





دانشکده مهندسی برق و رباتیک
رشته مهندسی برق گرایش کنترل

پایان نامه کارشناسی ارشد

تولید باقی مانده مقاوم برای تشخیص خطای سنسور توربین بادی با استفاده از H_2/H_∞

حسین مزرعه

استاد راهنما

جناب آقای دکتر محمدعلی صدرنیا

شهریور ۹۷

تقديم به عزيزانم..

سپاس خدای خوبم..



مدیریت تحصیلات تکمیلی

باسمه تعالی

شماره ۱۵۸ / ۲۰۲
تاریخ: ۹۷/۶/۲

فرم شماره (۳) صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

با نام و یاد خداوند متعال، ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای حسین مزرعه با شماره

دانشجویی ۹۴۱۶۴۹۴ رشته مهندسی برق- کنترل گرایش کنترل تحت عنوان: تولید باقیمانده مقاوم برای

تشخیص خطای سنسور توربین بادی با استفاده از H₂/H_∞ که در تاریخ ۱۳۹۷/۰۶/۰۶ با حضور هیأت

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

| | |
|--|--|
| <input checked="" type="checkbox"/> قبول (با درجه: <u>خیلی خوب</u>) | <input type="checkbox"/> مردود |
| <input type="checkbox"/> عملی | <input checked="" type="checkbox"/> نظری |

| عضو هیأت داوران | نام و نام خانوادگی | مرتبه علمی | امضاء |
|---------------------------|----------------------|------------|-------|
| ۱- استاد راهنمای اول | دکتر محمد علی اسدزین | دانشیار | |
| ۲- استاد راهنمای دوم | _____ | _____ | _____ |
| ۳- استاد مشاور | _____ | _____ | _____ |
| ۴- نماینده تحصیلات تکمیلی | دکتر محمد رضا ظریف | دانشیار | |
| ۵- استاد ممتحن اول | دکتر محمد ری | استادیار | |
| ۶- استاد ممتحن دوم | دکتر علی رضا الهی | دانشیار | |

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده:

 تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:


تبصره: در صورتی که کسی مردود شود حداکثر یکبار دیگر (در مدت مجاز تحصیل) می تواند از پایان نامه خود دفاع نماید (دفاع مجدد نباید زودتر از ۴ ماه برگزار شود).

تعهد نامه

اینجانب حسین مزرعه دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته برق گرایش کنترل دانشکده مهندسی برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه "تولید باقی مانده مقاوم برای تشخیص خطای سنسور توربین بادی با استفاده از H_2/H_∞ " تحت راهنمایی جناب آقای دکتر محمدعلی صدرنیا متعهد می شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش های 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 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 علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

چکیده

تشخیص خطا مسئله مهمی در حفظ عملکرد و امنیت یک فرآیند کنترل می‌باشد. در این پایان‌نامه علاوه بر مسئله تشخیص خطا، بحث مقاومت سیستم نسبت به ورودی‌های نامعلوم و نامعینی مدل مهم می‌باشد. در نتیجه باید مصالحه‌ای مناسب بین حساسیت سیستم به خطا و قوام سیستم وجود داشته باشد. روش H_2/H_∞ از یک مسئله تشخیص خطا برای یک سیستم دینامیکی با خطای مدل‌سازی و ورودی‌های نامعلوم بکار برده می‌شود. روش پیشنهادی بر اساس تبدیل مسئله تشخیص خطای مقاوم به یک مسئله استاندارد H_2/H_∞ تطابق مدل می‌باشد. ابتدا یک مدل مرجع مناسب برای سیستم توربین بادی از لحاظ تشخیص خطای مقاوم انتخاب شده سپس یک فیلتر تشخیص خطا به صورت یک مولد مانده بر اساس مینیمم‌سازی نرم H_2/H_∞ ، اختلاف بین مدل مرجع و مولد واقعی مانده با استفاده از ابزار LMI طراحی می‌شود.

کلید واژه: توربین بادی – تشخیص خطای مقاوم – ورودی نامعلوم – مسئله H_2/H_∞ – LMI

فهرست عناوین

صفحه

عنوان

فصل اول مقدمه

- ۱-۱- مقدمه..... ۲
- ۱-۲- مروری بر کارهای گذشته..... ۵
- ۱-۳- اهداف مسئله..... ۷
- ۱-۴- ساختار پایان نامه..... ۸

فصل دوم انواع خطا و روش‌های تشخیص آن

- ۲-۱- مقدمه..... ۱۰
- ۲-۲- خطا..... ۱۱
- ۲-۳- انواع خطا..... ۱۲
- ۲-۳-۱- دسته‌بندی بر اساس محل وقوع..... ۱۲
- ۲-۳-۱-۱- خطا در سنسورها..... ۱۲
- ۲-۳-۱-۲- خطا در محرک‌ها..... ۱۳
- ۲-۳-۱-۳- خطا در اجزاء..... ۱۴
- ۲-۳-۲- دسته‌بندی خطا بر اساس مشخصه زمانی..... ۱۴
- ۲-۳-۳- دسته‌بندی خطا بر اساس نحوه مدل کردن..... ۱۵
- ۲-۳-۳-۱- خطاهای جمع شونده..... ۱۶

- ۱۸.....۲-۳-۳-۲ خطاهای ضرب شونده.....
- ۱۹.....۴-۲ تشخیص خطا.....
- ۲۱.....۱-۴-۲ روش‌های کلی تشخیص خطا.....
- ۲۱.....۲-۴-۲ تقسیم‌بندی روش‌های تشخیص خطا از دیدگاه ساختار و نوع اطلاعات اولیه.....
- ۲۲.....۱-۲-۴-۲ روش‌های مبتنی بر داده.....
- ۲۲.....۲-۲-۴-۲ روش‌های مبتنی بر مدل.....
- ۲۳.....۱-۲-۲-۴-۲ تولید باقی‌مانده.....
- ۲۳.....۲-۲-۲-۴-۲ بررسی باقی‌مانده.....
- ۲۶.....۳-۲-۴-۲ روش‌های مبتنی بر آگاهی تشخیص خطا.....
- ۲۶.....۳-۴-۲ آنالیز مقاوم بودن و حساسیت سیستم‌های تشخیص خطا.....
- ۲۶.....۱-۳-۴-۲ آنالیز مقاوم بودن.....
- ۲۷.....۲-۳-۴-۲ آنالیز حساسیت خطا.....
- ۲۸.....۳-۳-۴-۲ مقاوم بودن در برابر نویز.....
- ۲۹.....۴-۴-۲ تولید مانده در حضور ورودی نامعلوم.....

فصل سوم مدل‌سازی توربین بادی

- ۳۲.....۱-۳ مقدمه.....
- ۳۳.....۲-۳ توربین بادی.....
- ۳۳.....۱-۲-۳ تقسیم‌بندی توربین‌های بادی.....

- ۳۳.....۱-۱-۲-۳- توربین‌های بادی محور قائم.....
- ۳۴.....۱-۱-۲-۳- توربین‌های بادی محور افقی.....
- ۳۵.....۳-۳- اجزای تشکیل دهنده سیستم توربین بادی.....
- ۳۶.....۳-۳- مدل سازی باد.....
- ۳۷.....۱-۳-۳- آشفتگی باد.....
- ۳۸.....۲-۳-۳- اثر سایه‌ای برج.....
- ۴۰.....۳-۳-۳- اثر تلاطم.....
- ۴۰.....۴-۳- مدل سازی سیستم آیرودینامیکی.....
- ۴۳.....۵-۳- مدل سیستم فراز.....
- ۴۵.....۶-۳- مدل سازی نیروی پیشرانه.....
- ۴۸.....۷-۳- مدل برج.....
- ۴۹.....۸-۳- مدل سیستم قدرت.....
- ۵۰.....۹-۳- ژنراتور.....
- ۵۰.....۱-۹-۳- ژنراتورهای سرعت ثابت.....
- ۵۱.....۲-۹-۳- ژنراتورهای سرعت متغیر.....
- ۵۱.....۳-۹-۳- ژنراتور القایی تغذیه دوسویه.....
- ۵۱.....۱۰-۳- تولید توان در سیستم توربین بادی.....
- ۵۳.....۱۱-۳- سنسورهای موجود در توربین بادی.....

