که نقش مهمی را در تکمیل یک فرآیند کنترلی ایفا می کنند زیرا محرک ها باید توان لازم برای ساخت و ایجاد متغیر کنترلی مورد نظر را تأمین

نمایند. [۱]، [۸] اگر سیستمی شامل یک کنترل کننده قوی بوده ولی از نظر محرک دارای ضعف باشد به طوری که نتواند سیگنال کنترلی تولید شده را به فرآیند انتقال دهد در مجموع عملکرد سیستم ضعیف ارزیابی می گردد. [۱]

اکثر محرک ها در سیستم های نوین، سیستم های قدرتی هیدرولیکی یا پنوماتیکی هستند. با توجه به قابلیت انتقال توان بسیار بالا در این گروه از محرک ها، این دسته از محرک ها ذاتاً حجیم و بزرگ می باشند و وزن و اندازه زیاد این قطعات محدودیت هایی را برای استفاده از آنها در حالت ذخیره^{۱۳} ایجاد می کند. به همین جهت، تمرکز بر روی خطاهای محرک ها امروزه بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. شکل ۷-۲ بعضی خطاهای احتمالی برای محرک ها را نشان می دهد و در ادامه نمایش ریاضی این خطاها آورده شده است.



شکل ۷-۲ خطاهای محرک ها [۱۳]

- خطای ناگهانی: این خطا که به خطای سخت نیز معروف است تأثیری بزرگ در عملکرد سیستم دارد. این نوع خطاها ممکن است بر اثر اتصال کوتاه در قسمت الکتریکی یا صدمه ناگهانی به سخت افزار محرک وجود آیند. برای بیان ریاضی این دسته از خطاها می توان به مدل سازی زیر اشاره نمود.

¹³ Redundant

$$U_F(t) = U(t) - \varepsilon U(t_F) \quad (۸-۲)$$

به طوری که :

$$\forall t > t_F \quad \varepsilon \in [-1, 1]$$

بنابر این اگر $\varepsilon \in [0, 1]$ باشد کاربر با کاهش انرژی سیگنال کنترلی روبه رو است و در صورت $\varepsilon \in [-1, 0]$ دستور ناخواسته اضافی به حلقه کنترلی اعمال می شود.

- خطای افزاینده: این خطا به خطای نرم مشهور است و در دراز مدت اثر خود را نشان می دهد. وجود نشتی در یک سیستم هیدرولیک و یا پنوماتیک نمونه خوبی برای این دسته از خطاها می باشد. تشخیص این نوع از خطاها به علت دامنه کوچک آن سخت است و برای بیان آنها داریم:

$$U_F(t) = U(t) + S U(t_F) \quad (۹-۲)$$

به طوری که :

$$S = \frac{U(t_F)}{t_F} \quad \forall t > t_F$$

۳.۵.۲ - خطای اجزای سیستمی^{۱۴}:

این دسته از خطاها به طور عمده باعث تغییر در درایه های ماتریس فضای حالت سیستم یا ضرایب معادله دینامیکی سیستم می گردند و با توجه به اغتشاش ذاتی سیستم های فیزیکی تشخیص این نوع خطاها در سیستم های بزرگ بسیار سخت است. [۸]

¹⁴ Component Fault

۶.۲ - تشخیص خطا^{۱۵} و عیب یابی خطا^{۱۶}:

برای تشخیص خطا و عیب یابی سیستم های دینامیکی در حالت کلی دو رویکرد عمده وجود دارد: استفاده از نشانه های تحلیلی و استفاده از نشانه های ابتکاری و ابداعی^{۱۷} (انسانی) که در ادامه هر یک به طور مختصر توضیح داده می شوند: [۶]

۱.۶.۲- تولید نشان های تحلیلی^{۱۸}

دانستنی های تحلیلی یک فرآیند، برای تولید اطلاعاتی به کار برده می شوند که قابل سنجش باشند به این معنی که بتوان آنها را اندازه گیری نمود و با مقادیر مشخص دلخواهی مقایسه کرد. رسیدن به این هدف نیازمند پردازش داده ها بر اساس متغیر های اندازه گیری شده در فرآیند است تا سیگنال تصمیم گیری مطابق با مراحل زیر تولید گردد: [۱۳]

- چک کردن میزان سیگنال های اندازه گیری شده به طور مستقیم (مقادیر اندازه گیری شده، فراتر از حد قابل قبول سیگنال است یا خیر).
- آنالیز سیگنال های اندازه گیری شده به طور مستقیم به وسیله استفاده از مدل های سیگنال، مانند توابع همبستگی، طیف فرکانسی، حرکت میانگینی واپس گرا یا مفاهیم ریاضی مانند (واریانس، دامنه ها، فرکانس ها یا پارامترهای مدل)
- آنالیز فرآیند بوسیله فرآیند های ریاضی با استفاده از تخمین پارامترها، تخمین حالت و معادلات توازن، مقادیر نوعی پارامترها، متغیرهای حالت و یا باقی مانده ها

¹⁵ Fault detection

¹⁶ Fault diagnosis

¹⁷ Heuristic

¹⁸ Analytical

۲.۶.۲- تولید نشانه های ابتکاری^{۱۹} (انسانی)

علاوه بر اطلاعات قابل اندازه گیری برای تولید نشانه های تحلیلی، نشانه های ابتکاری (انسانی) نیز قابل تولید هستند، که به صورت اطلاعات کیفی از اپراتورها به دست می آیند. به وسیله مشاهده و دریافت اطلاعات محیطی، مقادیر نوعی انسانی در قالب رنگ، بو، غلظت، ارتعاشات، فرسودگی، از هم گسیختگی و غیره بدست می آیند. [۸]

تاریخچه یک فرآیند که شامل اطلاعات مهم مانند روند نگهداری سیستم، تعمیرات آن، انواع خطاهای پیشین رخ داده در سیستم، دوره عمر دستگاه های موجود در سیستم، منابع بیشتر اطلاعات انسانی را در اختیار طراح قرار می دهند. به موارد فوق می توان اطلاعات استاتیکی که از طریق تجربه با همین روش ها یا روش های مشابه به دست آمده اند را نیز اضافه کرد. به این طریق نشانه های ابداعی تولید شده در فوق را می توان با استفاده از متغیرهای زبانی مانند توصیفات کوچک، متوسط و بزرگ یا اعداد دارای مفهوم مشخص برای کاربر، به کار برد. [۴]

۷.۲- عیب یابی خطا^{۲۰}

مراحل عیب یابی خطا شامل تعیین نوع خطا، اندازه و مکان خطا و همچنین زمان روی دادن خطا است که بر پایه رویکردهای تحلیلی یا نشانه های ابتکاری (انسانی) می توان به این هدف دست یافت. اگر اطلاعات بیشتری در مورد خطا و علل پیدایش آن مورد نظر باشد می توان از روش هایی مانند طبقه بندی آماری و هندسی یا شبکه های عصبی و خوشه های فازی استفاده نمود. همچنین اگر آگاهی قبلی از علیت نشانه های خطا در دسترس باشد، می توان سیستم تشخیص خطا را در قالب شبکه های علیت،

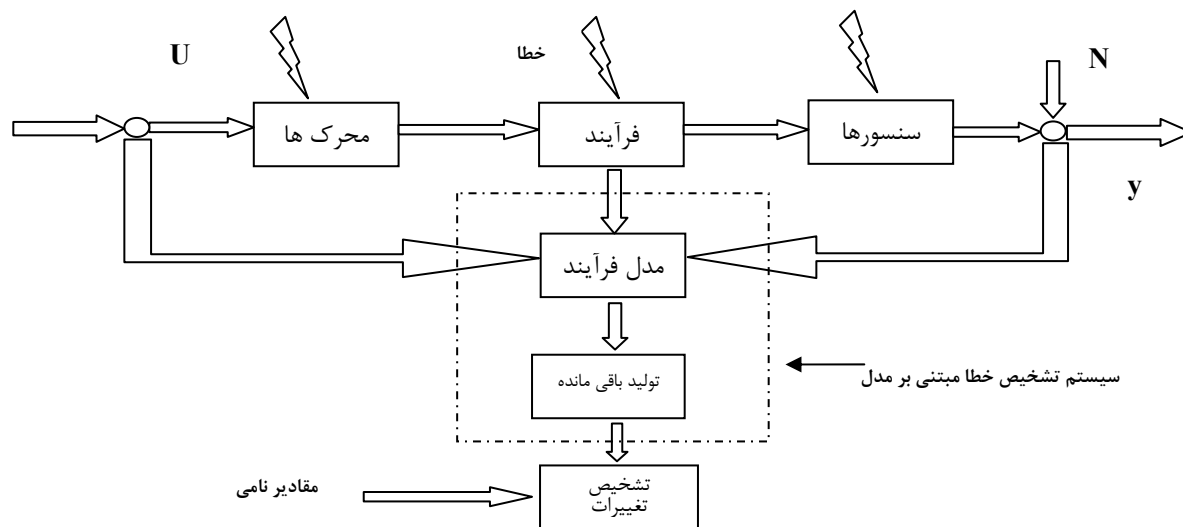
¹⁹ Heuristic

²⁰ Fault diagnosis

استراتژی استدلال خطا یاب^{۲۱} به کار برد. سلسله پیشرو و پسرو^{۲۲} با الگوریتم بولین برای اتفاقات باینری با استدلال تقریبی برای اتفاقات احتمالی نیز به کار برده می شوند. در نهایت تصمیم سیستم عیب یابی خطا نشان دهنده نوع ، اندازه و مکان خطاهای محتمل تر و همچنین زمان دقیق تشخیص است. [۱۵] ، [۶]

۸.۲ - روش های تشخیص خطا مبتنی بر مدل

روش های مختلف تشخیص خطا با استفاده از مدل های ریاضی در طول ۳۰ سال گذشته رشد چشمگیری کرده اند. در این قسمت روش های پایه به طور مختصر توضیح داده می شوند. این عمل شامل تشخیص خطاها در اجزای سیستم ، محرک ها و سنسورها است. در تمامی این روش ها ، اطلاعات مورد نظر با اتکا به سیگنالهای مختلف قابل اندازه گیری از مدل ریاضی فرآیند بدست می آیند. شکل ۸-۲ ساختار پایه سیستم تشخیص خطا بر اساس مدل ریاضی را نشان می دهد. از مهمترین روش هایی که برای تشخیص خطا به کار می رود می توان به تشخیص خطا با استفاده از شناسایی سیستم، رویکرد حالت و معادلات توازن اشاره کرد.



شکل ۸-۲ ساختار پایه ای تشخیص خطا

²¹ Diagnostic reasoning strategies

²² Forward and backward chaining

۹.۲ - تشخیص خطا با استفاده از روش های شناسایی فرآیند:

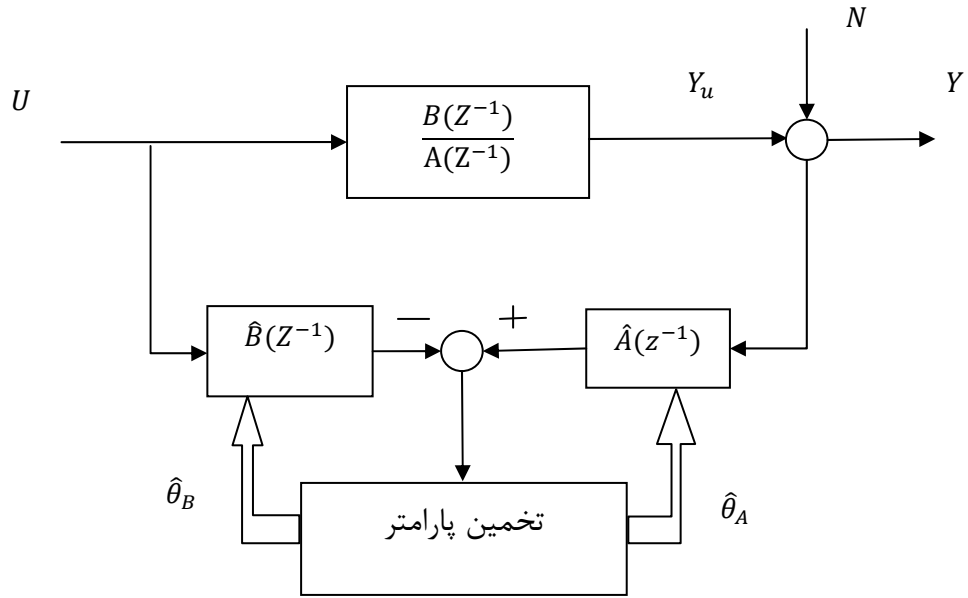
همان طور که توضیح داده شد مدل ریاضی فرآیند رابطه بین ورودی و خروجی فرآیند را بیان می کند و از نیازهای اساسی و بنیادین برای طراحی در سیستم های تشخیص خطاست. مدل ریاضی بعضی فرآیندها اصلاً شناخته شده نیستند یا تعدادی از پارامترهای آن نامعلوم می باشند. اما از آنجائیکه در سیستم تشخیص خطا مدل فرآیند باید به طور دقیق مشخص باشد تا بتوان در صورت رخ دادن خطا آن را شنایائی نمود بنابراین باید روش های شناسایی فرآیند قبل از اعمال هرگونه سیستم تشخیص خطا به صورت متوالی در سیستم به کار گرفته شوند. [۱۸]

این بدین معنی است که ابتدا باید سیستم شناسایی پارامترها وارد عمل شده و پارامترها را به طور کامل مشخص نماید و سپس سیستم تشخیص خطا وارد کار گردد در غیر این صورت به علت عدم شناسایی کامل فرایند، سیستم تشخیص خطا وجود خطا در سیستم را اعلام می دارد. از طرف دیگر پارامترهایی که تحت تأثیر خطاها ممکن است تغییر کنند در روش های شناسایی به تنهایی می توانند منبع بسیار مفید برای بدست آوردن اطلاعات مهم در مورد مدل فرآیند باشند.

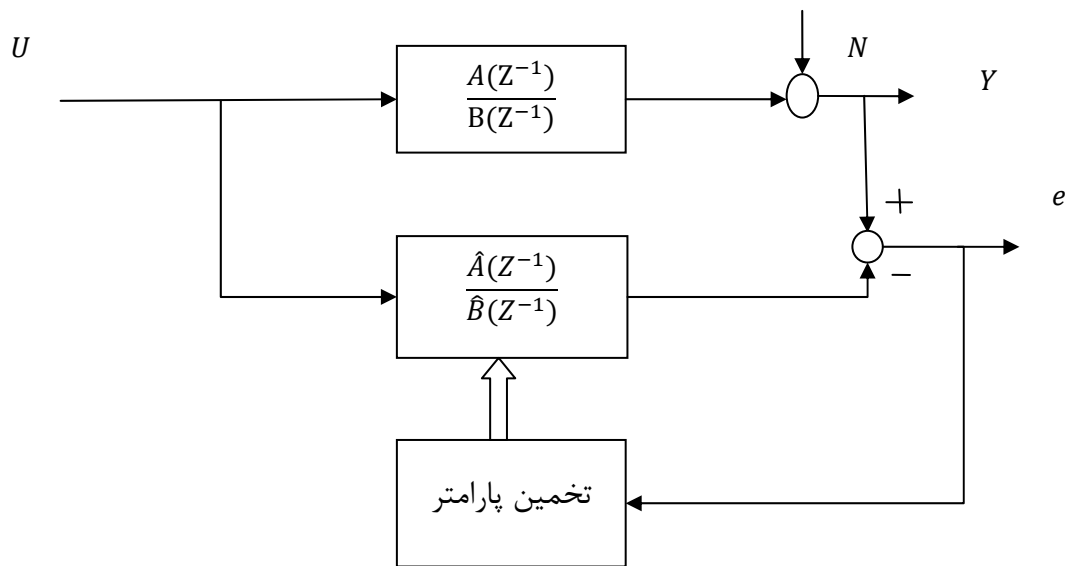
از پرکاربردترین و مشهورترین روش شناسایی می توان به روش کمترین مربعات خطا^{۲۳} یا کمترین مربعات بازگشتی^{۲۴} آن اشاره کرد. این روش ها با دو ساختار مختلف قابل پیاده سازی هستند که در شکل های زیر بلوک دیاگرام این دو ساختار را می توان دید. ساختار اول که در شکل ۲-۹ نشان داده شده است را معادلات خطا و ساختار دوم در شکل ۲-۱۰ را خطای خروجی می نامند. [۱۸] ، [۱۹]

²³ Least squares error

²⁴ Recursive least square



شکل ۹-۲ ساختار معادلات خطا



شکل ۱۰-۲ ساختار خطای خروجی

به طور کلی پارامترهای فرآیند θ ، که در معادلات جبری غیر خطی به صورت ضرایب نشان داده می شوند به ضرایب فیزیکی فرآیند p وابسته هستند (مانند: استحکام ، ضریب میرایی ، مقاومت). اگر معکوس این رابطه وجود داشته باشد می توان تغییرات Δp (ضرایب فرآیند) را محاسبه نمود. این تغییرات در ضرایب فرآیند در بیشتر موارد مستقیماً مربوط به خطاها می باشند. بنابراین اطلاعات Δp_i عیب یابی خطا را آسان نموده و با توجه به این که کدام ضریب فرآیند تغییر کرده است می توان محل بروز خطا را حدس زد. [۱۳] ، [۱۵] ، [۱۹]

۱۰.۲ - تشخیص خطا با استفاده از رویتگر حالت و تخمین زن حالت:

از آنجائیکه رویتگر های حالت، از خطای خروجی متغیرهای اندازه گیری شده فرآیند و فرآیند مدل شده ، برای سیستم تشخیص خطا استفاده می کنند از محبوب ترین روش های تشخیص خطا بر پایه مدل ریاضی می باشند. [۲۰] در این روش فرض بر این است که ساختار و پارامترهای فرآیند به طور دقیق شناخته شده هستند. [۱۹] رویتگرهای حالت ، متغیرهای حالتی را که باید مورد بررسی قرار گیرند با توجه به دو فاکتور مهم ، که اولین آن وضعیت اولیه (مقدار اولیه) متغیرها و دومی دوره زمانی اندازه گیری سیگنالها است را در روند طراحی در نظر می گیرند. رویکردهای مختلفی برای تشخیص خطا با این روش پیشنهاد شده است که اکثر آنها بر پایه رویتگرهای کلاسیک لانبرگر، فیلتر کالمن و یا رویتگر خروجی استوار هستند. [۲۱] ، [۲۲]

۱۱.۲ - رویتگرهای حالت:

یک فرآیند خطی و تغییر ناپذیر با زمان را می توان توسط معادلات فضای حالت زیر بیان کرد:

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \quad (۱۰-۲)$$

$$y(t) = Cx(t) \quad (۱۱-۲)$$

هدف اصلی استفاده از رویتگرهای حالت، بازسازی متغیرهای حالتی است که غیر قابل اندازه گیری هستند. اساس کار این روش، استفاده از سیگنالهای ورودی و خروجی سیستم می باشد که به طور مستقیم قابل اندازه گیری هستند. $\hat{x}$ متغیر حالتی است که توسط رویتگر تخمین زده می شود. معادله شماره (۱۲-۲) رفتار خطا را در این حالت نشان می دهد که با گذشت زمان به طور نمایی به سمت صفر میل می کند:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + He(t) \quad (۱۲-۲)$$

$$e(t) = y(t) - C\hat{x}(t) \quad (۱۳-۲)$$

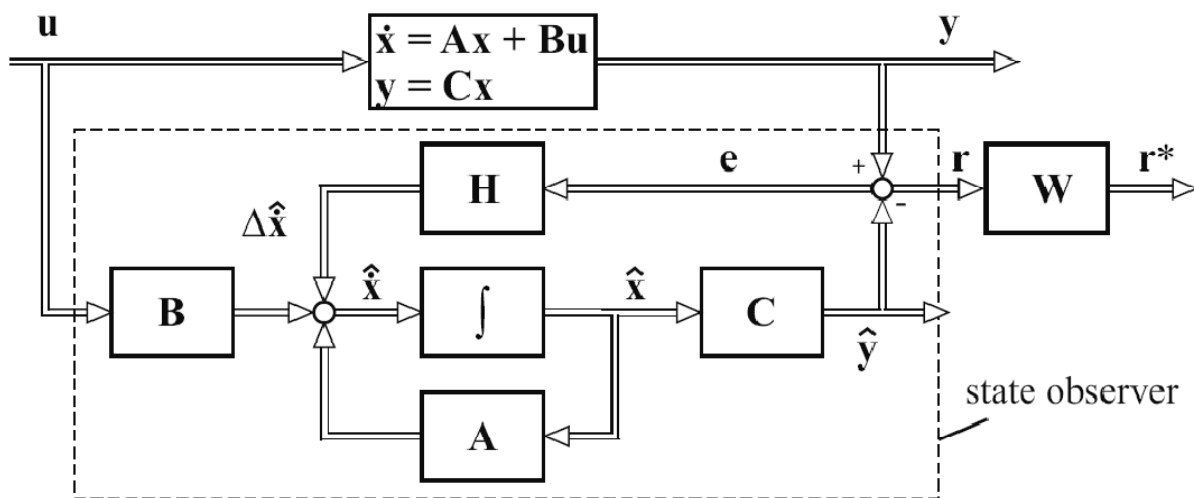
$$\tilde{x} = x - \hat{x} \quad (۱۴-۲)$$

$$\dot{\tilde{x}} = [A - HC]\tilde{x}(t) \quad (۱۵-۲)$$

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

این روش های تشخیص خطا به طور عمده نیازمند سیگنال های خروجی قابل اندازه گیری و استفاده از تحلیل داخلی چندگانه سیستم های چند متغیره هستند. در سال های اخیر ارتقاء مقاوم بودن سیستم

های تشخیص خطا با توجه به تغییرات پارامترها منجر به ارائه روشی به نام سیگنال های ورودی نامعلوم^{۲۵} شده است. برای مثال با فیلتر کردن خطای خروجی رویتگر به صورت $r(t) = We(t)$ به اضافه طراحی مخصوص برای فیدبک H ، این هدف قابل دستیابی است. شکل ۱۱-۲ شمای کلی این سیستم را نشان می دهد. [۲۲]، [۲۳]



شکل ۱۱-۲ سیستم تشخیص خطا

همان طور که در شکل ۱۱-۲ دیده می شود علاوه بر عملکرد فرآیند اصلی، رویتگر به طور موازی با آن، متغیرهای مورد نیاز را تخمین زده و با خروجی اصلی سیستم مقایسه می نماید.

۱.۱۱.۲ - خطای جمع شونده:

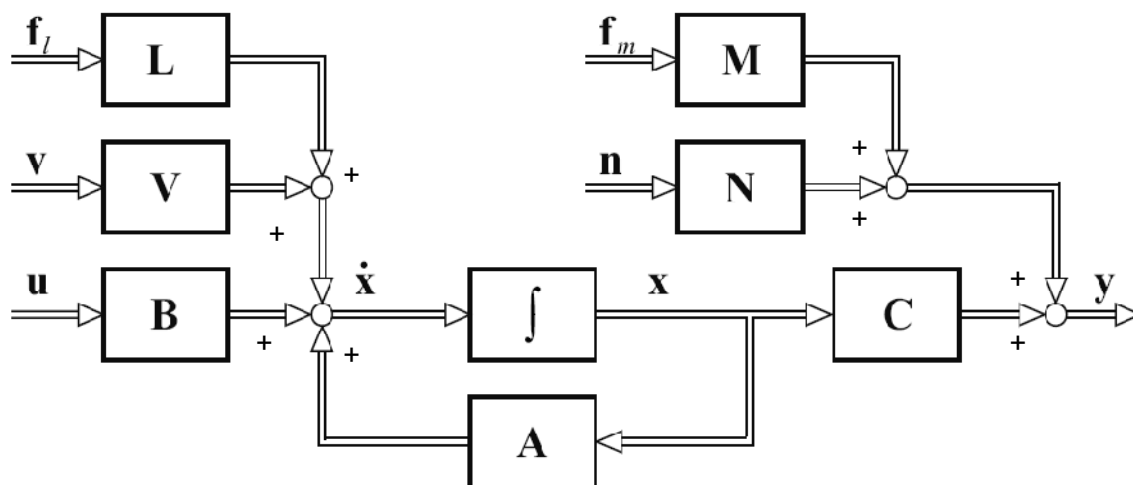
حال فرض کنید سیستم بیان شده با معادلات (۱۰-۲) تحت تأثیر سیگنالهای غیر قابل اندازه گیری $V(t)$ و $n(t)$ و خطای جمع شونده f_L و f_M قرار گیرد، آنگاه معادلات به فرم زیر خواهند بود:

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

²⁵ Unknown inputs

$$y(t) = Cx(t) + Nn(t) + Mf_M(t) \quad (۱۷-۲)$$

که M و L ماتریس های ورود خطا به سیستم هستند و بلوک دیاگرام آن را می توان در شکل ۱۲-۲ مشاهده کرد. [13] ، [18]



شکل ۱۲-۲ سیستم با خطای جمع شونده

۲.۱۱.۲- خطای ضرب شونده:

در این حالت خطا به صورت تغییر در پارامترهای ماتریسها مانند $\Delta A, \Delta B, \Delta C$ ظاهر می شوند و معادلات را می توان به فرم زیر نوشت:

$$\dot{x}(t) = [A + \Delta A]x(t) + [B + \Delta B]u(t) \quad (۱۸-۲)$$

$$y(t) = [C + \Delta C]x(t)$$

حالت ها و خطای خروجی بدون اغتشاش برابر است با:

$$\dot{\tilde{x}} = [A - HC]\tilde{x}(t) + [\Delta A - H\Delta C]\tilde{x}(t) + \Delta Bu(t) \quad (۱۹-۲)$$

$$e(t) = y - C\hat{x} = [C + \Delta C]x - C\hat{X} = C\tilde{x}(t) + \Delta Cx(t) \quad (۲۰-۲)$$

بنابراین، حالت ها و خطای خروجی به صورت ضربی با ورودی $U(t)$ و متغیرهای حالت $X(t)$ وابسته هستند. به همین جهت آنالیز و تحلیل رفتار سیگنال خطا در این گروه به آسانی و سر راستی خطای جمع شونده نیست. [۱۳]، [۱۸]

۱۲.۲ - رویتگرهای خروجی:

روش های کلاسیک رویتگر حالت برای تخمین متغیرهای حالت به کار می رود. به هر حال اگر دقیقاً خطا در متغیرهای حالت مورد نیاز کاربر نباشد، می توان از رویتگرهای خروجی یا رویتگرهای تابعی برای تشخیص خطا استفاده کرد. اگر معادلات حاکم بر سیستم را به صورت معادلات (۲۱-۲) و (۲۲-۲) در نظر بگیریم:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Vv(t) + Lf(t) \quad (21-2)$$

$$y(t) = Cx(t) + Mf(t) \quad (22-2)$$

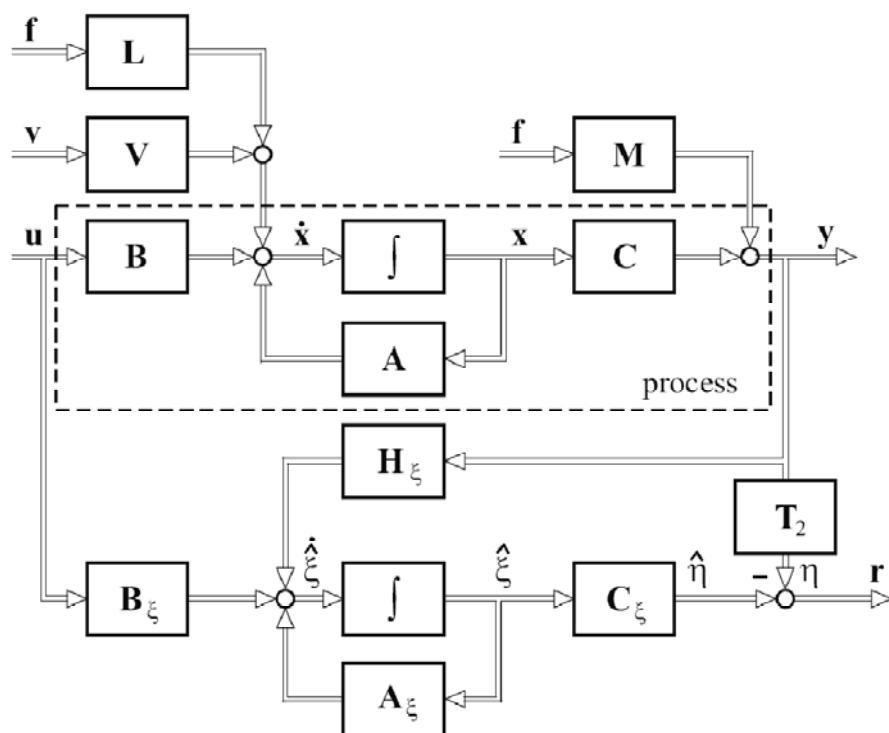
هدف اصلی، تولید باقی مانده ای است که مستقل از ورودی های ناشناخته $v(t)$ باشد. برای رسیدن به این هدف از یک انتقال خطی به صورت معادله (۲۳-۲) استفاده می شود:

$$\zeta(t) = T_1 x(t) \quad (23-2)$$

با این ترتیب متغیرهای جدید $\zeta(t)$ ساخته می شوند. خروجی رویتگر مورد نظر $\eta(t)$ است بنابراین هیچ ارتباط مستقیمی بین خروجی $y(t)$ فرآیند و خروجی خطا وجود ندارد و می توان نوشت :

$$\eta(t) = T_2 y(t) \quad (24-2)$$

بلوک دیاگرام عملکرد رویتگرهای خروجی در شکل ۱۳-۲ نشان داده شده است. [۱۸]



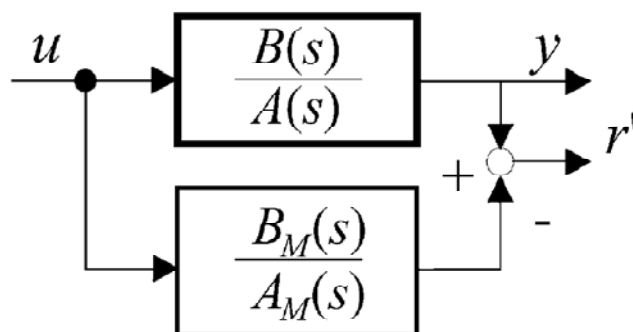
شکل ۲-۱۳ سیستم رویتگر خروجی

۱۳.۲ - تشخیص خطا با استفاده از معادلات توازن:

یکی از سر راست ترین روش های مبتنی بر مدل ریاضی در سیستم های تشخیص خطا مقایسه سیستم اصلی و سیستم مدل شده به صورت ریاضی است. نحوه بررسی به این صورت است که یک مدل ثابت G_M موازی با فرآیند G_P به طور همزمان اجرا می شود و تفاضل رفتاری این دو سیستم ، مطابق با روند نشان داده شده در شکل ۲-۱۴ خطای خرجی را تولید می کند:

$$\dot{f}(s) = [G_P(s) - G_M(s)]u(s) \quad (2-25)$$

همان طور که در معادله (۲-۲۵) دیده می شود در صورت بروز هرگونه اتفاقی که موجب عدم همانگی مدل فیزیکی و مدل ریاضی آن گردد خروجی باقی مانده از مقدار صفر خارج شده و این عدم هماهنگی را اعلام می کند. عملکرد کلی این سیستم در شکل ۲-۱۴ نشان داده شده است.



شکل ۱۴-۲ عملکرد کلی روش معادلات توازن

فرض کنید که مدل اصلی سیستم فیزیکی را بتوان توسط تابع تبدیلی به فرم معادله (۲۶-۲) بیان کرد:

$$G_p(s) = \frac{y_p(s)}{u(s)} = \frac{B_p(s)}{A_p(s)} \quad (26-2)$$

اگر سیستم مدل شده ریاضی آن را به صورت معادله (۲۷-۲) در نظر گرفته شود:

$$G_m(s) = \frac{y_m(s)}{u(s)} = \frac{B_m(s)}{A_m(s)} \quad (27-2)$$

به طوری که پارامترهای آن به طور کامل شناخته شده و دارای مقدار ثابتی باشند:

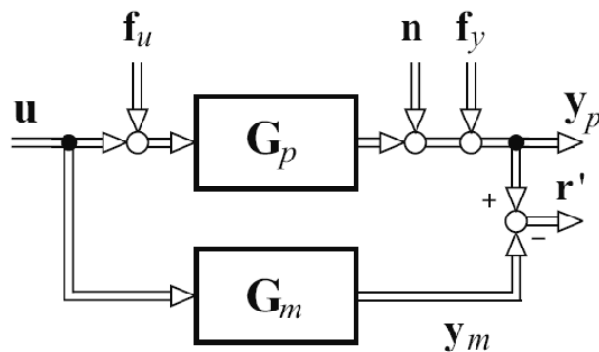
$$G_{p(s)} = G_m(s) + \Delta G_m(s) \quad (28-2)$$

به طوری که $\Delta G_m(s)$ خطاهای مدل کردن را نشان می دهد. مشابه با حالت تخمین پارامتر در این

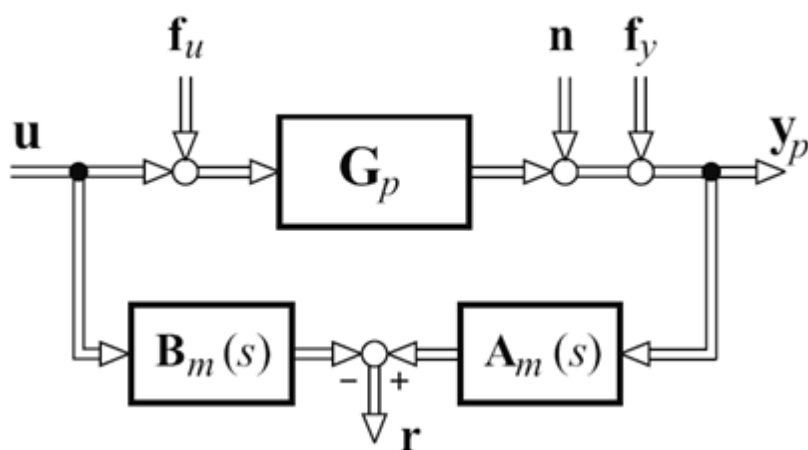
مقوله نیز می توان به دو صورت باقی مانده را محاسبه نمود. حالت اول آن خطای خروجی و حالت دوم آن

خطای چند جمله ای است. نحوه عملکرد و ساختار هر یک در شکل ۱۵-۲ و ۱۶-۲ نشان داده شده

است. [۲۴]



شکل ۱۵-۲ ساختار خطای خروجی



شکل ۱۶-۲ ساختار خطای چند جمله ای

با توجه به ساختار نشان داده شده در شکل ۱۶-۲ سیگنال باقی مانده را می توان با معادله (۲۹-۲)

بیان نمود:

$$r(s) = A_M(s)y(s) - B_M(s)u(s) =$$

$$A_M(s) [G_p(s)[u(s) + f_u(s)] + n(s) + f_y(s)] - B_m(s)u(s) \quad (29-2)$$

اگر مدل ریاضی و مدل فیزیکی کاملاً بر هم منطبق باشند آنگاه سیگنال باقی مانده برابر با معادله (۳۰-۲)

خواهد بود:

$$r(s) = A_M(s) [n(s) + f_y(s)] + B_m(s)f_u(s) \quad (30-2)$$

همان طور که از معادله (۲-۳۰) دیده می شود، خطای جمع شونده در ورودی توسط چند جمله ای $B_m(s)$ مدل فیلتر می شود و همچنین خطای جمع شونده در خروجی نیز از فیلتر $A_M(s)$ عبور می کند و می تواند باعث افزایش درجه مشتق چند جمله ای گردد.