فصل چهارم طراحی فیلتر تشخیص خطا

- ۴-۱- مقدمه..... ۵۶
- ۴-۲- طراحی مولد مانده به کمک LMI، تحلیل مقاومت و حساسیت..... ۵۹
- ۴-۳- مسئله تشخیص خطا و گزینه‌های روی میز..... ۶۱
- ۴-۶- تولید مانده مبتنی بر بهینه‌سازی..... ۶۳
- ۴-۶-۱- تولید مانده مبتنی بر بهینه‌سازی H_-/H_∞ ۶۳
- ۴-۶-۲- تولید مانده مبتنی بر بهینه‌سازی H_2/H_∞ ۷۱

فصل پنجم نتایج شبیه‌سازی

- ۵-۱- مقدمه..... ۸۲
- ۵-۲- دینامیک سیستم توربین بادی..... ۸۲
- ۵-۳- شبیه‌سازی..... ۸۴

فصل ششم نتیجه‌گیری و پیشنهادها

- ۶-۱- نتیجه‌گیری..... ۹۸
- ۶-۲- پیشنهادها..... ۹۸
- منابع..... ۹۹

فهرست اشکال

| شکل | صفحه |
|--|------|
| شکل (۱-۱) توزیع خطا در توربین‌های بادی در کشور سوئد در طول چهار سال [۲] | ۳ |
| شکل (۱-۲) ارتباط خطا، سوءعمل و خرابی | ۱۱ |
| شکل (۲-۲) اجزای یک سیستم کنترلی و احتمال وقوع عیب در آنها [۲۳] | ۱۲ |
| شکل (۳-۲): الف) کاهش دقت، ب) بایاس، ج) خروجی ثابت د) خطای تناسبی [۲۲] | ۱۳ |
| شکل (۴-۲) وابستگی زمانی خطاها (الف) ناگهانی (ب) افزاینده (ج) تناوبی [۲۴] | ۱۵ |
| شکل (۵-۲) مدل‌های خطا الف) خطای جمع شونده ب) خطای ضرب شونده [۲۴] | ۱۹ |
| شکل (۶-۲) نمایش افزونگی تحلیلی و افزونگی سخت‌افزاری [۲۹] | ۲۱ |
| شکل (۷-۲) ساختار کلی تولید باقی‌مانده [۳۰] | ۲۳ |
| شکل (۸-۲) طرح تشخیص خطا بر مبنای مدل | ۲۴ |
| شکل (۹-۲) نويز اندازه‌گیری از نوع گوسی | ۲۸ |
| شکل (۱-۳) توربین‌های بادی محور افقی و محور عمودی [۳۷] | ۳۵ |
| شکل (۲-۳) بلوک دیاگرام دینامیک کلی از یک سیستم توربین بادی [۳۸] | ۳۶ |
| شکل (۳-۳) پارامترهای موثر در محاسبه اثر آشفته‌گی باد در توربین بادی [۳۸] | ۳۸ |
| شکل (۴-۳) اثر آشفته‌گی باد برای یک پره ی توربین بادی [۳۸] | ۳۸ |
| شکل (۵-۳) سایه برج برای یکی از پره‌ها [۳۸] | ۳۹ |

- شکل (۳-۶) آیرودینامیک روتور توربین بادی [۳]..... ۴۱
- شکل (۳-۷) تغییرات C_p نسبت به متغیر λ ۴۲
- شکل (۳-۸) بلوک دیاگرام سیستم آیرودینامیکی..... ۴۳
- شکل (۳-۹) مدل سیمولینک سیستم فراز [۳]..... ۴۴
- شکل (۳-۱۰) مدل دو-جرمه نیروی پیشرانه [۳]..... ۴۵
- شکل (۳-۱۱) نوسانات برج [۴۴]..... ۴۸
- شکل (۳-۱۲) منحنی توان ایده‌آل توربین بادی [۳۸]..... ۵۲
- شکل (۵-۱) سیگنال مانده در شرایط عدم حضور خطا در سیستم..... ۸۶
- شکل (۵-۲) تخمین خروجی سیستم..... ۸۷
- شکل (۵-۳) سیگنال خطای پله با ۲ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_-/H_∞ ۸۸
- شکل (۵-۴) سیگنال خطای پله با ۲ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_-/H_∞ ۸۸
- شکل (۵-۵) سیگنال خطای پله با ۲ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_2/H_∞ ۸۹
- شکل (۵-۶) سیگنال خطای پله با ۵ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_2/H_∞ ۹۰
- شکل (۵-۷) سیگنال خطای پله با افزایش نویز تصادفی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_2/H_∞ ۹۱
- شکل (۵-۸) مانده در حضور تغییرات پارامتری..... ۹۲
- شکل (۵-۹) پاسخ فرکانسی مقادیر ویژه $T_{f \rightarrow r}$ و $T_{v \rightarrow r}$ در مصالحه H_2/H_∞ ۹۳
- شکل (۵-۱۰) سیگنال مانده نسبت به فرکانس بالا..... ۹۴
- شکل (۵-۱۱) سیگنال مانده نسبت به فرکانس پایین..... ۹۴

شکل (۵-۱۲) سیگنال خطای متناوب.....۹۵

شکل (۵-۱۳) مانده حاصل از سیگنال خطای متناوب.....۹۵

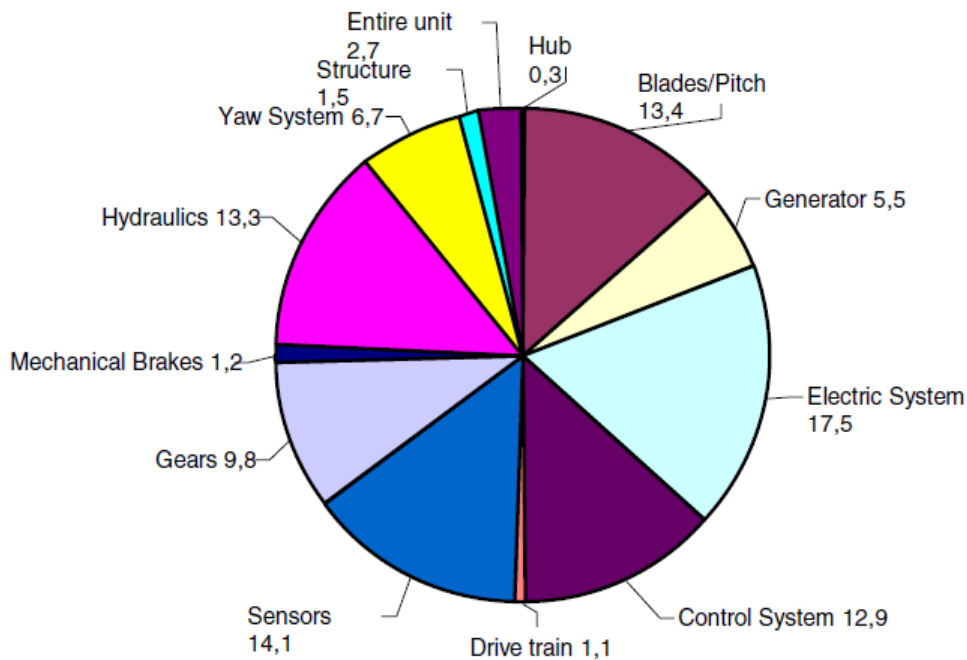
فصل ۱

مقدمه

با توجه به پیشرفت تکنولوژی در انرژی‌های تجدیدپذیر، انرژی باد به عنوان یک منبع انرژی پایدار در جهان مورد توجه قرار گرفته است. رشد روزافزون در استفاده از انرژی باد منجر به توسعه تکنولوژی و نوآوری در ساخت سیستم‌های تبدیل انرژی باد شده است. نتیجه افزایش مسائل زیست محیطی، تلاش برای تولید برق از منابع تجدیدپذیر است. مزایای اصلی تولید برق از منابع تجدیدپذیر عبارتند از: فقدان انتشار گازهای مضر و دسترسی بی‌نهایت از منشأ اصلی که منجر به تولید برق می‌شود. یکی از راه‌های تولید برق از منابع تجدیدپذیر، استفاده از توربین‌های بادی است که انرژی موجود در هوا را به برق تبدیل می‌کند [۱].

به دلیل افزایش پیچیدگی سیستم‌های کنترلی، افزایش تقاضا برای بهبود کیفیت، بهره‌وری هزینه، قابلیت اطمینان و ایمنی، تشخیص به موقع و بدون تاخیر خطا در سیستم‌های کنترلی از اهمیت زیادی برخوردار شده است. اخیراً خواسته‌های سیستم‌های کنترلی افزایش یافته است، اما وجود عوامل مختلفی ممکن است باعث کاهش توانایی این سیستم‌ها شود. با استفاده از تحلیل داده‌های به‌دست‌آمده از سیستم‌های تبدیل انرژی باد، می‌توان به نرخ‌های بیشتری که بیشتر در معرض خطا قرار می‌گیرند، دست یافت [۲]. با توجه به دانش فر و همکاران [۳]، توربین‌های بادی به گونه‌های مختلف در معرض خطاها قرار می‌گیرند. بعضی از آنها مکررتر از دیگری هستند، اما برای مقایسه آنها ضروری است که زمان خرابی را که می‌توان برای کل سیستم تحمیل کرد، مورد توجه قرار دهیم. بنابراین، باید آمار خطاهای توربین بادی را با در نظر گرفتن هر دو، فرکانس خطا و زمان وقوع مطالعه کرد.

به عنوان مثال در یکی از مطالعات مربوط به یک سایت توربین بادی در کشور سوئد [۴]، نشان داده شده است که بیشترین خطا در این سیستم‌ها، مربوط به سیستم الکتریکی، سپس سنسورها^۱ و المان‌های سیستم فرآز می‌باشد. این موضوع در شکل (۱-۱) قابل مشاهده می‌باشد.



شکل (۱-۱) توزیع خطا در توربین‌های بادی در کشور سوئد در طول چهار سال [۲]

در حال حاضر با توجه به اینکه استفاده از سیستم‌های تبدیل انرژی مقرون به صرفه نیست و وجود توربین‌های بادی در ظرفیت‌های مگاواتی بسیار گران و هزینه راه‌اندازی و نگهداری آنها بالا است، اما قابلیت اطمینان و ایمنی آنها برای تولید انرژی بسیار تاثیرگذار می‌باشد [۴]. مطالعاتی که بر روی سیستم‌های صنعتی انجام گرفته است، خرابی‌ها و بدعمل کردن‌های زیادی را نشان می‌دهد [۵]، که چنانچه با تاخیر تشخیص داده شوند می‌توانند موجب صدمات اقتصادی و در معرض خطر قرار گرفتن افراد گردند.

^۱ Sensors

در سیستم توربین بادی سنسورها اجزای مهمی هستند، نقش آن‌ها برای اندازه‌گیری خروجی‌های سیستم از جمله توان فعال، سرعت زاویه‌ای ژنراتور و غیره است. هر گونه خطای سنسور باید در حین ممکن به طور دقیق تشخیص داده شود تا از وقوع حادثه جدی جلوگیری شود [۱]. هدف از به‌کارگیری روش‌های تشخیص خطا اعمال مانیتورینگ^۱ پیشرفته، کنترل خطا، بهبود قابلیت اطمینان، کاهش حادثه و همچنین تعمیر و نگهداری بهینه است. حال بروز خطا در سنسور، باعث ارسال اطلاعات اشتباه به سیستم خواهد شد و منجر به کاهش بازدهی توربین می‌شود. در مواردی مانند خروجی ثابت از توان ژنراتور، این خطا می‌تواند خسارات سنگینی به توربین بادی وارد کند. روش‌های مختلف تشخیص و جداسازی خطا^۲ در سال‌های اخیر توجهات زیادی را به خود جلب کرده‌اند. استفاده از این روش‌ها، برای سیستم‌هایی که خرابی در آنها هزینه‌های سنگینی به بار خواهد آورد، ضروری می‌باشد. روش‌های مختلف تشخیص و جداسازی خطا در سیستم‌های مختلف، در فصل بعدی مورد بررسی قرار می‌گیرند. یکی از روش‌های مطلوب برای تشخیص خطا در سیستم‌های با دینامیک پیچیده، روش‌های مبتنی بر مدل^۳ می‌باشد که در دینامیک مدل، سنسور و محرک از وابستگی مابین سیگنال‌های قابل اندازه‌گیری متفاوتی که در سیستم وجود دارند، استفاده می‌کنند. روش‌های تشخیص خطا مبتنی بر مدل، از مدل سیستم نظارت‌شده برای تولید سیگنال‌های باقی‌مانده^۴ استفاده می‌کنند. مقادیر باقی‌مانده به عنوان اختلاف بین سیگنال‌های اندازه‌گیری شده و سیگنال‌های تولیدشده توسط مدل ریاضی تعریف می‌شود. به طور کلی، می‌توان گفت که موفقیت روش تشخیص خطا مبتنی بر مدل به شدت بر دقت مدل ریاضی بستگی دارد. با این حال، در سیستم‌های پیچیده واقعی، مدل‌سازی عدم قطعیت^۵، اغتشاشات^۶ و تغییرات پارامتری بر روی باقی‌مانده تاثیر می‌گذارند و به‌عنوان خطاها تفسیر می‌شوند، بنابراین باعث ایجاد هشدارهای اشتباه می‌شود.

^۱ Monitoring

^۲ Fault Diagnosis

^۳ Model-based Fault Detection

^۴ Residual

^۵ Uncertainty

^۶ Disturbances

از این رو قوام بودن^۱، یک مسئله کلیدی در توسعه روش تشخیص خطا مبتنی بر مدل است، به ویژه هنگامی که اثر خطا بر روی سیستم و عملکرد آن آهسته و کوچک باشد. به عنوان یک تعریف عمومی، قوام بودن این است که میزان عملکرد تشخیص خطا تحت تاثیر اغتشاشات و عدم قطعیت‌های سیستم قرار نگیرد. با توجه به اینکه باقی‌مانده به عنوان یک سیگنال در تشخیص خطا استفاده می‌شود، قوام بودن را می‌توان با استفاده از حساسیت‌های باقی‌مانده به اغتشاشات و خطا اندازه‌گیری کرد. سیستم تشخیص خطای مقاوم، یک باقی-مانده‌ای که غیرحساس به اغتشاشات و حساس به خطاها است. هدف از طراحی چنین سیستمی کاهش اثر اغتشاشات در باقی‌مانده و افزایش خطاها بر روی باقی‌مانده می‌باشد. برای کار کردن با FDI^۲ مقاوم، تعدادی از روش‌ها توسعه داده شده است. از این روش‌ها می‌توان به روش‌های ساختار ویژه^۳ [۶]، روش‌های مبتنی بر رویبگر لئونبرگر^۴ [۷]، روش مبتنی بر فیلتر کالمن^۵ [۸]، روش‌های مبتنی بر فضای برابری^۶ [۹]، تخمین پارامتر [۱۰] و روش‌های مبتنی بر ایده‌ی تجزیه^۷ [۱۱] اشاره نمود.

۱-۲- مروری بر کارهای گذشته

همراه با افزایش پیچیدگی و گسترش سیستم‌های کنترل، نیاز به تامین ایمنی و کارایی این سیستم‌ها هم در دو دهه‌ی گذشته رو به افزایش بوده است. بر اساس استفاده یا عدم استفاده از مدل می‌توان روش‌های تشخیص خطا را به دو دسته روش‌های مستقل از مدل و روش‌های مبتنی بر مدل تقسیم‌بندی کرد [۱۲]. مهمترین روش‌های این دو دسته در فصل بعدی می‌آید. فیلتر کالمن توسط [۱۳] در سال ۱۹۶۰ توسعه داده شد. که در این مقاله یک راه حل بازگشتی را برای مسئله فیلترینگ خطی داده‌های گسسته که به‌عنوان فیلتر کالمن شناخته شده، توصیف کرده است. از آن زمان، فیلتر کالمن به طور گسترده‌ای مورد استفاده

^۱ Robustness

^۲ Fault Detection and Isolation

^۳ Eigenstructure

^۴ Luenberger Observer

^۵ Kalman filter

^۶ Parity space

^۷ Decision Making

قرار گرفته است و بسیاری از مطالعات و تحقیقات انجام شده است [۱۴]. اساس روش معادلات برابری، بررسی توازن ثبات معادلات برابری با استفاده از سیگنال‌های فرآیند واقعی اندازه‌گیری شده است. معادلات سیستم برای جداسازی بین خطاهای مختلف اصلاح شده‌اند، که می‌توانند قابلیت تشخیص آن‌ها را افزایش دهند. خطاها می‌توانند از باقی‌مانده‌های معادلات برابری تشخیص داده شوند [۱۵]. از مدل فضای حالت سیستم، معادلات برابری توسط چو^۱ و همکاران [۱۶] به دست می‌آیند. موثرترین روش تشخیص و جداسازی خطاها مبتنی بر مدل، روش مبتنی بر روی‌تگر است که در آن اختلاف بین خروجی‌های واقعی و تخمین زده شده به عنوان بردار باقی‌مانده استفاده می‌شود. هنگامی که سیستم نرمال است، باقی‌مانده بدون در نظر گرفتن اثرات نویز^۲ و عدم تطابق^۳ مدل سیستم صفر است و زمانی که یک خطا رخ می‌دهد غیر صفر است [۱۵].