در این روش برای فرآیند های SISO فقط یک باقی مانده می توان تولید نمود و بنابر این تمایز بین خطا ها آسان نیست. آزادی بیشتر در طراحی معادلات توازن زمانی بدست می آید که برای فرآیند های SISO یا برای فرآیند های MIMO برای مدل زمان پیوسته سیگنال های میانی نیز قابل اندازه گیری باشند. [۲۴]

از این روش برای بررسی صحت مدل سازی فرآیند نیز استفاده می شود ، طراحی در این روش هم می تواند براساس معادلات حالت و هم براساس توابع تبدیل سیستم صورت بگیرد.

فصل سوم

طراحی فیلتر H_2/H_∞ جهت تشخیص خطای مقاوم

۱.۳ - مقدمه:

در این فصل روند طراحی فیلتر تشخیص خطای مقاوم به روش بهینه سازی H_2/H_∞ بیان می شود. ابتدا مفاهیم و نمادها استفاده شده در بخش طراحی معرفی و بیان می گردند و سپس مدل و مسئله طراحی فیلتر تشخیص خطای مقاوم بیان می شود و در قسمت های بعدی راه حل بهینه و تحلیلی H_2/H_∞ مورد بررسی قرار می گیرد.

۱.۱.۳ - ماتریس انتقال: اگر تحقق فضای حالت تابع تبدیل $G(s)$ به فرم زیر بیان گردد:

$$G(s) = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \quad (۱-۳)$$

به طوری که $G(s) = D + C(sI - A)^{-1}B$ آنگاه اگر مقدار D مخالف صفر باشد برای معکوس آن داریم:

$$G^{-1} = \begin{bmatrix} A - BD^{-1}C & -BD^{-1} \\ D^{-1}C & D^{-1} \end{bmatrix} \quad (۲-۳)$$

و $\tilde{G}(s) := G^T(-s)$ در نظر می گیریم. [۱۶]

۲.۱.۳ - نرم ها^{۲۶} در حالت پیوسته:

برای تابع تبدیل $G \in RH_2$ نرم دوم G ، به صورت زیر تعریف می گردد:

$$\|G\|_2 = \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \text{Trace}\{\tilde{G}(j\omega)G(j\omega)\}} \quad (۳-۳)$$

و برای $G \in RH_\infty$ ، نرم بینهایت به صورت زیر تعریف می شود:

²⁶ Norm

$$\|G\|_{\infty} = \sup \overline{\sigma}(G(j\omega)) \quad (4-3)$$

و همچنین H_{-} نیز برای G در همه فرکانس ها به صورت زیر تعریف می گردد:

$$\|G\|_{-} = \inf \underline{\sigma}(G(j\omega)) \quad (5-3)$$

فرض کنید A, Q و R ماتریس های حقیقی با ابعاد $n \times n$ به قسمی که Q و R ماتریس های متقارن می باشند، آنگاه معادله جبری ریکاتی در حالت پیوسته به فرم زیر خواهد بود:

$$A'X + XA + XRX + Q = 0 \quad (6-3)$$

ماتریس متقارن X جواب این معادله خواهد بود به شرط آنکه یک جواب پایدار برای $A+RX$ باشد.

۳.۱.۳ فاکتور اول چپ:^{۲۷}[۱۶]، [۲۰]

فرض کنید $P(s)$ تحقق ماتریس انتقال سره یک فضای حالت باشد آنگاه فاکتور اول چپ برای آن این گونه تعریف می گردد:

$$p = M^{-1}N \quad (7-3)$$

که $M, N \in RH_{\infty}$ هستند و فاکتور اول چپ می باشند آنگاه داریم:

$$P = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \quad (8-3)$$

که تحقق رویت پذیر P است و L نیز یک ماتریس با ابعاد مناسب است به قسمی که $A+LC$ پایدار باشد آنگاه فاکتور اول چپ آن از رابطه زیر بدست می آید:

$$[M \quad N] = \left[\begin{array}{cc|cc} A+LC & & L & B+LD \\ C & & I & D \end{array} \right] \quad (9-3)$$

²⁷ Left Coprime factorization

۴.۱.۳ - فاکتور طیفی^{۲۸}: (در حالت پیوسته) [۱۶]

فرض کنید $G(s)$ یک تابع انتقال سره با ماتریس های حالت زیر به قسمی که یک تحقق رویت پذیر

باشد:

$$G(s) = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}$$

و ماتریس D نیز دارای مرتبه کامل و ماتریس زیر نیز دارای مرتبه کامل به ازای همه فرکانس ها باشد:

$$\begin{bmatrix} A - j\omega I & B \\ C & D \end{bmatrix} \quad (۱۰-۳)$$

فرض کنید ماتریس $R = DD'$ و $Y > 0$ تعریف شوند به قسمی که یک جواب پایدار برای معادله ریکاتی

زیر خواهد بود: [۲۰]

$$(A - BD'R^{-1}C)X + X(A - BD'R^{-1}C)' - XC'R^{-1}CX + B(I - D'R^{-1}D)B' = 0 \quad (۱۱-۳)$$

به قسمی که $A - BD'R^{-1}C - XC'R^{-1}C$ پایدار باشد. آنگاه فاکتور طیفی به فرم زیر برقرار خواهد بود:

$$W\tilde{W} = G\tilde{G} \quad (۱۲-۳)$$

به قسمی که $W^{-1} \in RH_{\infty}$ و: [۲۳] ، [۲۱]

$$W = \begin{bmatrix} A & (BD' + XC')R^{-\frac{1}{2}} \\ C & R^{\frac{1}{2}} \end{bmatrix} \quad (۱۳-۳)$$

²⁸ Spectral factorization

۲.۳- بیان مسئله:

معادله حالت مربوط به سیستم خطی تغییرناپذیر با زمان در حالت پیوسته با در نظر گرفتن اغتشاش و خطا در زیر نشان داده شده است: [۲۴]

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + B_d d(t) + B_f f(t) \quad (۱۴-۳)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) + D_d d(t) + D_f f(t) \quad (۱۵-۳)$$

به قسمی که $x(t) \in R^n$ بردار حالت، $y(t) \in R^n$ خروجی قابل اندازه گیری، $d(t) \in R^{nd}$ نشان دهنده اغتشاش نامعین و ناشناخته و نویز قابل اندازه گیری هستند و $f(t) \in R^{nf}$ نشان دهنده بردار خطای سنسور، محرک و یا اجزای سیستم است. $f(t)$ ، $d(t)$ را می توان با توجه به موقعیت های مورد بررسی به شکل های دیگر نیز مدل نمود.

دو فرض معمول در مورد $f(t)$ ، $d(t)$ فرم زیر است:

(i) سیگنال های ناشناخته با انرژی و توان محدود

(ii) نویز سفید

فرضیات مختلف برای $f(t)$ ، $d(t)$ مسائل مختلف تشخیص خطا را بیان می کند که هر یک راه حل به خود را دارد.

باید یادآوری شود که همه اطلاعات اغتشاش و خطا در مدل سیستم گنجانده شده است. بنابراین هیچ مدل اضافی به شکل توابع وزنی برای خطا و اغتشاش وجود ندارد.

همه ماتریس های ضرایب در معادله (۱۴-۳) و (۱۵-۳) ثابت و مشخص فرض شده اند.

فرض ۱: ماتریس (A, C) سیستم رویت پذیر فرض شده است. البته این فرض برای همه سیستم های تشخیص خطا فرض می گردد. [۲۷]

فرض ۲: D_d دارای مرتبه کامل سطری^{۲۹} باشد به این معنا که $n_y < n_d$ باشد و این فرض به این معنی است که همه سیگنال های قابل اندازه گیری در خروجی ، توسط همه یا بعضی سیگنال های اغتشاش و نویز تحت تأثیر قرار می گیرند. این فرض در بررسی سیستم های کنترلی ، بدون آنکه کلیت مسئله را تحت تأثیر قرار دهد باید در نظر گرفته شود ، زیرا که در سیستم های عملی ، اندازه گیری بی عیب و نقص غیرممکن است و از طرفی دیگر فرض استقلال نویزهای قابل اندازه گیری نیز امری معقول است.

بنابراین فرض کامل بودن مرتبه D_d نیز معقول خواهد بود. اگر در مدل های ساده ، D_d دارای مرتبه کامل نباشد می توان برای رسیدن به این هدف به ماتریس D_d ستون هایی اضافه نمود تا این فرض برقرار گردد و طراحی سیستم تشخیص خطا امکان پذیر گردد.

برای مثال فرض کنید D_d دارای مرتبه کامل نباشد:

$$\tilde{d} = \begin{bmatrix} d \\ d_\varepsilon \end{bmatrix}, \quad \tilde{B}_d = [B_d \quad 0_{n \times n_y}], \quad \tilde{D}_d = [D_d \quad \in I_{n_y}]$$

برای $\varepsilon > 0$ آنگاه $\tilde{D}_d$ نیز دارای مرتبه کامل خواهد بود. [۲۶]

البته این فرض در بعضی کاربردها باعث ایجاد محدودیت هایی نیز می شود که در فرآیندهایی که اغتشاش خارجی و نویز قابل اندازه گیری ، دو سیگنال از دو گروه کاملاً متفاوت باشند ، خود را بیشتر نشان می دهد زیرا که تأثیر اغتشاشات و نویزها را نمی توان در یک ماتریس نشان داد.

²⁹ Full row rank

فرض ۳: ماتریس $\begin{bmatrix} A - j\omega L & B_d \\ C & D_d \end{bmatrix}$ به ازای همه فرکانس ها دارای مرتبه کامل سطری باشد این فرض معادل آن است که تابع انتقال تعریف شده $G_d := \begin{bmatrix} A & B_d \\ C & D_d \end{bmatrix}$ هیچ صفری روی محور موهومی نداشته باشد.

با تبدیل لاپلاس گرفتن از معادله (۳-۱۵) معادله ورودی خروجی سیستم به شکل زیر خواهد بود:

$$y = G_u u + G_d d + G_f f \quad (۳-۱۶)$$

به قسمی که G_u, G_d, G_f دارای ابعاد مناسب با توجه به معادلات فضای حالت هستند و تحقق آنها نیز به شکل زیر قابل دسترس خواهد بود:

$$\begin{bmatrix} G_u & G_d & G_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B & B_d & B_f \\ C & D & D_d & D_d \end{bmatrix} \quad (۳-۱۷)$$

دقت شود که توابع تبدیل G_u, G_d, G_f ماتریس های A, C مشترکی دارند و با توجه به رابطه فاکتور اول چپ برای این سیستم داریم:

$$\begin{bmatrix} G_u & G_d & G_f \end{bmatrix} = M^{-1} \begin{bmatrix} N_u & N_d & N_f \end{bmatrix} \quad (۳-۱۸)$$

که می توان نوشت:

$$\begin{bmatrix} M & N_u & N_d & N_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A + LC & L & B + LD & B_d + LD_d & B_f + LD_f \\ C & I & D & D_d & D_f \end{bmatrix} \quad (۳-۱۹)$$

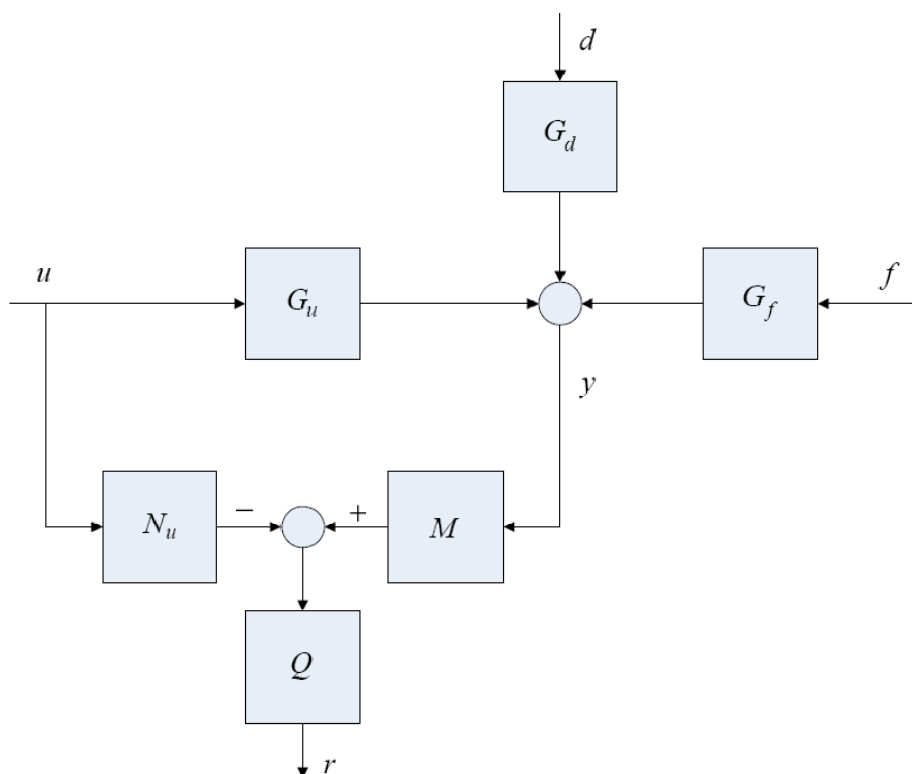
ماتریس L به گونه ای انتخاب می شود که ماتریس $A+LC$ پایدار باشد. برای بررسی پایداری کافیت مقادیر ویژه ماتریس را بدست آورده و منفی بودن آن را بررسی نمائید. اگر منفی باشند ماتریس پایدار در غیر این صورت ناپایدار خواهد بود. [۲۸]

با انجام محاسبات جبری برای باقیمانده می توان به معادله زیر رسید:

$$r = Q(My - N_u u) = Q[M \quad -N_u] \begin{bmatrix} y \\ u \end{bmatrix} \quad (20-3)$$

که r بردار تشخیص خطا و Q یک ماتریس فضای حالت پایدار است که باید طراحی شود. ساختار کلی

فیلتر در شکل ۱-۳ نشان داده شده است: [۲۴]، [۲۵]



شکل ۱-۳ ساختار کلی سیستم تشخیص خطای مقاوم

حال اگر معادله (۱۸-۳) را در معادله (۲۰-۳) جایگذاری نمائید آنگاه معادلات مربوط به سیگنال باقی

مانده به فرم زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} r &= Q(My - N_u u) = Q[M(G_u u + G_d d + G_f f) - N_u u] \\ &= Q[(N_u u + N_d d + N_f f) - N_u u] = QN_d d + QN_f f \end{aligned} \quad (21-3)$$

و در نهایت به رابطه زیر خواهید رسید:

$$r = Q[N_d \ N_f] \begin{bmatrix} d \\ f \end{bmatrix} = QN_d d + QN_f f \quad (22-3)$$

دقت شود که تابع تبدیل به دست آمده از سیگنال اغتشاش و خطا به سیگنال باقی مانده توسط G_{rd} و G_{rf} قابل بیان است:

$$G_{rd} = QN_d \quad , \quad G_{rf} = QN_f \quad (23-3)$$

همان طور که قبلاً بحث شده بود، یک فیلتر تشخیص خطای مناسب نیاز به مصالحه بین دو هدف دارد که این دو هدف در تناقض کامل با هم می باشند که هدف اول، مقاوم بودن به حذف اغتشاش و هدف دوم حساس بودن به خطا است. برای رسیدن به مقاومت خوب در مقابل اغتشاش، اثر اغتشاش بر روی سیگنال خروجی باقی مانده باید حداقل گردد. از طرف دیگر سیگنال باقی مانده تا جایی که امکان دارد باید به خطا حساس باشد. به همین دلیل شاخص H_- یک مقدار سنجش مناسب برای تابع انتقال بهره کوچک است و از طرفی اگر بتوان $f(t)$ را به صورت یک سیگنال با انرژی یا توان محدود مدل کرد $\|G_{rf}\|_-$ یک معیار سنجش مناسب برای حساسیت تشخیص خطای سیستم است اما از آنجائیکه این معیار برای اکثر توابع تبدیل به آسانی قابل محاسبه نیست، هدف طراحی سیستم تشخیص خطا با مشکل رو به رو خواهد شد. [۸]

اگر $d(t)$ را بتوان به صورت یک سیگنال با انرژی نا مشخص و یا توان محدود مدل کرد آنگاه نرم بینهایت تابع انتقال متناظر با آن به عنوان مقبول ترین پارامتر سنجش است و $\|G_{rd}\|_\infty$ نشان دهنده بهترین رفتار حذف اغتشاش سیستم است. از طرف دیگر اگر $d(t)$ و یا $f(t)$ نویز سفید باشند نرم ۲ در تابع انتقال G_{rd} و یا G_{rf} به نظر می رسند که می توانند معیارهای مناسبی برای طراحی سیستم تشخیص خطا باشند.