مطالعات و تحقیقات زیادی انجام شده است و روش‌های تولید باقی‌مانده زیادی ارائه شده‌اند. در میان این رویکردهای زیاد، روش مبتنی بر روی‌تگر رایج‌ترین است [۱۷]. تخمین خروجی سیستم از اندازه‌گیری‌ها (یا یک مجموعه‌ای از اندازه‌گیری‌ها) ایده اولیه‌ای است که بر اساس روش مبتنی بر روی‌تگر می‌باشد. این اندازه‌گیری‌ها می‌توانند توسط روی‌تگرهای لئونبرگر در یک موقعیت قطعی یا فیلترهای کالمن در یک شرایط تصادفی به دست آیند و سپس خطای تخمین خروجی به عنوان یک باقی‌مانده وزن می‌شود [۱۸]. بر این اساس، در روش روی‌تگر لئونبرگر، دستاوردهای روی‌تگر به صورت انعطاف‌پذیری برای به حداقل رساندن اثر نویز بر روی ویژگی‌های تشخیص و جداسازی خطا انتخاب می‌شوند. در نتیجه، با جایابی قطب‌های روی‌تگرها به طور مناسب، دینامیک‌های پاسخ خطا می‌توانند کنترل شوند [۱۹].

^۱ Chou

^۲ Mismatch

^۳ Noise

۱-۳- اهداف مسئله

هدف در این پایان نامه، تشخیص خطاهای اتفاق افتاده در سنسور توان فعال ژنراتور می باشد. برای تشخیص خطا در این زیر سیستم ها، ابتدا یک روش فیلتر تشخیص خطا مبتنی بر روی تگر H_-/H_∞ بدون اعمال نویز در شرایط استفاده از سیستم های توربین بادی سرعت متغیر ارائه می شود. از اختلاف میان خروجی سنسور و خروجی تخمینی که از روی تگر بدست می آید، سیگنال مانده تولید می شود. اگر سیگنال مانده از حدی فراتر رود، آنگاه خطا در سیستم رخ داده است. در مرحله ی بعد، با استفاده از روش فیلتر تشخیص خطا مبتنی بر روی تگر H_2/H_∞ ، مشخص می شود که مانده ی تولید شده برای خطا، با وجود اغتشاش و در حضور سیگنال ورودی نامعلوم (نویز) به خوبی عمل می کند. برای طراحی این روش و ارزیابی سیستم تشخیص خطا، به یک مدل توربین بادی که تا حد امکان به واقعیت نزدیک باشد، نیاز است. این مدل با استفاده از تحلیل قسمت های مختلف سیستم توربین بادی به دست خواهد آمد. اساس کار این پایان نامه تشخیص خطا به روش فیلتر تشخیص خطای مبتنی بر روی تگر می باشد. تولید مجموعه ای از متغیرها به نام مانده با استفاده از فیلترهای تولید مانده صورت می پذیرد. مقدار مانده ها در شرایط بدون خطا باید نزدیک به صفر بوده و نسبت به اغتشاش و ورودی های نامعلوم سیستم مقاوم باشند. برای کاهش اثر اغتشاش معمولاً از نرم H_∞ به عنوان معیار سیگنال مانده استفاده می شود. از طرف دیگر برای تشخیص خطاهای کوچک، سیگنال مانده باید به اندازه ی کافی نسبت به خطا حساس باشد. برای افزایش اثر خطا بر سیگنال مانده، عمدتاً از روش H_- استفاده می شود، ولی با وجود طیفی نظیر نویز سفید استفاده از معیار ارزیابی H_2 بسیار مناسب خواهد بود. که در اینجا از معیاری به نام H_2 برای افزایش حساسیت سیگنال مانده به خطا و در عین حال تضعیف اثر نویز استفاده می شود.

۱-۴- ساختار پایان نامه

ساختار این پایان نامه بدین صورت است که در فصل دوم، انواع خطا و روش‌های تشخیص آن مورد بررسی قرار می‌گیرند. در این فصل تمرکز بر روی مفاهیم مورد نیاز جهت معرفی و طراحی روی‌نگر برای تولید سیگنال خطا (باقی مانده) و همچنین مدل‌سازی خطا است.

در بخش سوم ابتدا به بیان سیستم نسبتاً کاملی از توربین بادی پرداخته می‌شود، سپس به توصیف اجزای تشکیل‌دهنده توربین بادی که به صورت معادلات ریاضی به فرم فضای حالت مناسب ارائه می‌شوند، پرداخته خواهد شد.

در فصل چهارم، ابتدا مسئله بهینه‌سازی H_2 / H_∞ به طور کامل بیان می‌شود، سپس فیلتر تشخیص خطای مبتنی بر روی‌نگر و بلوک تشخیص خطا H_2 / H_∞ که با استفاده از مسئله نامساوی‌های ماتریسی خطی بهینه‌سازی می‌شود، طراحی و مورد بررسی قرار می‌گیرد.

در فصل پنجم، ابتدا فرم فضای حالت که برای اعمال روش مبتنی بر روی‌نگر جهت بررسی اثرات سیگنال خطا استفاده می‌شود، مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس نتایج شبیه‌سازی برای تشخیص و ارزیابی سیگنال خطا برای سنسور توان فعال ژنراتور ارائه خواهد شد. در نهایت در فصل ششم، نتیجه‌گیری و پیشنهادهایی برای کارهای آینده ارائه خواهد شد.

فصل ۲

خطا و روش‌های تشخیص آن

۲-۱- مقدمه

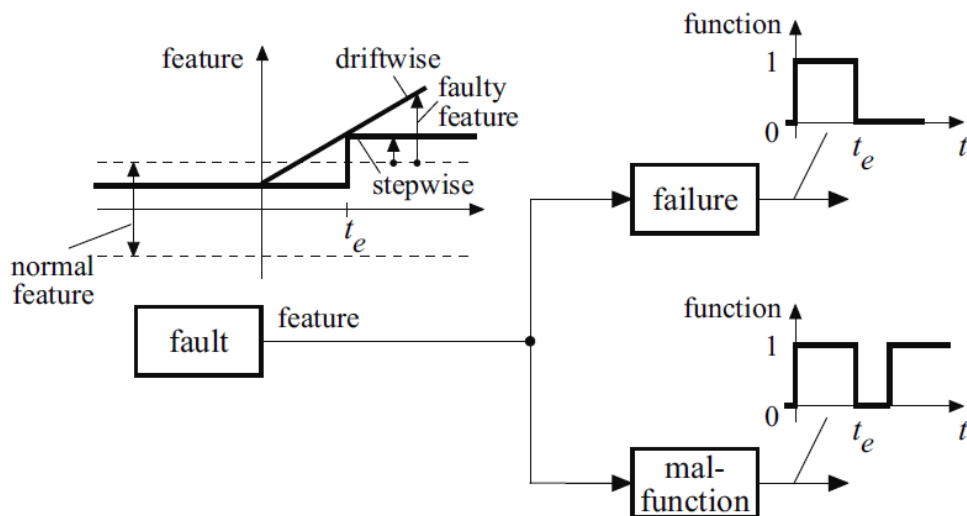
در سال‌های اخیر با پیشرفت تکنولوژی و پیچیده‌تر شدن سیستم‌های کنترلی، قابلیت اطمینان اینگونه سیستم‌ها از مهمترین موضوعاتی است که مورد توجه ویژه صنعت و پژوهشگران قرار گرفته است. بروز خطا در اجزای مختلف چنین سیستم‌هایی می‌تواند باعث افت عملکرد و حتی باعث ناپایداری آن گردد. قطعی سنسور یا خرابی آن، خرابی محرک یا افت عملکرد آن و خرابی اجزای داخلی اجزاء می‌تواند از جمله عوامل بروز خطا در سیستم‌های کنترل به حساب آیند. خطاها در سیستم‌های پیچیده، حوادثی هستند که به ندرت و در زمان‌های پیش‌بینی نشده‌ای رخ می‌دهند.