در این قسمت مسئله طراحی فیلتر تشخیص خطا به صورت فرموله بیان می گردد:

۳.۳ - طراحی فیلتر تشخیص خطا به روش $(\frac{H_2}{H_\infty})$: سیستم تحت نامعینی را به صورت

معادلات (۳-۱۴) و (۳-۱۵) در نظر بگیرید و گاما هم به عنوان سطح آستانه حذف اغتشاش برای سیستم

تشخیص خطا در نظر گرفته شده است و هدف یافتن فیلتر بهینه Q به نحوی است که $\|G_{rd}\|_\infty < \gamma$

و $\|G_{rf}\|_2$ به بیشترین مقدار خود برسد که با رسیدن به این منظور در صورت بروز اغتشاش سیستم

کمترین عکس العمل و در صورت بروز خطا بیشترین عکس العمل را از خود نشان می دهد. [۲۶] ، [۲۷]

$$\max_{n_y \times n_y} \{ \|QN_f\|_2 : \|QN_d\|_\infty \leq \gamma \} \quad (۳-۲۴)$$

نکته: فرض کنید که G_d را بتوان به فرم زیر نوشت:

$$G_d = M^{-1}N_d$$

به قسمی که $M, N_d \in R_{H_\infty}$ باشند آنگاه N_d هیچ صفر انتقالی روی محور $j\omega$ نخواهد داشت یا به طور

معادل برای هر ماتریس L با ابعاد مناسب ماتریس زیر دارای مرتبه کامل سطری به ازای همه فرکانس ها

در فضای R باشد:

$$\begin{bmatrix} A + LC_{j\omega I} & B_d + LD_d \\ C & D_d \end{bmatrix} \quad (۳-۲۵)$$

نکته : فرض کنید معادلات توصیف کننده سیستم به صورت (۳-۱۴) و (۳-۱۵) در اختیار باشد و بتوان آن

را به فرم:

$$G_d = M^{-1}N_d$$

به وسیله هر فاکتور کوپریم چپ نوشت. آنگاه ماتریس انتقال مربعی $V \in R_H$ به گونه ای موجود است که

$V^{-1} \in R_H$ آنگاه می توان نوشت:

$$V\tilde{V} = N_d\tilde{N}_d \quad (۲۶-۳)$$

به ویژه اگر نمایش ماتریسی N_d در دسترس باشد ، آنگاه نمایش فضای حالت V را می توان به صورت زیر نشان داد:

$$v = \left[\begin{array}{c|c} A + LC & (L - L_0)R_d^{\frac{1}{2}} \\ \hline C & R_d^{\frac{1}{2}} \end{array} \right] \quad (۲۷-۳)$$

به نحوی که برای V^{-1} داریم:

$$V^{-1} = \left[\begin{array}{cc} A + L_0C & L_0 - L \\ R_d^{-\frac{1}{2}}C & R_d^{-\frac{1}{2}} \end{array} \right] \quad (۲۸-۳)$$

به نحوی که $R_d := D_d D_d' > 0$ و $Y > 0$ یک جواب پایدار برای معادله ریکاتی زیر است: [۲۶]

$$(A - B_d D_d' R_d^{-1} C)Y + Y(A - B_d D_d' R_d^{-1} C) - Y C' R_d^{-1} C Y + B_d(I - D_d' R_d^{-1} D_d)B_d' = 0 \quad (۲۹-۳)$$

به طوری که $A - B_d D_d' R_d^{-1} C - Y C' R_d^{-1} C$ پایدار باشد ، آنگاه ماتریس L_0 را می توان به صورت زیر بیان کرد: [۲۶]، [۲۸]

$$L_0 := -(B_d D_d' + Y C') R_d^{-1} \quad (۳۰-۳)$$

نکته: فرض کنید معادلات (۳-۱۴) و (۳-۱۵) برای بیان سیستم حکم فرما باشد و $V, V^{-1} \in R_H$ قابل تعریف هستند به گونه ای که معادله زیر قابل بیان باشند:

$$Q = \psi V^{-1} \quad (۳۱-۳)$$

برای $\psi \in R_H$ داریم $\tilde{N}_f = v^{-1} N_f$. آنگاه مسئله تشخیص خطا تبدیل به مسئله زیر می شود:

$$\max_{n_y \times n_y} \{ \|\Psi \tilde{N}_f\|_2 : \|\Psi\|_2 \leq \gamma \} \quad (32-3)$$

در این قسمت با توجه به فرمول ها و مفاهیم ارائه شده در قسمت قبل، راه حل مناسبی برای طراحی فیلتر تشخیص خطا به صورت جامع ارائه خواهد شد.

گام اول:

فرض کنید که معادلات (3-14) و (3-15) بر سیستم حاکم باشد و ماتریس ها بیان شده در معادلات به طور کامل و دقیق مشخص و معین باشند: [27]، [29]

$$\begin{bmatrix} G_u & G_d & G_f \end{bmatrix} = M^{-1} \begin{bmatrix} N_u & N_d & N_f \end{bmatrix}$$

که یک فاکتور کوپریم چپ برای بیان این سیستم می باشند و $V \in R_H$ نیز یک ماتریس انتقال مربعی است به گونه ای که $V^{-1} \in R_H$ و $V \tilde{V} = N_d \tilde{N}_d$ آنگاه داریم:

$$\max_{n_y \times n_y} = \{ \|\mathbf{Q} \mathbf{N}_f\|_2 : \|\mathbf{Q} \mathbf{N}_d\|_\infty \leq \gamma \} = \gamma \|\mathbf{V}^{-1} \mathbf{N}_f\|_2 \quad (33-3)$$

و فیلتر تشخیص خطای بهینه نیز با توجه به مسئله بیان شده در قسمت های قبل به شکل زیر بدست می آید:

$$\mathbf{r} = \mathbf{Q}_{opt} [\mathbf{M} - \mathbf{N}_u] \begin{bmatrix} \mathbf{y} \\ \mathbf{u} \end{bmatrix} \quad (34-3)$$

به قسمی که :

$$\mathbf{Q}_{opt} = \gamma \mathbf{V}^{-1} \quad (35-3)$$

نکته: دقت شود فیلتر تشخیص خطای بهینه تولید شده توسط رابطه بالا به B_f, D_f هیچگونه وابستگی ندارد، اما این به این معنی نیست که در طراحی فیلتر به G_f وابستگی ندارد، زیرا که ماتریس های A, C جز تشکیل دهنده G_f هستند. از طرف دیگر $\|QN_f\|$ به طور مستقیم به مرتبه D_f بستگی دارد. [۲۷]

گام دوم:

فرض کنید سیستم فرآیند مورد نظر را بتوان با معادلات (۳-۱۴) و (۳-۱۵) بیان کرد و داریم $R_d := D_d D_d' > 0$ و $Y > 0$ یک پاسخ پایدار برای معادلات ریکاتی باشد. [۲۷]، [۲۹]

$$(A - B_d D_d' R_d^{-1} C)Y + Y(A - B_d D_d' R_d^{-1} C) - Y C' R_d^{-1} C Y + B_d (I - D_d' R_d^{-1} D_d) B_d' = 0$$

به طوری که $A - B_d D_d' R_d^{-1} C - Y C' R_d^{-1} C$: پایدار گردد آنگاه داریم: [۲۶]، [۲۴]

$$L_0 := -(B_d D_d' + Y C') R_d^{-1} \quad (۳-۳۶)$$

به گونه ای که می توان برای باقی مانده نشان داد که می شود:

$$r = Q(My - N_u u) = Q_{opt} \begin{bmatrix} M & -N_u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ u \end{bmatrix}$$

و برای آن داریم:

$$Q_{opt} [M - N_u] = \gamma \begin{bmatrix} A + L_0 C & -L_0 & B + L_0 D \\ -R_d^{-\frac{1}{2}} & R_d^{-\frac{1}{2}} & -R_d^{-\frac{1}{2}} D \end{bmatrix} \quad (۳-۳۷)$$

$$V^{-1}N_f = \begin{bmatrix} A + L_0C & B_f + L_0D_f \\ R_d^{-\frac{1}{2}}C & R_d^{-\frac{1}{2}}D_f \end{bmatrix} \quad (38-3)$$

از طرف دیگر فیلتر بهینه تشخیص خطا معادل تشخیص خطا با استفاده از رویتگر به شکل زیر خواهد

بود:

$$\hat{x}(t) = (A + L_0C)\hat{x}(t) - L_0y(t) + (B + L_0D)u(t) \quad (39-3)$$

نکته: باید دقت شود که اگر $D_f \neq 0$ ، آنگاه:

$$\max_{n_y \times n_y} = \{\|QN_f\|_2 : \|QN_d\|_\infty \leq \gamma\} = \gamma \|V^{-1}N_f\|_2 = \infty \quad (40-3)$$

این بدین معنی است که این فیلتر بهینه، نسبت به خطای سنسوری خیلی خیلی حساس خواهد بود. [۲۵]

، [۲۶]

فصل چهارم

نتایج شبیه سازی

۱.۴ - مقدمه:

امروزه سیستم های کنترلی مدرنی در سرتاسر جهان به کار برده می شوند که یکی از پرکاربرد ترین سیستم های کنترلی ، سیستم های کنترل هواپیماست. این سیستم از آن جهت مورد توجه قرار گرفته است که بروز خطا در این سیستم ها و عدم شناسایی به موقع آن می تواند صدمات و آسیب های جبران ناپذیری را وارد کند. سیستم ها کنترلی هواپیما به دو دسته کلی تقسیم بندی می شوند:

- ۱- هواپیماهای نظامی و بدون سرنشین: از ویژگی های این فرآیندهای کنترلی می توان به سرعت بالای سیستم آن و وجود نویز و اغتشاش بسیار در آن اشاره کرد.
- ۲- هواپیماهای مسافربری: سیستم ها کنترلی در این گروه از فرآیند ها دارای پاسخ های سیستمی کندی می باشند و به همین جهت وجود یک سیستم تشخیص خطای سریع و دقیق می تواند وجود خطا را قبل از آنکه فاجعه ای به وجود آید براحتی تشخیص دهد.

با توجه به اهمیت اقتصادی و اجتماعی سیستم های کنترلی هواپیماها در ادامه سیستم کنترلی هواپیمای مسافربری بوئینگ ۷۴۷ مورد بررسی قرار می گیرد و روند طراحی فیلتر تشخیص خطای مقاوم نشان داده خواهد شد. در پایان نیز با اعمال خطا و اغتشاش به سیستم ، پاسخ این فیلتر نمایش داده می شود.

۲.۴ بررسی هواپیما بوئینگ ۷۴۷

منظور از سیستم کنترلی یک هواپیما، کنترل پارامترهای مهم در پرواز است که مهمترین آنها ارتفاع ، جهت پرواز و سرعت آن می باشد. با توجه به نوع حرکت هواپیما سه زاویه مهم برای تعیین جهت هواپیما در نظر گرفته شده است که متناظر با ۳ جهت قابل حرکت برای یک هواپیماست.

برای یک هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ ، ۱۰ متغیر حالت می‌توان در نظر گرفت که به شکل زیر قابل بیان می‌باشند:

۱- میزان پیچ

۲- میزان رول

۳- میزان یاو

۴- سرعت واقعی

۵- زاویه سطح آیرودینامیکی نوک هواپیما با باد

۶- زاویه انحراف جانبی

۷- زاویه پیچ

۸- زاویه رول

۹- زاویه یاو

۱۰- ارتفاع از سطح دریا

برای این سیستم ۸ ورودی و دو خروجی در نظر گرفته شده است و مراحل طراحی فیلتر تشخیص خطا برای یک سیستم ۸ ورودی و ۲ خروجی بیان شده است. خروجی های در نظر گرفته شده میزان رول و سرعت واقعی سیستم می باشند.

۱.۲.۴ - بیان ریاضی مسئله:

مدل خطی شده سیستم با ۱۰ متغیر حالت، ۸ ورودی و ۲ خروجی مطابق معادله (۳-۱۴) و (۳-۱۵) به

فرم زیر بیان می گردد: [۳۰]

$$A = \begin{bmatrix} -79962 & 0 & .31731 & 0 & 0 & -3.2597 & 0 & 0 & -.00001 & 0 \\ 0 & -.69185 & 0 & -7.7746 \times 10^{-6} & -1.2034 & 0 & 0 & 0 & 0 & .0001 \\ -.024198 & 0 & -.15071 & 0 & 0 & 1.1682 & -.002 & 0 & 0 & .000001 \\ 0 & -.081745 & 0 & -.0054 & 5.7634 & 0 & 0 & -9.785 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0021 & 0 & -3.87 \times 10^{-4} & -.50424 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ .027569 & 0 & -.99552 & 0 & 0 & -.09941 & .04218 & 0 & 0 & .001 \\ 1 & 0 & .027603 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -.00001 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & .000001 & 0 \\ .00001 & 0 & 0 & 0 & -232.49 & 0 & 0 & 232.49 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & .23 & .06 & 0 & 5.3 \times 10^{-8} & 0.3 \times 10^{-8} & -.3 \times 10^{-8} & -5.3 \times 10^{-8} \\ 2.3 & -1.7 \times 10^{-13} & -1.2 \times 10^{-13} & 4.3 & 2.1 \times 10^{-8} & 5.6 \times 10^{-8} & 5.6 \times 10^{-8} & 21 \times 10^{-8} \\ 0 & .014 & -.22 & 0 & 3.1 \times 10^{-8} & 1.8 \times 10^{-8} & -1.8 \times 10^{-8} & -3.1 \times 10^{-8} \\ 0 & 0 & 5.5 \times 10^{-13} & 0 & 3.3 \times 10^{-6} & 3.3 \times 10^{-6} & 3.3 \times 10^{-6} & 3.3 \times 10^{-6} \\ .046 & 0 & 0 & .09 & -.1 \times 10^{-8} & -.1 \times 10^{-8} & -.1 \times 10^{-8} & -.1 \times 10^{-8} \\ 0 & 0 & .0036 & 0 & .5 \times 10^{-8} & .5 \times 10^{-8} & -.5 \times 10^{-8} & -.5 \times 10^{-8} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

$$B_d = \begin{bmatrix} 0 & .00541 \\ 0 & .2212 \\ -.009843 & 1 \\ -.09 & -.5 \\ .03 & 0 \\ .0011 & .002286 \\ .13 & .45 \\ .00222 & -3.21 \\ .0021 & -.0022 \\ .0011 & .031 \end{bmatrix}$$

$$D_d = \begin{bmatrix} .012 & -.99 \\ -.0034 & .43 \end{bmatrix}$$

$$B_f = \begin{bmatrix} 0 & 1.34 \\ .70056 & 2 \\ -.3 & .000451 \\ -.9 & -.5 \\ .03 & 1.1 \\ -.671 & 2.2 \\ 1.03 & .45 \\ 2.2 & -3.21 \\ .21 & -.22 \\ .11 & .31 \end{bmatrix}$$

$$D_d = \begin{bmatrix} .012 & -.99 \\ -.0034 & .43 \end{bmatrix}$$

بقیه ماتریس ها صفر در نظر گرفته شده اند.

در مرحله اول رویت پذیری و کنترل پذیری سیستم با بررسی مرتبه ماتریس های کنترل پذیری و رویت پذیری انجام گرفت و هر دو ماتریس از مرتبه کامل ۱۰ برخوردار هستند. با توجه به معادلات (۷-۳) و (۹-۳) باید فاکتور کوپریم چپ برای سیستم پیدا نمود تا بتوان آنرا به فرم زیر نوشت:

$$[G_u \quad G_d \quad G_f] = M^{-1}[N_u \quad N_d \quad N_f]$$

برای این کار ابتدا باید ماتریس L را به گونه ای پیدا کرد تا ماتریس $A+LC$ یک ماتریس پایدار باشد. ماتریس L به صورت زیر در نظر گرفته شده است و در نهایت نیز مقادیر ویژه ماتریس $A+LC$ نشان دهنده پایداری این ماتریس می باشد.