نظر به توجه روزافزون کشورها به تولید انرژی پاک، تقاضا برای تولید انرژی از طریق انرژی‌های تجدیدپذیر بالا رفته است. در بین این منابع تجدیدپذیر، در سال‌های اخیر انرژی باد سریع‌ترین رشد را در بین سایر منابع تولید انرژی داشته است. در این راستا، به منظور افزایش در دسترس بودن توربین‌های بادی، استفاده از سیستم‌های تشخیص و جداسازی خطا لازم می‌باشد. توربین بادی مستعد خطاهای گوناگونی همچون خطای سنسورها، خطای محرک‌ها، خطاهای اتصال به شبکه، خطا در بخش‌های مکانیکی و خطا در ژنراتور می‌باشد. از بین این خطاها، خطای سنسورها به دلیل ارتباط مستقیم با عملکرد کنترل‌کننده و خطای محرک‌ها به دلیل تاثیر فراوان در عملکرد سیستم توربین بادی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار هستند و نیاز به تحقیقات بیشتر در زمینه بررسی خطاهای سنسور توربین بادی احساس می‌شود. از این رو، در این پژوهش به تشخیص و جداسازی خطای سنسورهای توربین بادی پرداخته می‌شود.

۲-۲- خطا

به طور کلی خطا پدیده‌ای است که رفتار یک سیستم را به گونه‌ای تغییر می‌دهد که سیستم دیگر قادر به انجام اهداف و وظایف خود نباشد [۲۰].

انحراف غیرمجاز به معنای تفاوت بین میزان خطا و حد آستانه قابل تحمل تعیین شده برای سیستم می‌باشد. سه واژه خطا، سوء عمل^۱ و خرابی^۲ باید از لحاظ تکنیکی از هم تفکیک شوند. سوء عمل به معنای بی‌نظمی متناوب در عملکرد مطلوب سیستم می‌باشد، همچنین خرابی به معنای وقفه دائمی سیستم تحت شرایط عملیاتی تعریف می‌شود. به طور کلی سوءعمل و خرابی در نتیجه وجود یک و یا چندین خطا در سیستم می‌باشند. شکل (۱-۲) نشان‌دهنده‌ی ارتباط خطا، سوءعمل و خرابی می‌باشد. خطا ممکن است به صورت ابتدایی که به معنای تغییرات آرام یک پارامتر در طول زمان است و یا ناگهانی در سیستم به وجود آید [۲۱].



شکل (۱-۲) ارتباط خطا، سوءعمل و خرابی

^۱ Malfunction

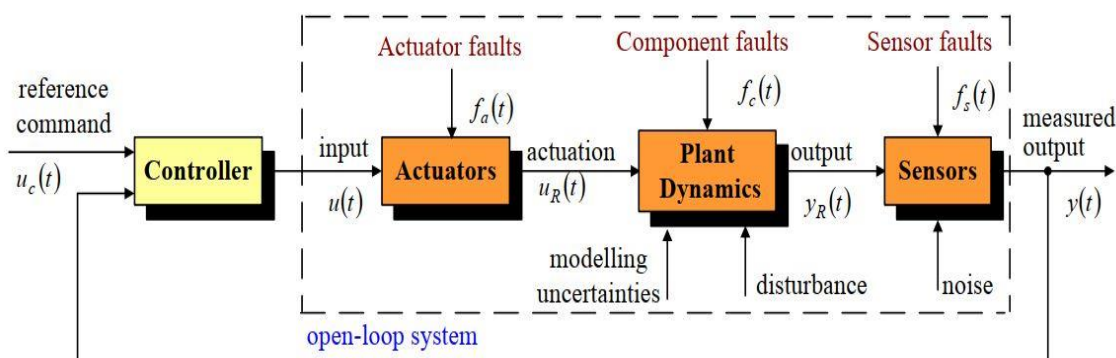
^۲ Failure

۲-۳- انواع خطا

خطا را می‌توان به چندین روش مختلف دسته‌بندی کرد:

۲-۳-۱- دسته‌بندی بر اساس محل وقوع

خطاهایی که در قسمت‌های مختلف یک سیستم پیچیده‌ی غیرخطی روی می‌دهند، به سه دسته‌ی کلی تقسیم می‌شوند [۲۲]، که شکل (۲-۲) نمایشی از خطاهای رخ داده در زیرسیستم‌های یک فرایند را نشان می‌دهد.

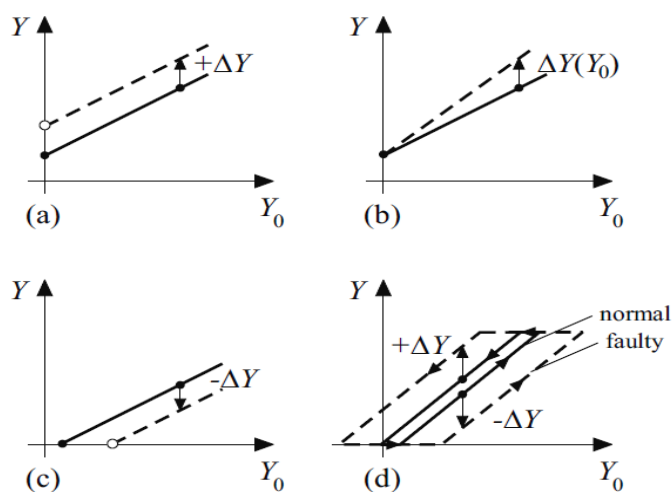


شکل (۲-۲) اجزای یک سیستم کنترلی و احتمال وقوع خطا در آنها [۲۳]

۲-۳-۱-۱- خطا در سنسورها

خطای سنسور که به معنای دریافت اطلاعات نادرست می‌باشد، می‌تواند باعث تخریب عملکرد سیستم‌هایی شود که براساس این اطلاعات دریافتی تصمیم‌گیری می‌کنند. چنین سیستم‌هایی شامل سیستم‌های کنترل بازخورد، سیستم‌های کنترل ناوبری، سیستم‌های بهینه‌سازی، سیستم‌های کنترل ایمنی و بسیاری از سیستم‌های دیگر می‌باشند. خطا در سنسورها نیز می‌تواند به دو نوع جزئی و کلی تقسیم شود.

در صورتی که مقدار اندازه‌گیری شده توسط سنسور با مقدار واقعی متغیر فیزیکی تفاوت فراوانی داشته باشد، جزء خطای کلی قرار می‌گیرد. تعدادی از خطاهای رایج در سنسورها که شامل کاهش دقت^۱، بایاس^۲، خروجی ثابت^۳ و خطای تناسبی^۴ در شکل (۳-۲) نشان داده شده است.



شکل (۳-۲): الف) کاهش دقت ب) بایاس ج) خروجی ثابت د) خطای تناسبی [۲۲]

۲-۳-۱-۲- خطا در محرک‌ها

اتفاق افتادن خطا در محرک‌های سیستم ممکن است باعث مشکلات فراوانی از قبیل مصرف انرژی بالا تا از دست دادن کامل کنترل سیستم شود. نشتی هیدرولیک^۵ یا پنوماتیک^۶، افزایش مقاومت داخلی، افت ولتاژ تغذیه از جمله خطاهای جزئی در محرک هستند که باعث می‌شوند تنها قسمتی از توان محرک قابل استفاده باشد.

^۱ Loss of Accuracy

^۲ Bias

^۳ Sensor Freezing

^۴ Relative Error

^۵ Hydraulic

^۶ Pneumatic

۲-۳-۱-۳- خطا در اجزاء

این نوع خطا در اجزای خود سیستم رخ می‌دهد و تمامی خطاهایی که نتوان آنها را در دو دسته دیگر جای داد در این دسته قرار می‌گیرند. این نوع خطا بیانگر تغییر در پارامترهای فیزیکی سیستم می‌باشد مثل جرم، ضرایب آیرودینامیکی^۱، ثابت میرایی و غیره، که اغلب به علت آسیب ساختاری می‌باشند. این نوع خطاها، اغلب موجب تغییر در رفتار دینامیکی سیستم کنترل می‌شوند.

۲-۳-۲- دسته‌بندی خطا بر اساس مشخصه زمانی

خطاها را می‌توان بر اساس زمان رخ‌دادن آنها نیز به چهار دسته به‌صورت زیر تقسیم کرد [۲۴]:

۱. خطای ناگهانی^۲ (پله): این نوع خطاها بر اثر وقوع نقص فنی و خرابی تجهیزات به وقوع می‌پیوندند و اثرات مخربی دارند اما به‌راحتی تشخیص داده می‌شوند. شکستن جعبه دنده و یا از کار افتادن بال هواپیما نمونه‌هایی از این نوع خطا می‌باشند.

۲. خطای نرم^۳ (شیب): خطای نرم به خطایی گفته می‌شود که در طول زمان، به‌کندی و به علت کهنه و فرسوده‌شدن اجزای سیستم رخ می‌دهد. به علت تغییرات رفتاری آهسته تشخیص آنها مشکل است.

۳. خطای تناوبی: این خطاها در فاصله‌های زمانی مشخص در سیستم اثر می‌گذارند. مانند حباب‌های هوا در لوله‌های گاز

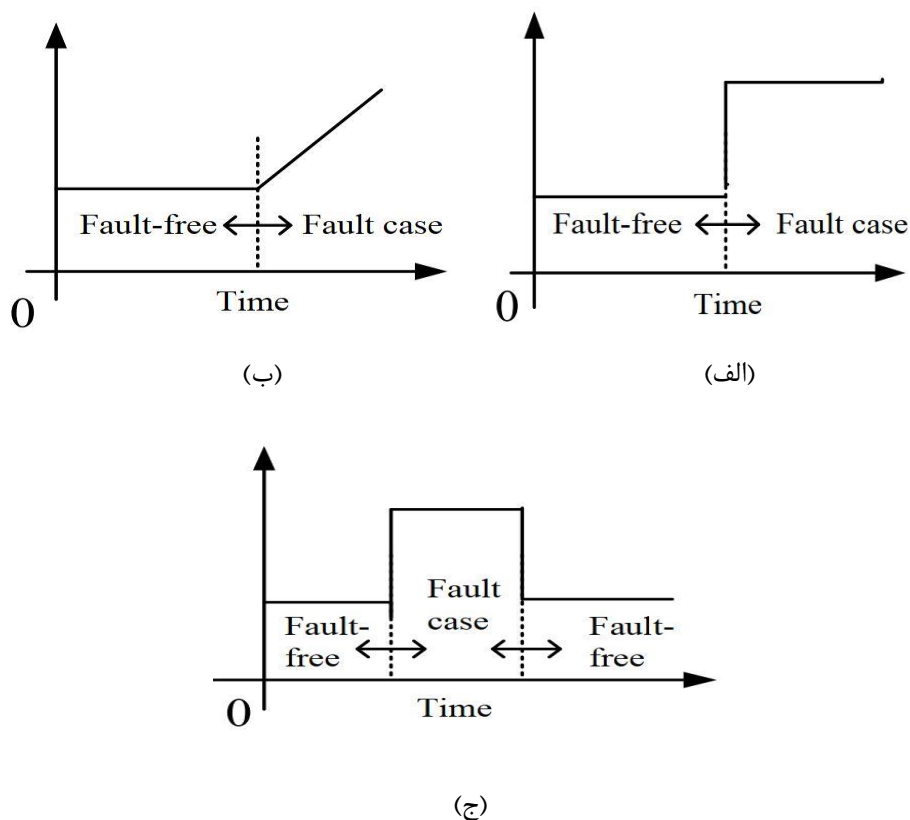
۴. خطای موقتی^۴: این نوع خطاها به‌طور موقت در سیستم ظاهر می‌شوند و پس از مدتی رفع می‌شوند.

^۱ Aerodynamic

^۲ Abrupt

^۳ Incipient

^۴ Intermittent



شکل (۲-۴) وابستگی زمانی خطاها (الف) ناگهانی (ب) افزایشنده (نرم) (ج) تناوبی [۲۴]

۲-۳-۳- دستهبندی خطا بر اساس نحوه مدل کردن

در این بخش تمرکز خود را روی نحوه‌ی بیان ریاضی خطاها قرار می‌دهیم. اگرچه در این پایان‌نامه به بررسی سیستم‌های پیچیده‌ی غیرخطی در مسئله‌ی FDD^۱ خواهیم پرداخت، با این حال برای سادگی و بیان روشن‌تر نحوه‌ی مدل کردن خطاها، از سیستم‌های خطی تغییرناپذیر بازمان، در فرم فضای حالت استفاده خواهیم کرد.

^۱Fault Detection and Diagnosis

۲-۳-۱- خطاهای جمع شونده

بدون شک مدل سازی خطا به صورت سیگنال های جمع شونده در نمایش فضای حالت سیستم بیشترین کاربرد را در تشخیص خطا دارد. این نوع مدل سازی خطا در سال ۱۹۷۱ به وسیله برد از پژوهشگران برجسته دانشگاه MIT^۱ جهت تشخیص خطا در سیستم های خطی معرفی شد [۷] و بعدها بطور گسترده مورد توجه سایر پژوهشگران قرار گرفت به طوری که امروزه از محبوبیت ویژه ای بین آنها برخوردار است و زیرساخت اصلی روش های تشخیص خطا مبتنی بر مدل را تشکیل می دهد. در این شیوه مدل سازی، خطاهای مختلف اجزا، محرک ها و سنسورها به صورت سیگنال های جمع شونده با معادلات حالت و خروجی سیستم در نظر گرفته می شوند و هیچ محدودیت خاصی بر روی این سیگنال ها تحمیل نمی شود و کاملاً دلخواه فرض می شوند. جهت توصیف نحوه مدل سازی ریاضی خطا، کار خود را با نمایش فضای حالت یک سیستم LTI^۲ بدون خطا یا اصطلاحاً سالم به صورت زیر شروع می کنیم [۲۵]:

$$S: \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1u + B_2v + B_3w \\ y = Cx + D_1u + D_2v + D_3w \end{cases} \quad (1-2)$$

که در آن $x \in \mathbb{R}^n$ بردار حالت، $u \in \mathbb{R}^m$ بردار ورودی کنترل معلوم، $y \in \mathbb{R}^p$ بردار خروجی اندازه گیری شده، $v \in \mathbb{R}^g$ بردار ورودی ناشناخته است که فعلاً فرض خاصی در مورد آن در نظر گرفته نمی شود، و می تواند بیانگر اغتشاش، نامعینی ها، عوامل غیر خطی و دینامیک های مدل نشده باشد، $w \in \mathbb{R}^r$ نویز سفید^۳ با میانگین صفر و واریانس^۴ واحد جهت توصیف نویزهای فرآیند و اندازه گیری می باشند. ماتریس های موجود در (۱-۲)، ماتریس های ثابت با ابعاد مناسب هستند.

^۱ Massachusetts Institute of Technology

^۲ Linear Time-Invariant System

^۳ White Noise

^۴ Variance

در ادامه نحوه در نظر گرفتن خطاهای محرک و حسگر را نشان می‌دهیم. شایان ذکر است که جهت مدل‌سازی خطای اجزاء نیز می‌توان مشابه خطای محرک عمل نمود که در اینجا از ذکر آن صرف‌نظر می‌شود. فرض کنید به علت وقوع یک تغییر ناخواسته در محرک‌ها، ورودی u تبدیل به u^f به صورت زیر شود:

$$u^f = (I_m - \rho)u + \sigma u_s \quad (2-2)$$

در اینجا $u_s \in \mathbb{R}^m$ یک بردار دلخواه از توابع ثابت یا متغیر با زمان است و:

$$\rho := \text{diag}\{\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_m\}, \quad \sigma := \text{diag}\{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m\}$$

که در آن به ازای تمام $i = 1, 2, \dots, m$ داریم $0 \leq \rho_i \leq 1$ و σ_i می‌تواند صفر یا یک باشد. بدیهی است در صورتی که $\rho = 0$ و $\sigma = 0$ ، آنگاه $u^f = u$ و هیچ تغییر ناگهانی یا خطایی در محرک‌ها رخ نداده و تمام محرک‌های سیستم سالم می‌باشند و عملکرد آنها مطابق انتظاری است که از آنها داریم.