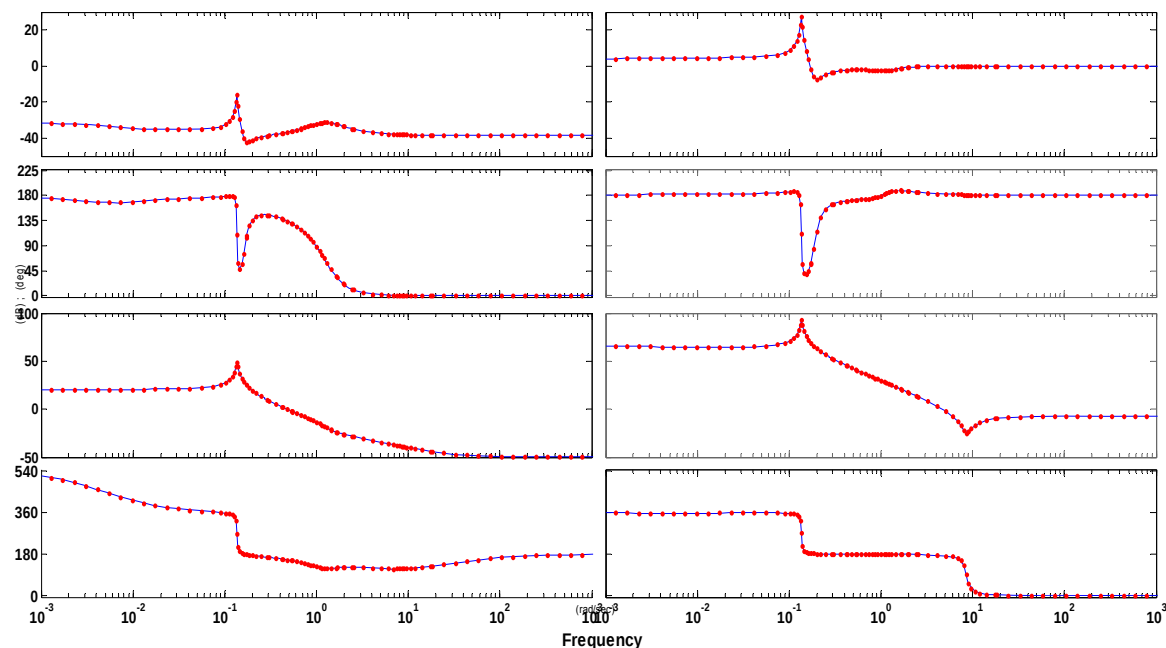
$$l = \begin{bmatrix} -0.0002 & 0.0005 \\ -0.001 & 0.003 \\ 0.0001 & -0.001 \\ 0.0004 & 0.01 \\ 0.0004 & -0.001 \\ -0.2 & -0.7 \\ 0.01 & -0.01 \\ -3 & 0.01 \\ 0.1 & 0.01 \\ -0.0001 & 0.1 \end{bmatrix}$$

مقادیر ویژه ماتریس $A+LC$ نیز در زیر قابل مشاهده است که بیانگر پایداری ماتریس $A+LC$ می باشد:

$$\text{eig}(A + LC) = \begin{bmatrix} -0.085175 + 1.14504i \\ -0.085175 - 1.14504i \\ -0.87083 \\ -0.57216 + 1.086579i \\ -0.57216 - 1.0865i \\ -0.02350 + 0.3399i \\ -0.02350 - 0.33993i \\ -0.009073 \\ -0.000046 \\ -0.000585 \end{bmatrix}$$

برای نشان دادن صحت عملکرد فاکتور اول چپ ، دیاگرام بود تابع تبدیل G_d به صورت خط پیوسته و

همچنین با توجه به رابطه $M^{-1}N_d$ رسم شده است که کاملاً بر هم منطبق می باشند.



شکل ۴-۱ صحت عملکرد کوپریم اول طراحی شده

برای بدست آوردن فیلتر مناسب جهت تشخیص خطا با توجه به معادله (۳-۱۸) نیاز به حل معادله

ریکاتی (۳-۲۹) می باشد. این معادله با استفاده از دستور care قابل حل است ، که جواب این معادله یک

ماتریس 10×10 بوده و باید در شرط معادله (۳-۲۹) صدق نماید به همین جهت در گام بعد ، این کار با

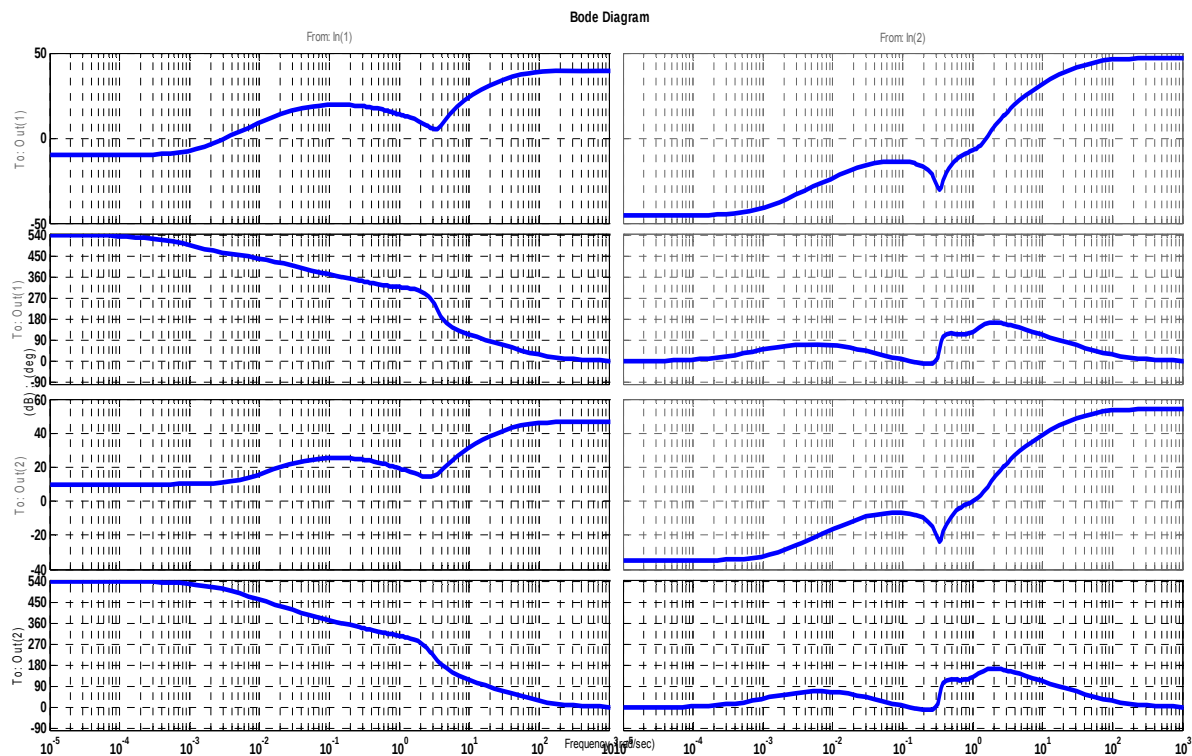
بررسی مقادیر ویژه ماتریس مورد نظر صورت می پذیرد. همه مقادیر منفی می باشند. حال با جایگذاری ماتریس بدست آمده از حل معادله ریکاتی در معادله (۳-۳۰) ماتریس L_0 به صورت زیر قابل تعریف است.

$$\text{eig}(A - B D_d' R_d^{-1} C - Y C' R_d^{-1} C) = \begin{bmatrix} -46.2241 \\ -5.8468 \\ -0.08488 + 1.1450103i \\ -0.084884 - 1.145010i \\ -0.870857 \\ -1.1324 \\ -0.48579 \\ -0.0090 \\ -0.000046 \\ -0.035028 \end{bmatrix}$$

$$L_0 = 10^2 \times \begin{bmatrix} -0.0682 & -0.15714 \\ -0.01689 & -0.044031 \\ -0.00486 & -0.03444 \\ -0.22581 & -0.50833 \\ -0.042853 & -0.09866 \\ 0.022579 & 0.05203 \\ 0.14177 & 0.315911 \\ 0.081158 & 0.26150 \\ -0.017385 & -0.03997 \\ -4.00099 & -9.20965 \end{bmatrix}$$

حال با استفاده از ماتریس بهره بدست آمده از حل معادله ریکاتی با استفاده از رابطه (۳-۳۷) می توان فیلتر نهایی را تعیین کرد. فیلتر نهایی یک تابع تبدیل 2×2 است که اختلاف سیگنال مدل واقعی و مدل ریاضی را دریافت کرده و باقی مانده نهایی را تولید می کند. با تحلیل و آنالیز سیگنال باقی مانده می توان به زمان ورود خطا در سیستم پی برد.

دیاگرام بود فیلتر نهایی در شکل ۴-۲ نشان داده شده است.



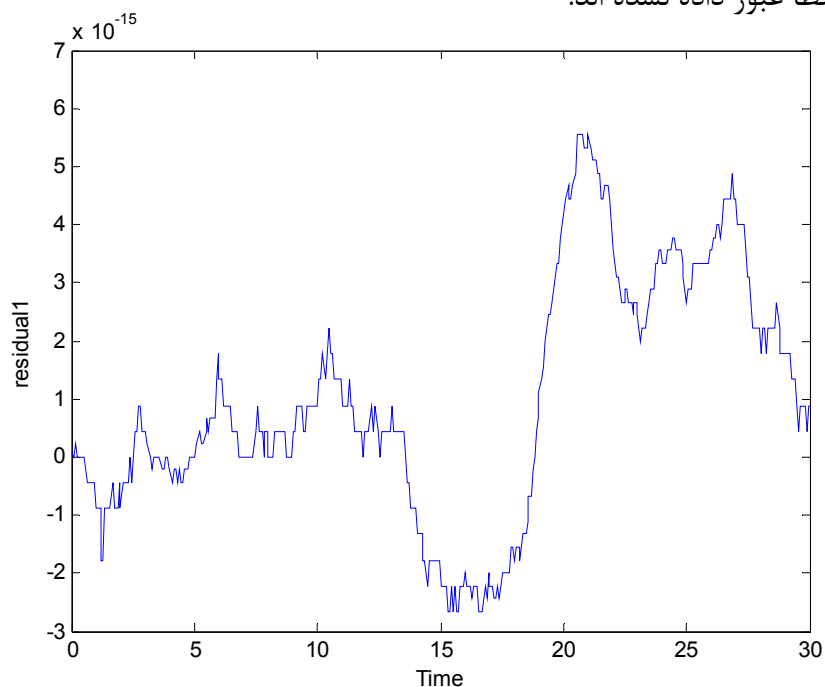
شکل ۴-۲ دیاگرام بود فیلتر طراحی شده

مدار کنترلی سیستم مطابق شکل ۳-۱ بسته و نمودارهای خروجی این سیستم را می توان مطابق شکل های زیر بدست آورد. برای تحلیل بهتر سیستم و نشان دادن کارآمدی فیلتر تشخیص خطای طراحی شده، سیگنال های قبل و بعد فیلتر با هم مقایسه می شوند و همچنین انواع سیگنال های مختلف به عنوان خطا به سیستم اعمال شده و عملکرد این فیلتر در مقابل انواع ورودی های خطا مورد بررسی قرار می گیرد.

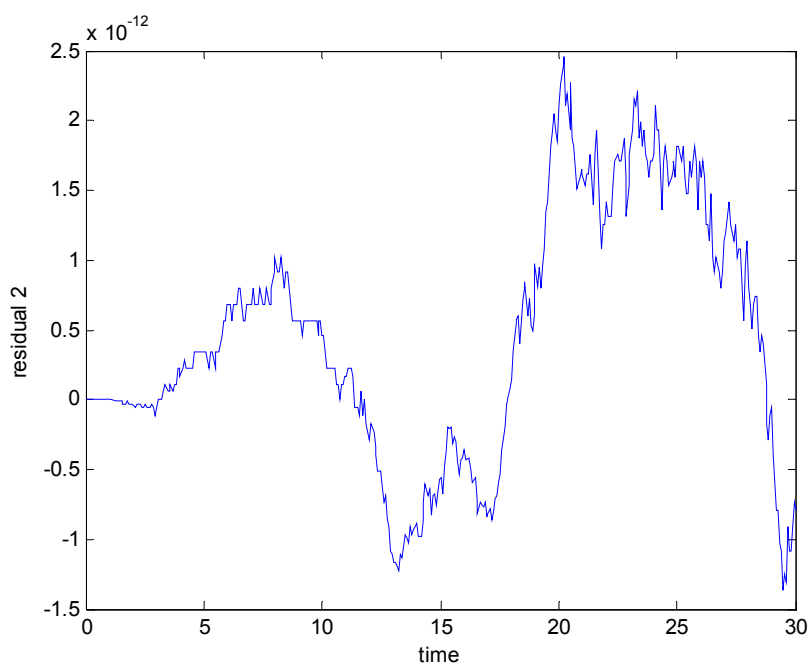
در شرایط عادی کاری سیستم، که هیچ گونه خطا و اغتشاشی به سیستم اعمال نشده است ، انتظار بر این است که سیگنال باقی مانده برابر با صفر باشد ، که با توجه به سیگنال های نشان داده شده نیز این نتیجه بدست آمده است. از آنجائیکه دو متغیر حالت به عنوان ورودی برای سیستم تشخیص خطا در نظر گرفته شده است ، نمودار هر دو سیگنال در ادامه نشان داده خواهد شد. ابتدا سیگنال اغتشاش قبل از فیلتر و سپس همان سیگنال با عبور از فیلتر طراحی شده برای تشخیص خطا نشان داده می شود.

سیگنال شکل ۳-۴ و ۴-۴ نشان دهنده سیگنال باقی مانده در حالت عادی سیستم می باشد که از

فیلتر تشخیص خطا عبور داده نشده اند.

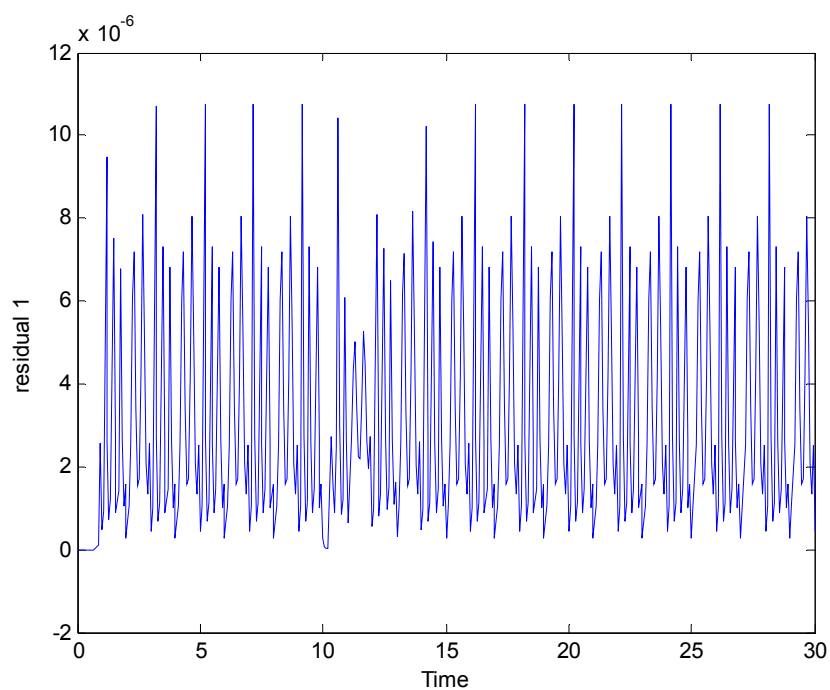


شکل ۳-۴ اولین سیگنال تفاضلی قبل از فیلتر، بدون خطا و اغتشاش

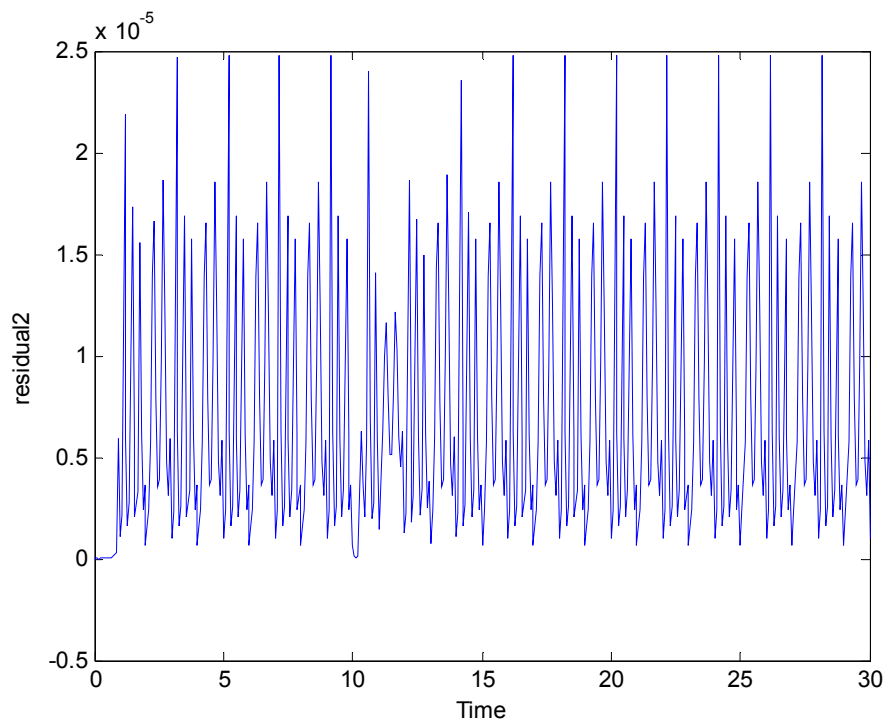


شکل ۴-۴ دومین سیگنال تفاضلی قبل از فیلتر، بدون خطا و اغتشاش

در شکل های ۴-۵ و ۴-۶ سیگنال باقی مانده را پس از عبور از فیلتر تشخیص خطا نشان می دهند.



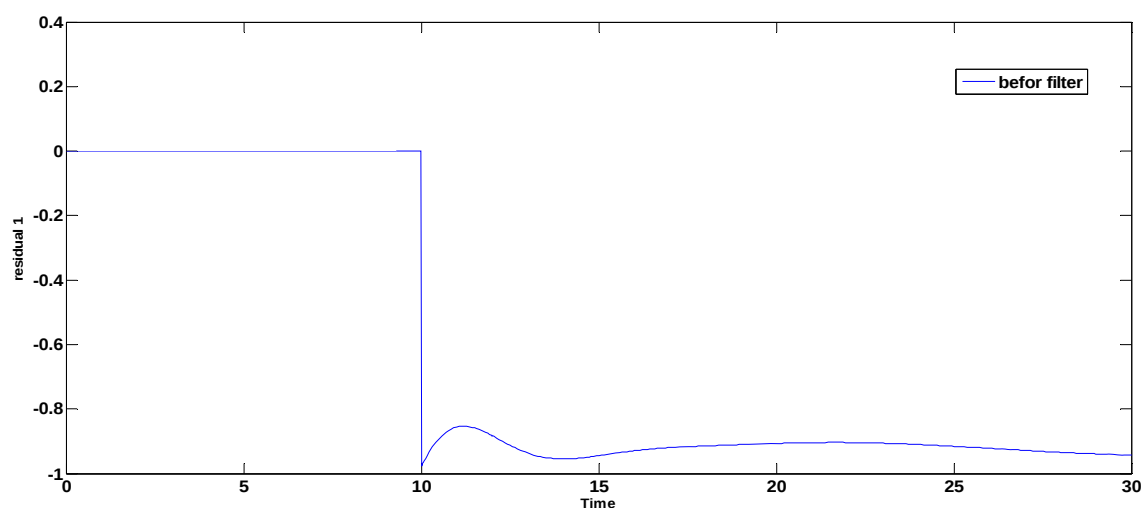
شکل ۴-۵ اولین سیگنال باقی مانده با عبور از فیلتر بدون خطا و اغتشاش



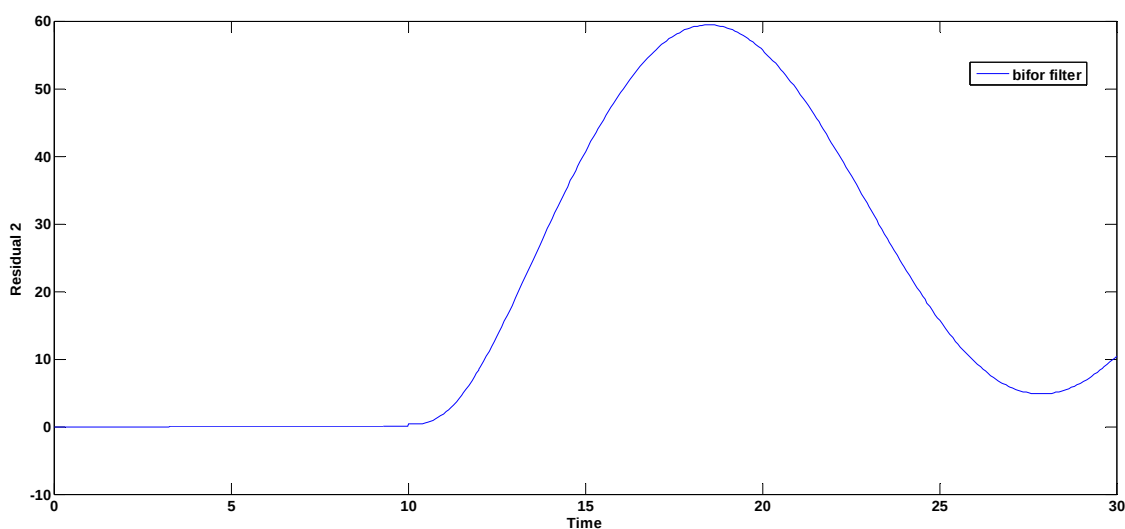
شکل ۴-۶ دومین سیگنال باقی مانده با عبور از فیلتر بدون خطا و اغتشاش

۳.۴- خطا و اغتشاش پله واحد

در مرحله بعد برای تست این سیستم، سیگنال اغتشاش از نوع پله با دامنه یک در زمان ۱۰ ثانیه به سیستم اعمال می‌شود، رفتار سیگنال‌های باقی مانده قبل از فیلتر مطابق با شکل‌های ۴-۷ و ۴-۸ خواهد بود و مهم‌ترین قسمت یک سیگنال باقی مانده همان لحظه ورودی سیگنال اغتشاش است. زیرا عکس العمل سریع در سیستم‌های تشخیص از فاکتورهای مهم عملکرد سیستم است و در بیشتر موارد بیشترین دامنه ایجاد شده در سیگنال باقی مانده نیز در همان لحظه ورودی سیگنال اغتشاش است.



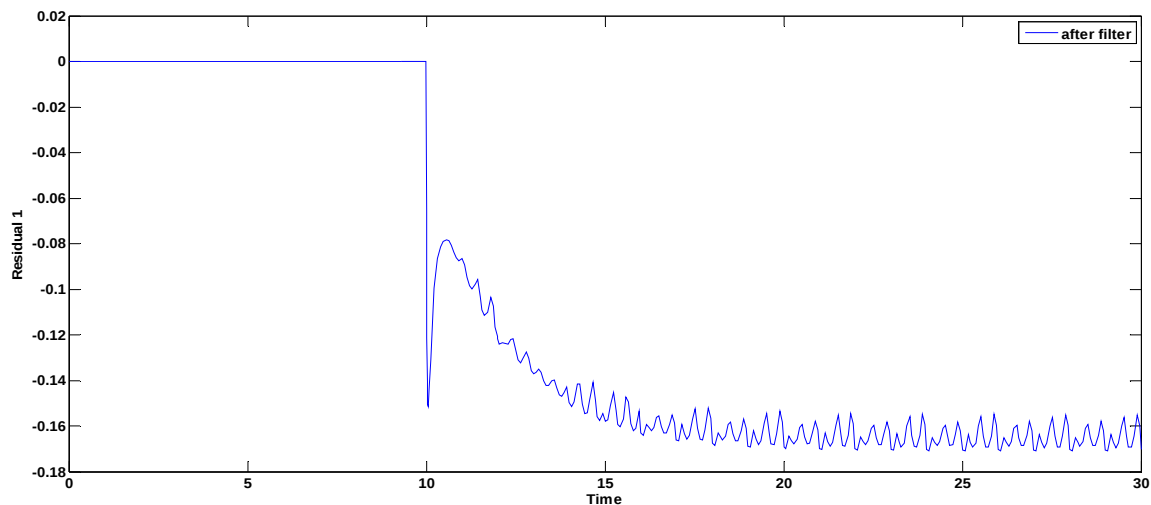
شکل ۴-۷ اولین سیگنال باقی مانده با ورودی اغتشاش قبل از فیلتر بدون خطا



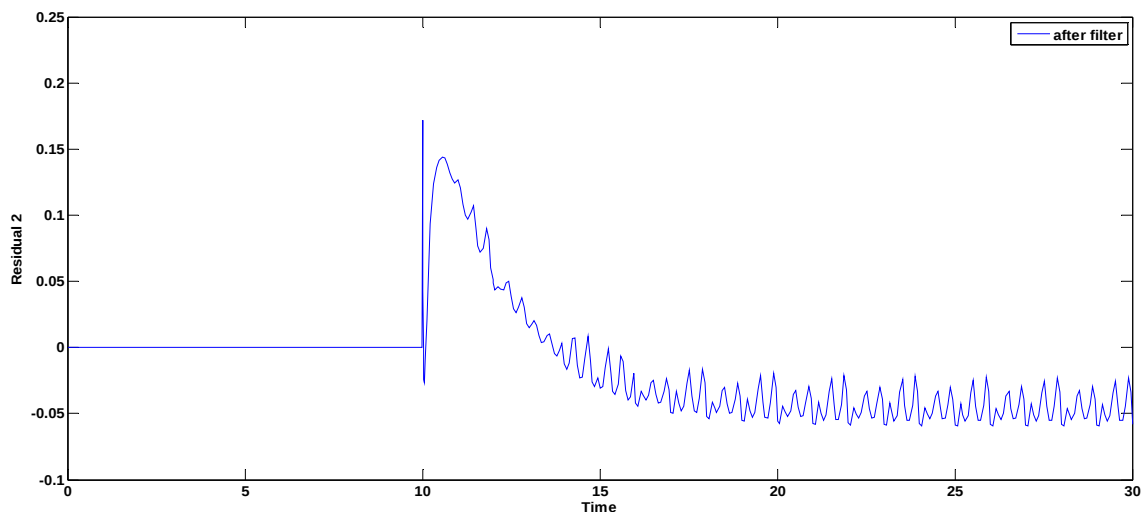
شکل ۴-۸ دومین سیگنال باقی مانده با ورودی اغتشاش قبل از فیلتر بدون خطا

حال سیگنال نهایی باقی مانده از فیلتر تشخیص خطای طراحی شده عبور داده می شود، رفتار سیگنال

باقی مانده در شکل ۹-۴ و ۱۰-۴ نشان داده شده است:



شکل ۹-۴ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش پس از عبور از فیلتر بدون خطا



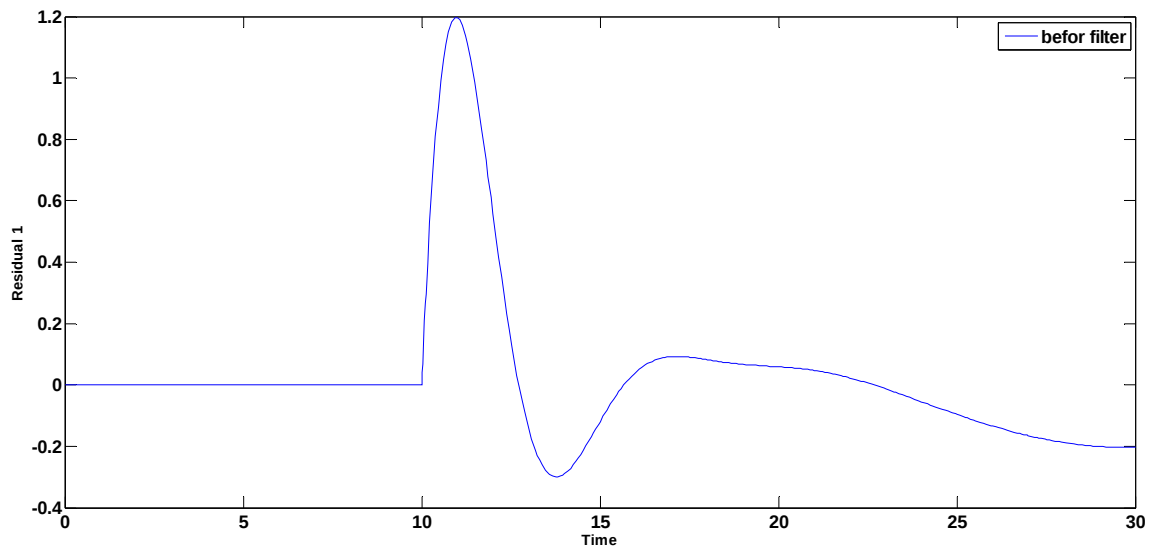
شکل ۱۰-۴ دومین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش پس از عبور از فیلتر بدون خطا

همان طور که در مقایسه نمودارهای بالا دیده می شود سیگنال اغتشاش با عبور از این فیلتر تضعیف

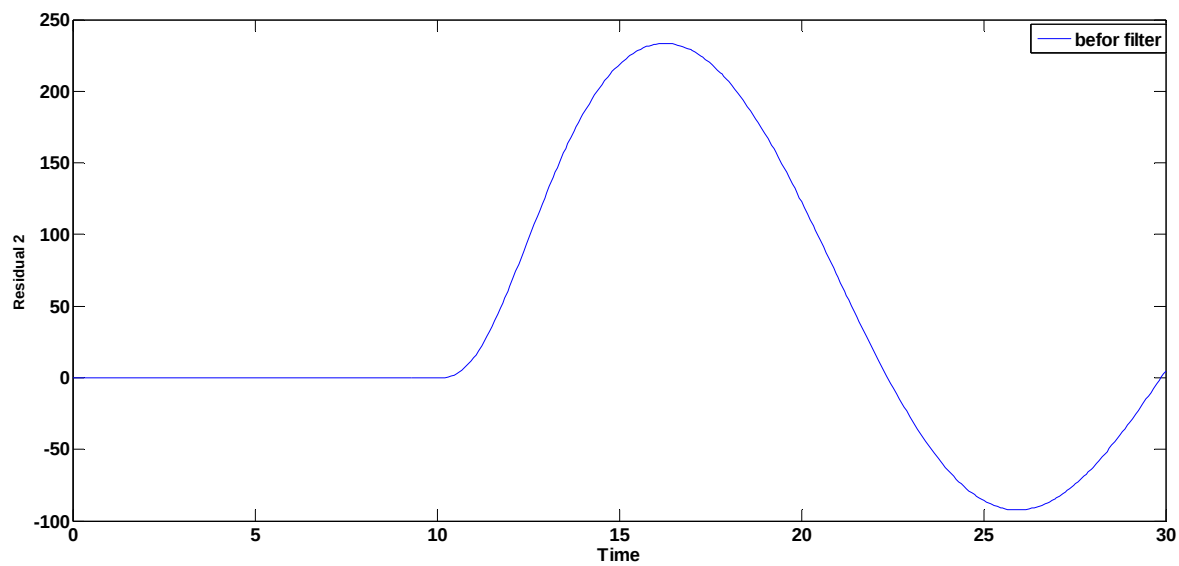
شده است. این نمودار نشان دهنده عملکرد مطلوب فیلتر تشخیص خطای طراحی شده است. حال سیگنال

خطا از جنس پله با دامنه یک در ثانیه ۱۰ اعمال می شود و رفتار سیگنال باقی مانده تولید شده توسط

سیستم تشخیص خطا، بعد از فیلتر و همچنین قبل از فیلتر در شکل ۱۱-۴ و ۱۲-۴ نشان داده شده است.

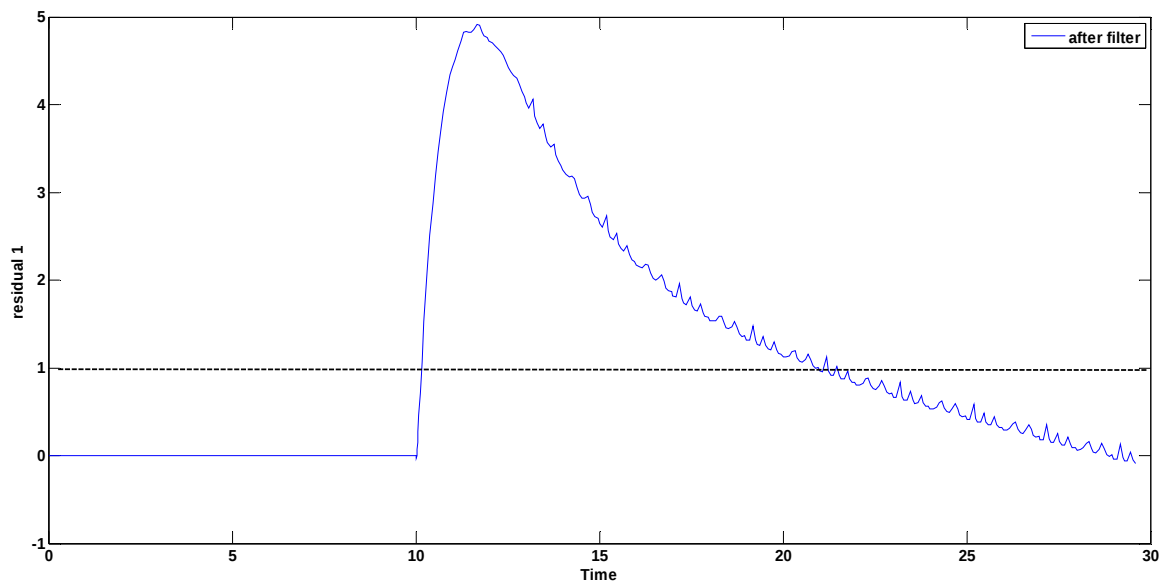


شکل ۱۱-۴ سیگنال باقی مانده به ورودی خطا، قبل از فیلتر بدون اغتشاش

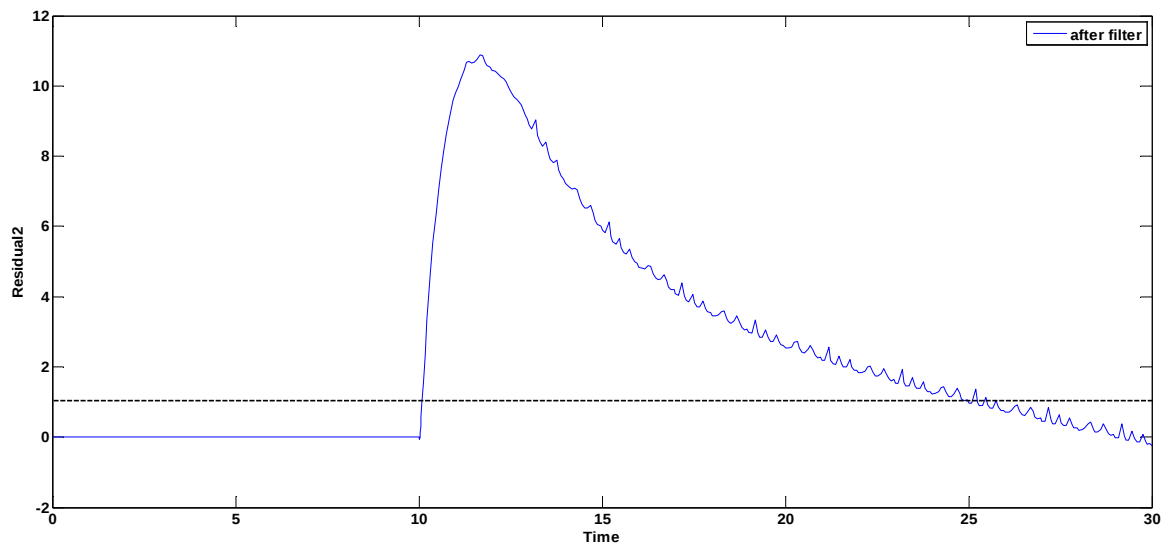


شکل ۱۲-۴ سیگنال باقی مانده به ورودی خطا، قبل از فیلتر بدون اغتشاش

شکل‌های ۱۳-۴ و ۱۴-۴ نشان‌دهنده عملکرد مطلوب سیستم تشخیص خطای طراحی شده قابل مشاهده است. سطح آستانه برای تشخیص سیگنال باقی مانده یک در نظر گرفته شده است. اگر این سیگنال با سیگنال اغتشاش، شکل ۹-۴ و ۱۰-۴ مقایسه شود به راحتی می توان درک کرد که فیلتر طراحی شده سیگنال اغتشاش را به خوبی حذف نموده و نسبت به سیگنال خطا حداکثر واکنش را نشان داده است.