جهت مدل‌سازی خطای محرک، فرض می‌کنیم که u به صورت معیوب^۱، یعنی u^f است در این صورت، سیستم معیوب زیر بدست می‌آید:

$$S^{f_a} : \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1(u + f_a) + B_2v + B_3w \\ y = Cx + D_1(u + f_a) + D_2v + D_3w \end{cases} \quad (3-2)$$

که در آن f_a بردار خطای محرک است و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$f_a := -\rho u + \sigma u_s \quad (4-2)$$

و $f_a = 0$ در مدل (۳-۲) نشان می‌دهد که تمامی محرک‌ها سالم هستند.

^۱ Faulty

۲-۳-۳-۲ - خطاهای ضرب شونده

برای مدل کردن خطای سنسورها، فرض کنید به علت وقوع یک تغییر ناخواسته در سنسورها، خروجی اندازه‌گیری شده y تبدیل به y^f به صورت زیر بیان شود:

$$y^f = (I_p - \gamma)y + \eta y_s \quad (5-2)$$

$y_s \in \mathbb{R}^p$ بردار دلخواه از توابع ثابت و $\eta := \text{diag}\{\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_p\}$ و $\gamma := \text{diag}\{\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_p\}$ که در آن به ازای تمام $i = 1, 2, \dots, p$ داریم $0 \leq \gamma_i \leq 1$ و η_i می‌تواند صفر یا یک باشد. در صورتی که $\gamma = 0$ و $\eta = 0$ آنگاه $y^f = y$. جهت مدل‌سازی خطای سنسور، فرض می‌کنیم که y به صورت معیوب، یعنی y^f است. در این صورت، سیستم معیوب زیر بدست می‌آید:

$$S^{fs} : \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1 u + B_2 v + B_3 w \\ y = Cx + D_1 u + D_2 v + D_3 w + f_s \end{cases} \quad (6-2)$$

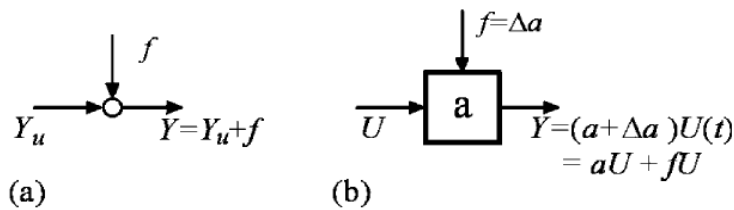
که در آن f_s بردار خطای سنسور است و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$f_s := -\gamma \cdot y + \eta \cdot y_s \quad (7-2)$$

با استفاده از روابط (۲-۳) و (۲-۶) می‌توان مدل کامل سیستم با خطاهای همزمان محرک و سنسور با حضور ورودی‌های نامعلوم را به صورت زیر توصیف نمود [۲۶]:

$$G : \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1 u + B_2 v + B_3 w + B_4 f \\ y = Cx + D_1 u + D_2 v + D_3 w + D_4 f \end{cases} \quad (8-2)$$

که در آن $f = (f_a^T \ f_s^T)^T \in \mathfrak{R}^\ell$ بردار خطاهای محرک و سنسور است. در حالت کلی f_i اگر به ازای $i = 1, 2, \dots, \ell$ بیانگر، i امین مولفه بردار خطا f است و فرض می‌شود که همه f_i ها کاملاً دلخواه هستند و هیچ اطلاعاتی در مورد ماهیت و چگونگی تغییرات زمانی آنها در دست نیست و یا به عبارت دیگر، قیدی در خصوص تعلق f_i ها به کلاس خاصی از توابع وجود ندارد. وضعیت $f_i \neq 0$ وقوع i امین خطا را در سیستم نشان می‌دهد. حالت $f_i = 0$ نشان می‌دهد سیستم بدون خطا است. بدین ترتیب، در یک نگاه کلی $f \neq 0$ در (۸-۲) بیانگر تغییر ناخواسته در معادلات دینامیکی سیستم است.



شکل (۵-۲) مدل‌های خطای الف) خطای جمع‌شونده ب) خطای ضرب‌شونده [۲۴]

۴-۲- تشخیص خطا

گفتیم که هدف اصلی از طرح مسئله تشخیص خطا تضمین ایمنی و قابلیت اطمینان سیستم‌های کنترل حلقه بسته از طریق اطلاع‌رسانی به موقع و مطمئن در هنگام بروز خطا در اجزای تشکیل‌دهنده آنها است. با توجه به پیچیدگی روزافزون سخت‌افزاری و نرم‌افزاری این گونه سیستم‌ها، طبیعی است که ارائه راهکاری کارآمد و مقاوم برای حل مسئله فوق از اهمیت بسیاری برخوردار باشد. حل مسئله تشخیص خطا مستلزم حل دو مسئله مهم تشخیص خطا و جداسازی خطا است. مسئله آشکارسازی خطا پاسخ به این سوال است که آیا عیبی رخ داده است؟ و مسئله جداسازی خطا نیز پاسخ به این سوال می‌باشد که چه نوع عیبی رخ داده است؟

خطا در حقیقت یک انحراف غیرقابل پیش‌بینی است که حداقل در یک پارامتر یا مشخصه از سیستم رخ می‌دهد که این انحراف در مقایسه با مقدار پارامتر در شرایط عادی یا مقدار استاندارد آن تعریف می‌شود. زمانی که مقدار اندازه‌گیری شده یک متغیر، متفاوت با مقدار آستانه آن باشد، می‌گوییم که در سیستم خطا رخ داده است. مقادیر آستانه بر اساس داده‌های قبلی در شرایط کار عادی سیستم قابل محاسبه و ثبت هستند. تشخیص به موقع خطا می‌تواند در زمان و هزینه تعمیر یک سیستم یا تولید یک محصول صرفه‌جویی کند. به عنوان مثال، بروز خطا در داخل سیستم فراز، سیستم الکتریکی و یا نیروی پیش‌ران^۱ از یک توربین بادی را در نظر بگیرید. در چنین شرایطی، امکان دسترسی مستقیم به بخش معیوب وجود ندارد و باید سیستم توربین بادی از محل نصب خود جدا شده که هزینه و وقت زیادی را می‌طلبد، که هر یک برای بازرسی مستقیم، با چالش‌های زیادی مواجه است. یکی از بخش‌های سیستم توربین بادی که با خطاهای متعددی دست به‌گیربان است، بخش‌های الکتریکی و مکانیکی است. مدل‌سازی بخش‌های الکتریکی و مکانیکی در [۲۷] مد نظر قرار گرفته شده است. خطاهایی از قبیل نامتعادلی، فرسودگی و ترک خوردن قریب‌الوقوع در پره‌های روتور، یاتاقان‌ها^۲، محورها، جعبه دنده^۳، ژنراتور، مکانیسم تنظیم زاویه توربین و سیستم فراز^۴ و همچنین خطاهای مربوط به سنسورهای موجود در توربین‌های بادی، در سیستم تشخیص و جداسازی خطا مورد توجه قرار می‌گیرند.

یک سیستم تشخیص و جداسازی خطا برای توربین‌های بادی دارای مزایای زیر می‌باشد [۲۸]:

۱. جلوگیری از خرابی زودرس ۲. کاهش هزینه‌های نگهداری ۳. نظارت بر سایت‌های دور افتاده