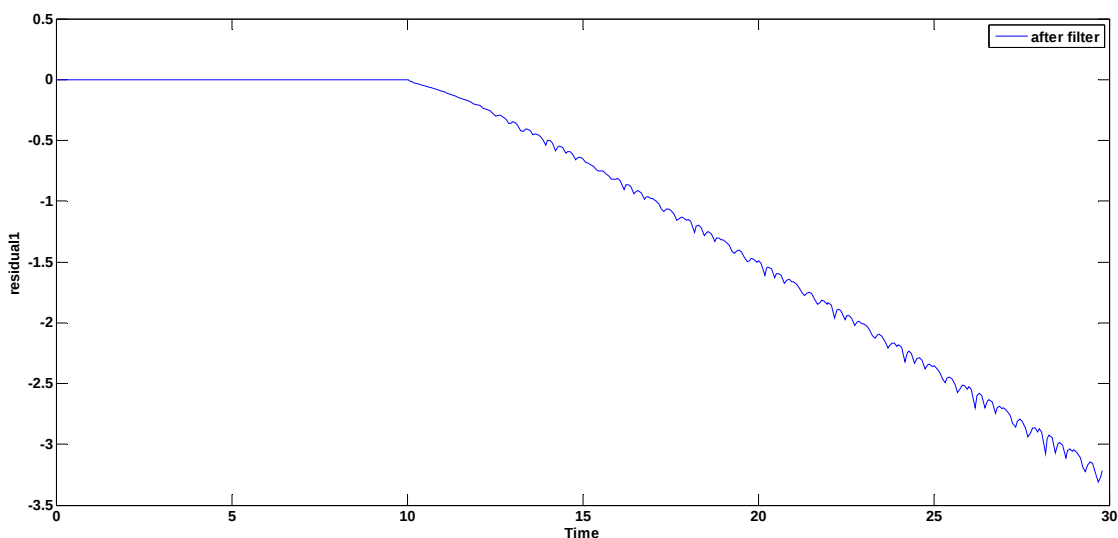
شکل ۱۳-۴ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا پس از فیلتر بدون اغتشاش



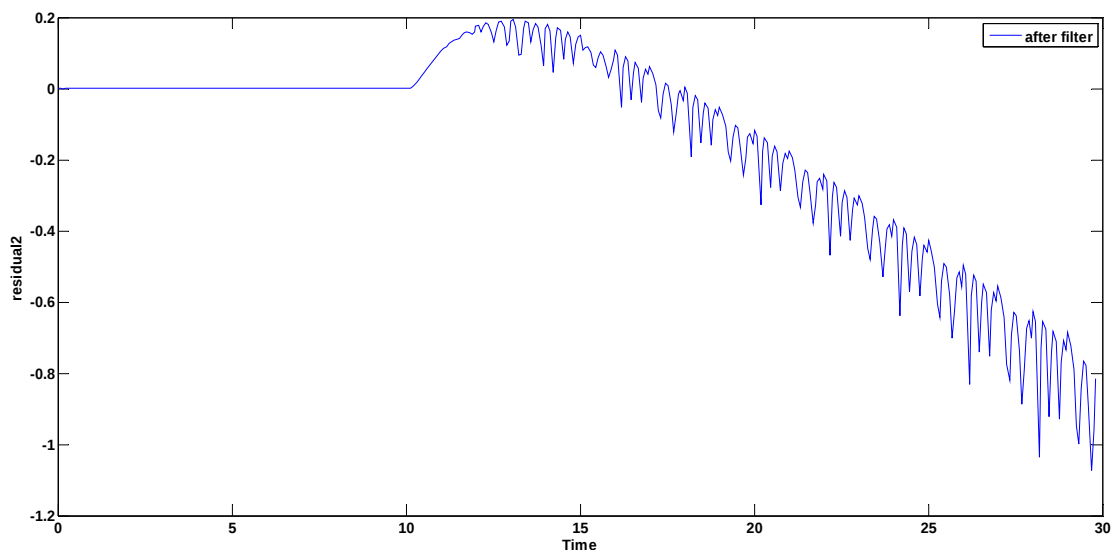
شکل ۱۴-۴ دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا پس از فیلتر بدون اغتشاش

۴.۴- خطا و اغتشاش شیب واحد

حال نوع ورودی خطا به یک خطای افزایشنده (شیب) تغییر داده می شود تا قابلیت و سرعت فیلتر تشخیص خطای مقاوم در مورد این ورودی نیز مورد بررسی قرار گیرد. در ابتدا ، اغتشاش از جنس شیب واحد به سیستم اعمال شده است و همانطور که در شکل های زیر می توان دید، سیگنال باقی مانده بعد از عبور از فیلتر تشخیص خطا در لحظه ورود دارای دامنه کمی می باشد.

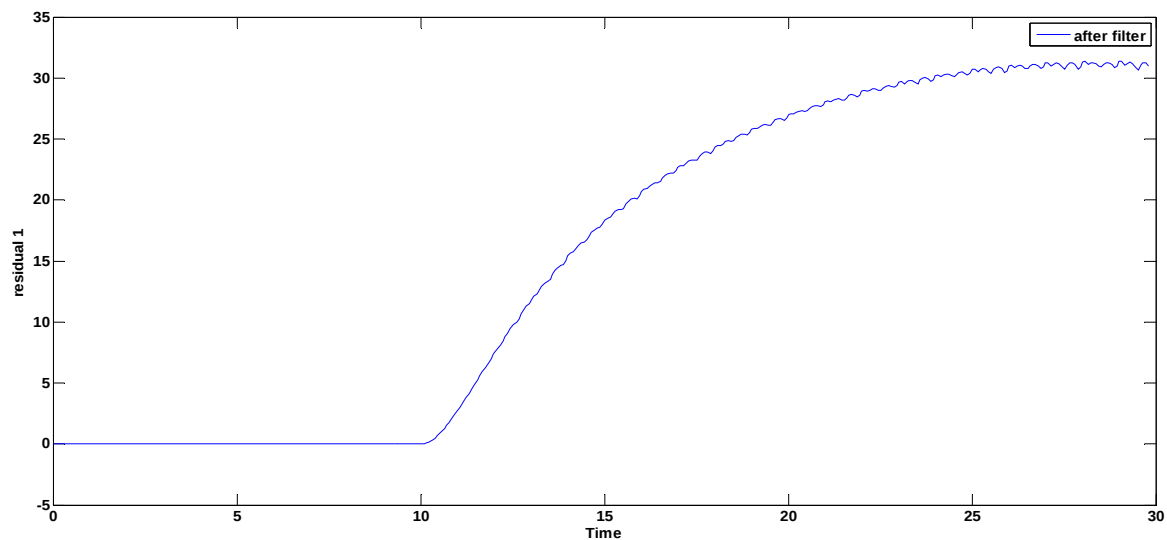


شکل ۴-۱۵ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش

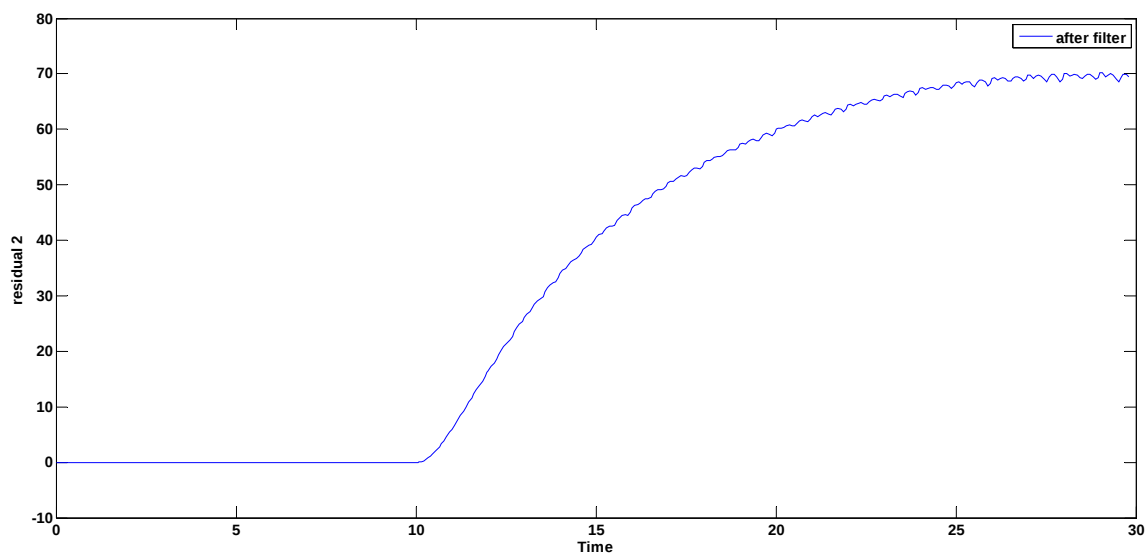


شکل ۴-۱۶ دومین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش

همانند آزمایش فوق خطایی از جنس شیب واحد به سیستم اعمال شده است و سیگنال باقی مانده بعد از عبور از فیلتر تشخیص خطا دارای عملکرد مطلوبی می باشد و به راحتی می توان آن را تشخیص داد.



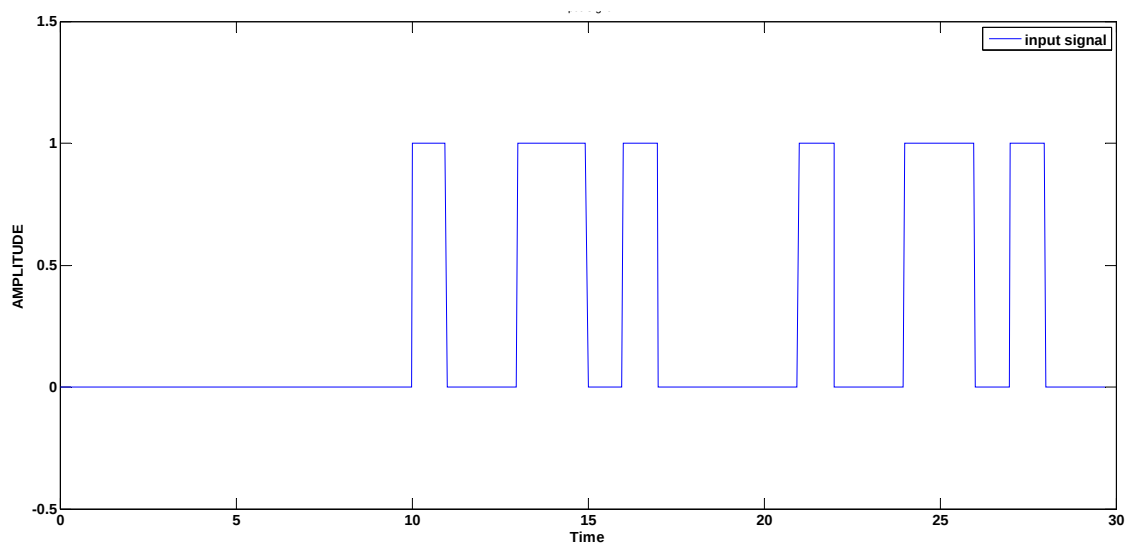
شکل ۴-۱۷ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا



شکل ۴-۱۸ دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا

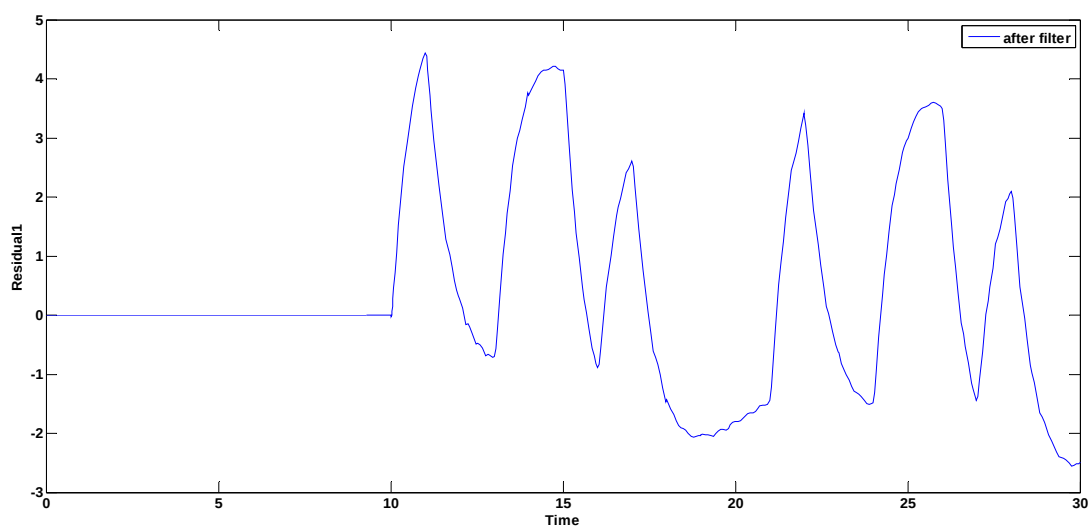
۵.۴ - خطا و اغتشاش متناوب

برای بررسی عملکرد سیستم به ازای خطای متناوب نیز سیگنالی به فرم شکل ۴-۱۹ به عنوان ورودی در نظر گرفته شد و پس از اعمال آن به سیستم ، با مشاهده رفتار سیگنال باقی مانده می توان عملکرد مطلوب این فیلتر طراحی شده را تصدیق نمود.



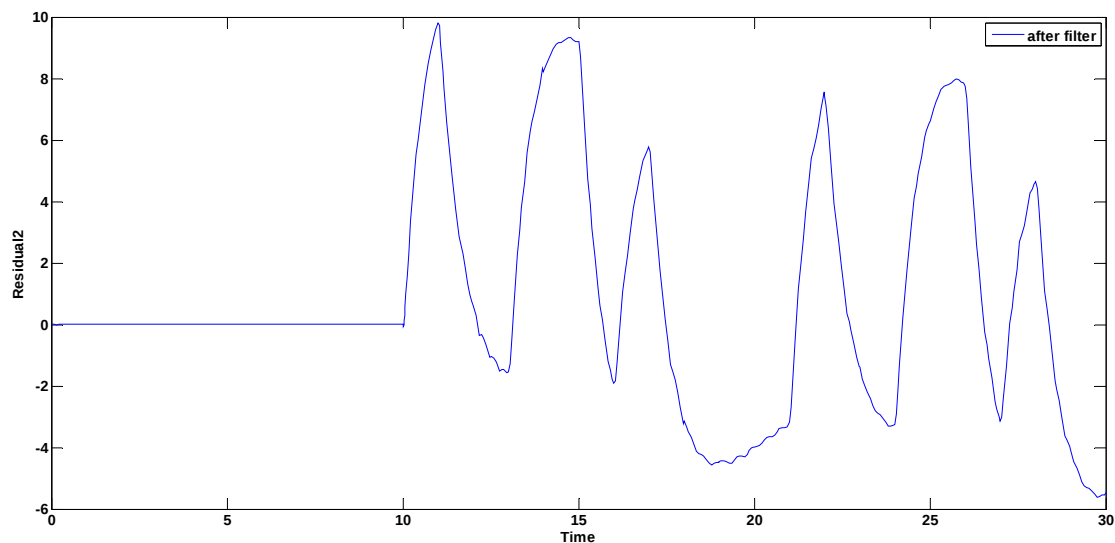
شکل ۴-۱۹ ورودی خطای متناوب

اولین سیگنال باقی مانده، به ازای ورودی خطای شکل ۴-۱۹ در شکل ۴-۲۰ قابل مشاهده است.



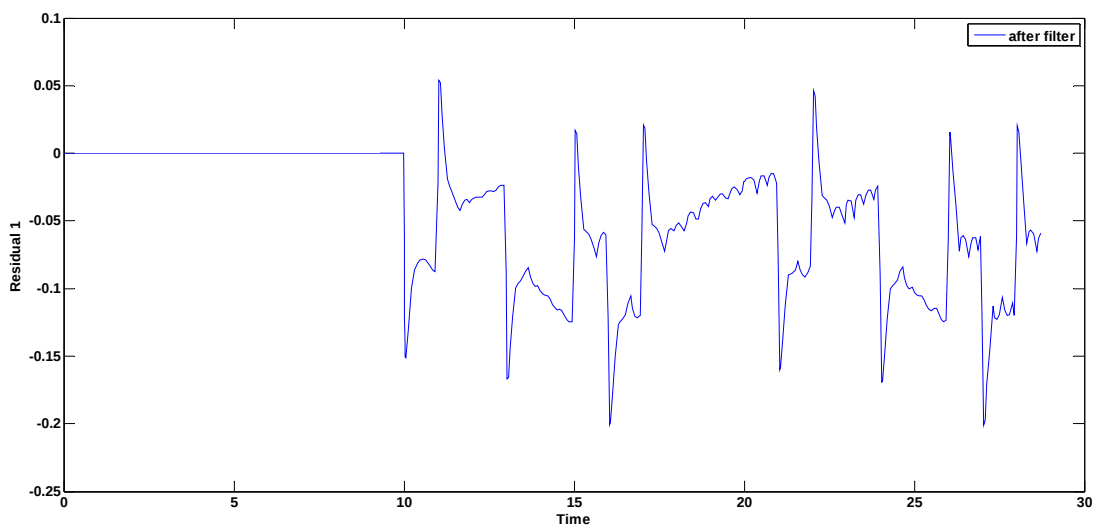
شکل ۴-۲۰ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا

رفتار سیگنال باقی مانده دوم نیز در شکل ۲۱-۴ نشان داده شده است.

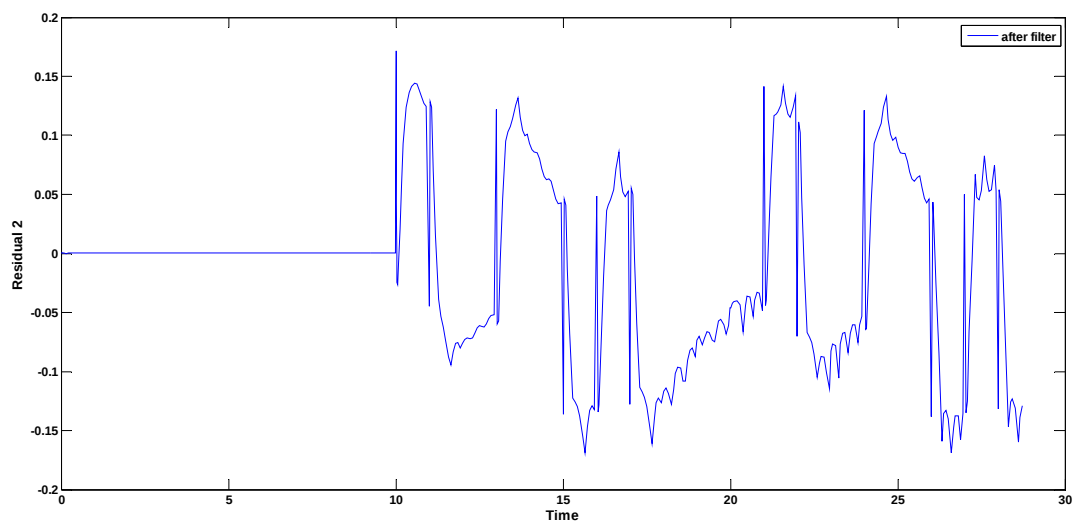


شکل ۲۱-۴ دومین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا

حال اگر همان سیگنال شکل ۱۹-۴ را به عنوان اغتشاش به سیستم اعمال کنیم خروجی فیلتر مطابق شکل های ۲۲-۴ و ۲۳-۴ خواهد بود. همان طور که دیده می شود سیگنال باقی مانده به نسبت اثرش از بین رفته است.

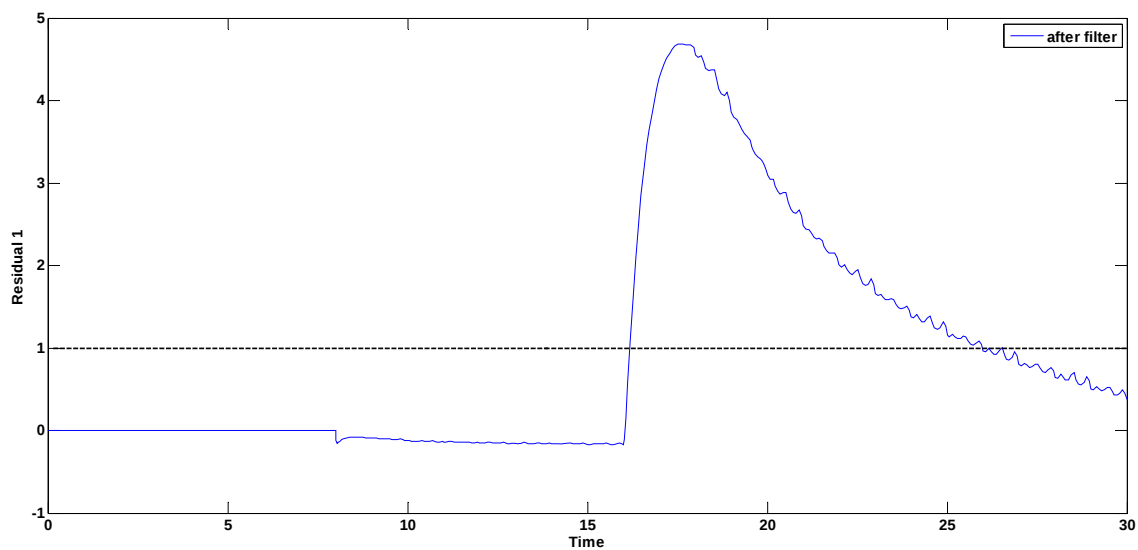


شکل ۲۲-۴ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش

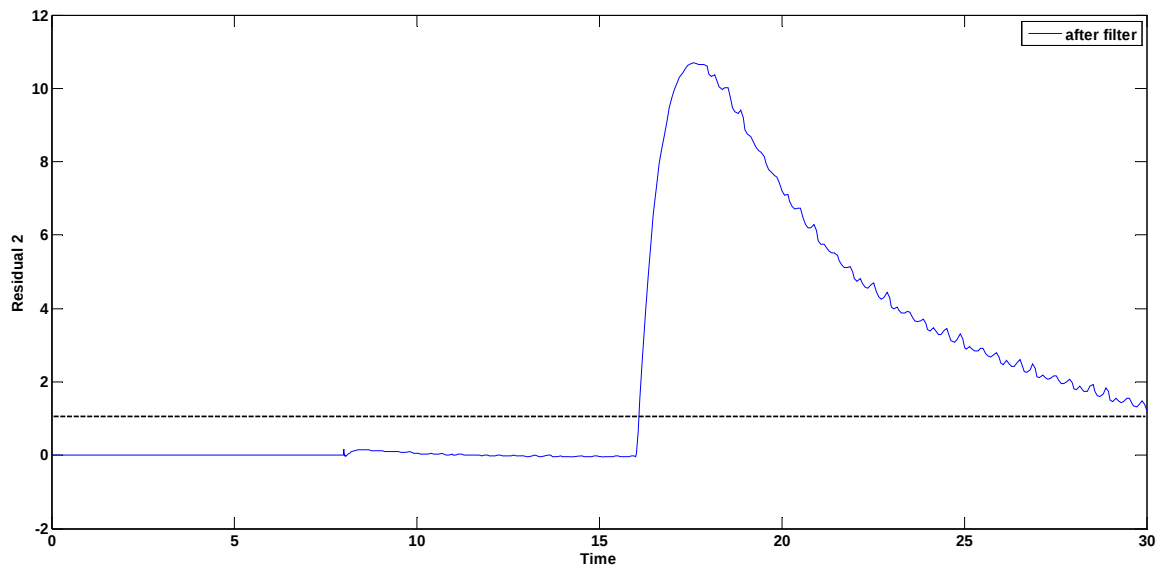


شکل ۴-۲۳ دومین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش

برای مقایسه بهتر، در ثانیه ۸ یک سیگنال اغتشاش از نوع پله واحد و در ثانیه ۱۶ نیز یک سیگنال خطا از جنس پله واحد به سیستم اعمال شده است. سطح آستانه تشخیص نیز یک در نظر گرفته شده است. رفتار باقی مانده سیستم تشخیص خطا در شکل ۴-۲۴ و ۴-۲۵ نشان داده شده است.



شکل ۴-۲۴ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی خطا و اغتشاش



شکل ۴-۲۵ اولین سیگنال باقی مانده به ورودی اغتشاش و خطا

۶.۴- نتیجه گیری:

بعد از مشاهده عملکرد مطلوب فیلتر طراحی تشخیص خطا با توجه به معادله (۳-۲۴) می توان داشت:

$$\|G_{rf}\|_2 = 20.44$$

$$\|G_{rd}\|_{\infty} = .13$$

$$\frac{\|G_{rf}\|_2}{\|G_{rd}\|_{\infty}} = \frac{20.44}{.13} = 157.24$$

این مقادیر به ازای مقادیر مختلف L_0 محاسبه شده است که در زیر قابل مشاهده است. دقت کنید که L_0 ها باید به گونه ای انتخاب شوند که فیلتر طراحی شده پایدار باشد. به راحتی می توان مشاهده نمود که نسبت H_2/H_{∞} فقط در فیلتر طراحی شده با روند بیان شده در فصل های قبل بهترین عدد را تولید می کند که نشان دهنده عملکرد بهتر این فیلتر می باشد.

$$\|G_{rf}\|_2 = 22.37$$

$$\|G_{rd}\|_{\infty} = 3.76$$

$$\frac{\|G_{rf}\|_2}{\|G_{rd}\|_{\infty}} = \frac{22.37}{3.76} = 5.949$$

همان طور که در مورد این فیلتر طراحی شده مشاهده می شود ، سه گروه از انواع خطاهای موجود ، به سیستم اعمال شده است و رفتار سیگنال باقی مانده نشان دهنده آن است که همه خطاهای اعمالی به سیستم به خوبی توسط فیلتر تشخیص خطا شناسایی می شوند و اگر همین سیگنال ها به صورت اغتشاش به سیستم کنترلی وارد شوند به طور محسوسی اثر آنها از بین می رود و این همان هدف اصلی در طراحی فیلتر تشخیص خطای مقاوم می باشد.

- [1] H. Ye, S. X. Ding and G. Wang,(2002) *Integrated design of fault detection systems in time-frequency domain*, IEEE Transaction on Automatic Control, Vol. 47, No. 2, 384-390.
- [2] F. Caliskan and C. M. Hajiyeve, (2000) *EKF based surface fault detection and reconfiguration in aircraft control systems*, Proceedings of the 2000 American Control Conference, Vol. 2, 1220-1224.
- [3] D. U. Campos-Delgado and K. Zhou (2003) *A parametric optimization approach to H_∞ and H_2 strong stabilization*, Automatica, Vol. 39, No. 7, 1205-1211,.
- [4] J. Chen and R. J. Patton (1999) *Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems*, Kluwer Academic Publishers, Boston,.
- [5] S. X. Ding, J. Jeinsch, P. M. Frank and E. L. Ding (2000) *A unified approach to the optimization of fault detection systems*, International journal of adaptive control and signal processing, Vol. 14, 725-745,.
- [6] A. M. Edelmayer and J. Bokor, (June 2000) *Scaled H_∞ filtering for sensitivity optimization of detection filters* , SAFEPROCESS 2000, Vol. 1, 324-330, Budapest, Hungary
- [7] P. M. Frank and X. Ding (1997) *Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer-based fault detection systems*, Journal of Process Control, Vol. 7, No. 6, 403-424,.
- [8] R. J. Patton(1997), *Robustness in model-based fault diagnosis: the 1997 situation*, IFAC Annual Reviews, No. 21, 101-121.
- [9] M. Gen and R. W. Cheng (2000) *Genetic Algorithms and Engineering Optimization*, John Wiley and Sons Inc., New York.
- [10] D. Henry and A. Zolghadri, (2005) *Design of fault diagnosis filters: a multi-objective approach*, Journal of the Franklin Institute, Vol. 342, 421-446.
- [11] D. Henry and A. Zolghadri (2006) *Norm-based design of robust FDI schemes for uncertain systems under feedback control: Comparison of two approaches*, Control Engineering Practice, Vol. 14, 1081-1097.

- [12] R. C. Horn and C. R. Johnson (1991) *Topics in Matrix Analysis*, Cambridge University Press, Cambridge.
- [13] M. Hou and R. J. Patton (1996) *An LMI approach to H_2 / H_∞ fault detection observers*, Proceedings of UKACC International Conference on Control, 305-310,.
- [14] I. Izadi, T. W. Chen and Q. Zhao (2005) *Norm invariant discretization for sampled-data fault detection*, Automatica, Vol. 41, 1633-1637,.
- [15] I. Izadi, T. W. Chen and Q. Zhao (2006) *An H_∞ approach to fast rate fault detection for multirate sampled-data system*, Journal of Process Control, Vol. 16, 651-658,.
- [16] I. M. Jaimoukha, Z. Li and V. Papakos, *A matrix factorization solution to the H_2 / H_∞ fault detection problem*, Automatica, Vol. 42, No. 11, 1907-1912, 2006.
- [17] F. Tao and Q. Zhao(August 2005), *Fault detection observer design with unknown inputs*, Proceeding of the 2005 IEEE Conference on Control Applications, 1275-1280, Toronto, Canada.
- [18] B. Jiang and F. Chowdhury (2005), *Fault estimation and accommodation for linear MIMO discrete-time systems*, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 13, No. 3, 493-499.
- [19] R. J. Patton, J. Chen and J. H. P. Millar(1991), *A robust disturbance decoupling approach to fault detection in process system*, Proceedings of the 30th Conference on Decision and Control, 1543-1548, Brighton, England.
- [20] M. J. Khosrowjerdi, R. Nikoukhah and N. Safari-Shad (2004), *a mixed H_2 / H_∞ approach to simultaneous fault detection and control*, Automatica, Vol. 40, No. 2, 261-267.
- [21] J. C. Lagarias, J. A. Reeds, M. H. Wright and P. E. Wright (1998), *Convergence properties of the Nelder-Mead simplex method in low dimensions*, SIAM Journal on Optimization, Vol. 9, No. 1, 112-147.
- [22] L. Li and G. Gu(2005), *Design of optimal zero-forcing precoders for MIMO channels via optimal full information control*, IEEE Transactions on Signal Processing, Vol. 53, No. 8, 3238-3246,.
- [23] G. P. Liu, J. B. Yang and J. F. Whidborne(2001), *Multiobjective Optimization and Control*, Research Studies Press Ltd., Baldock,.

- [24] N. Liu and K. Zhou(December 2007), *Optimal solutions to multi-objective robust fault detection problems*, Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control, 981-988, New Orleans, USA.
- [25] H. Niemann and J. Stoustrup (2005), *an architecture for fault tolerant controllers*, International Journal of Control, Vol. 78, No. 14, 1091 -1110.
- [26] K. Zhou and Z. Ren (2001) ,*A New Controller Architecture for High Performance, Robust, Adaptive, and Fault Tolerant Control*, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 46, No. 10, 1613-1618.
- [27] M. Zhong, S. X. Ding, J. Lam and H. Wang (2003), *An LMI approach to design robust fault detection filter for uncertain LTI systems*, Automatica, Vol. 39, No. 3, 543-550.
- [28] P. Zhang, H.Ye, S. X. Ding, G. Z. Wang and D. H. Zhou (2006), *on the relationship between parity space and H_2 approach to fault detection*, System & Control Letters, Vol. 55, 94-100.
- [29] Y. M. Zhang and J. Jiang (December 1999), *Design of integrated fault detection, diagnosis and reconfigurable control systems*, Proceedings of 38th IEEE Conference on Decision and Control, Vol. 4, 3587-3592, Phoenix, USA.
- [30] Phalguna Kumar Rachinayani (May 2002), *"Master of science, Robust fault tolerant control for aircraft systems"*, electrical and computer engineering.

Abstract:

During the past two decades, modern dynamic systems have become very complex with large number of components and functional units. However occurring a fault is unavoidable. Faults can cause serious damage and make systems to become totally failure. Hence investigators pay attention to design safety and reliable systems. Fault detection system is a first step for fault tolerant system.

The presence of model uncertainty, disturbance and noise is a main problem in practical fault detection systems since these uncertainties have the same effect as fault on fault identification signal (residual).distinguish between the effects of uncertainties and fault on residual are too hard. The design of fault detection system that is insensitive to uncertainty and at the same time to be sensitive to faults is called *Robust Fault Detection systems*.

Generation of robust residual signal is a main purpose in fault detection system. Fault detection systems make decision on this signal. Designing fault detection filter by parity equation with H_2/H_∞ standard is provided in this dissertation.

Simulation results on Boeing 747 aircraft illustrate high speed of this filter, good sensitive to fault, minimum sensitivity to disturbance and good response to any fault models.

Keywords: Robust fault detection, Residual generation, H_2/H_∞ filter



Shahrood University of technology

Faculty of electrical and robotic engineering

Robust residual generation for fault detection by H_2/H_∞ optimization

Mojtaba Esmailnia Shirvani

Supervisor(s):

Dr. Mohammad Ali Sadrnia

Winter 2011