۴. بهبود فاکتور ظرفیت^۵ ۵. پشتیبانی از پیشرفت بیشتر توربین‌های بادی

^۱ Drive Train System

^۲ Rotor-Bearing Fault

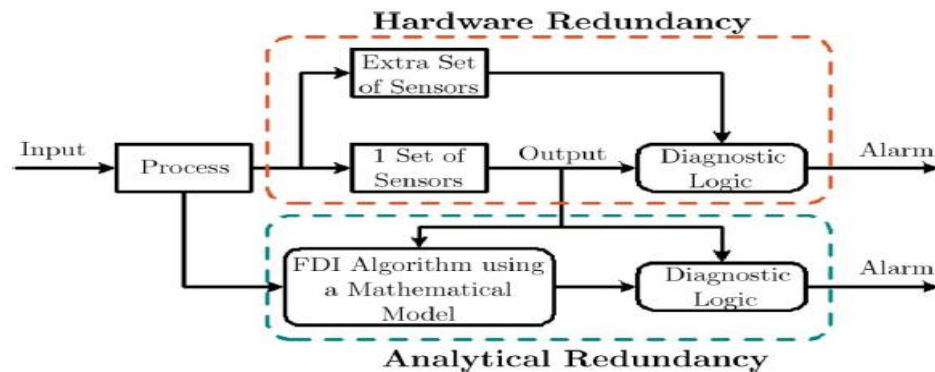
^۳ Gearbox

^۴ Pitch System

^۵ Improvement of the Capacity Factor

۲-۴-۱- روش‌های کلی تشخیص خطا

به‌طور کلی روش‌های تشخیص خطا را می‌توان به دو دسته، تشخیص خطا بر مبنای افزونگی سخت‌افزاری^۱ و تشخیص خطا بر مبنای افزونگی تحلیلی^۲ تقسیم کرد. راهکار اصلی افزونگی سخت‌افزاری، مقایسه سیگنال‌هایی است که توسط سخت‌افزارهای مختلف تولید شده است. تکنیک‌های اصلی در روش افزونگی سخت‌افزاری، روش بازبینی سلسله مراتب تقاطعی، تولید مانده با استفاده از تولید برابری و روش‌های تجزیه و تحلیل سیگنال می‌باشند. از طرف دیگر افزونگی تحلیلی از مدل ریاضی سیستم به همراه برخی تکنیک‌های تخمین برای تشخیص خطا استفاده می‌کند. از آنجایی که افزونگی تحلیلی نیازی به سخت‌افزار اضافه ندارد، معمولاً این روش نسبت به افزونگی سخت‌افزاری هزینه کمتری را در پی خواهد داشت [۲۹].



شکل (۲-۶) نمایش افزونگی تحلیلی و افزونگی سخت‌افزاری [۲۹]

۲-۴-۲- تقسیم‌بندی روش‌های تشخیص خطا از دیدگاه ساختار و نوع اطلاعات اولیه

روش‌های تشخیص خطا به‌طور کلی بر اساس ساختار و نوع اطلاعات اولیه به سه دسته تقسیم‌بندی می‌شوند: روش‌های مبتنی بر داده، روش‌های مبتنی بر مدل و روش‌های مبتنی بر آگاهی.

^۱ Hardware Redundancy (HR)

^۲ Analytical Redundancy (AR)

در تشخیص خطای مبتنی بر مدل، می‌بایست مدل دقیق فرآیند یا مدل ریاضی آن معلوم باشد. گاهی اوقات یافتن مدل دقیق سیستم کار دشواری است، در این گونه موارد، تکنیک‌های متکی بر داده می‌توانند مورد استفاده قرار گیرند [۳۰].

۲-۴-۲-۱- روش‌های مبتنی بر داده

این روش‌ها عموماً تنها از داده‌های موجود برای تشخیص خطا استفاده می‌کنند و در بسیاری از فرآیندهای صنعتی نیز کاربرد دارند. داده موجود به یک سری بانک اطلاعاتی خاص قابل تبدیل است که این کار به روش‌های مختلفی انجام می‌گیرد. این فرآیند را معمولاً استخراج ویژگی‌ها نیز می‌نامند. استخراج ویژگی‌ها با روش‌های استاتیکی^۱ یا غیراستاتیکی قابل پیاده‌سازی است. یکی از معمول‌ترین روش‌های غیراستاتیکی مورد استفاده در این مورد شبکه‌های عصبی است.

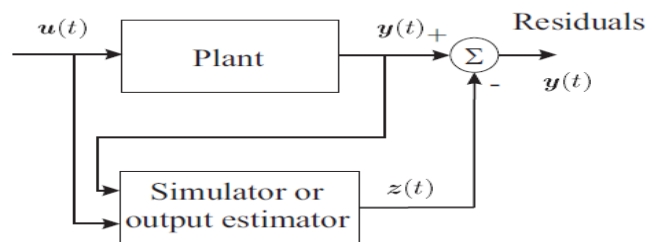
۲-۴-۲-۲- روش‌های مبتنی بر مدل

در روش‌های مبتنی بر مدل، ویژگی‌های مشخصی از سیستم مانند پارامترها، متغیرهای حالت، خروجی و یا باقی‌مانده مورد بررسی قرار می‌گیرند و با مقایسه این مقادیر با مقادیر نامی و همچنین با اعمال روش‌های تشخیص خطا تغییرات یا شاخص‌هایی که مبنای تشخیص خطا هستند، تولید می‌شوند. شکل (۲-۸) ساختار اولیه یک سیستم تشخیص خطا بر مبنای مدل را نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است این ساختار شامل دو بلوک اصلی تولید باقی‌مانده و بررسی باقی‌مانده می‌باشد.

^۱ Static

۲-۴-۲-۲-۱- تولید باقی مانده

این بلوک ویژگی‌های سیگنال را با استفاده از ورودی‌ها و خروجی‌های در دسترس از سیستم نظارت، تولید می‌کند. این ویژگی‌های خطا، در رابطه با رفتار طبیعی، نشان می‌دهد که خطا در سیستم رخ داده است. باقی مانده به طور معمول باید صفر یا نزدیک به صفر تحت شرایط بدون خطا باشد.

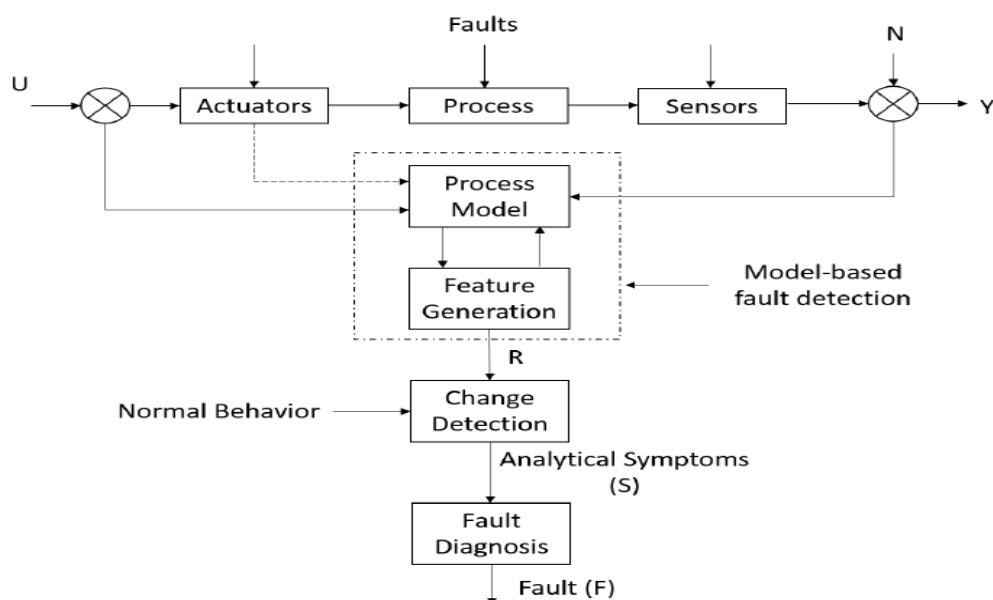


شکل (۷-۲) ساختار کلی تولید باقی مانده [۳۰]

۲-۴-۲-۲-۲- بررسی باقی مانده

این بلوک به بررسی علائم برای خطای احتمالی و یک قاعده تصمیم‌گیری می‌پردازد، سپس این تصمیم‌گیری برای تعیین اینکه آیا خطا رخ داده است، اعمال می‌شود. بلوک بررسی باقی مانده ممکن است یک تست ساده آستانه در مقادیر لحظه‌ای و یا میانگین حرکت در باقی مانده را انجام دهد. تولید باقی مانده مسئله اصلی در تشخیص خطا مبتنی بر مدل است. پس از تولید باقی مانده، ساده‌ترین و گسترده‌ترین روش برای تشخیص خطا، مقایسه مستقیم سیگنال باقی مانده $r(t)$ یا یک تابع باقی مانده $J(r(t))$ با یک آستانه ثابت ε یا یک تابع آستانه $\varepsilon(t)$ می‌باشد که به صورت نامعادلات زیر بیان می‌شود:

$$\begin{cases} J(r(t)) \leq \varepsilon(t) & \text{for } f(t) = 0 \\ J(r(t)) > \varepsilon(t) & \text{for } f(t) \neq 0 \end{cases} \quad (9-2)$$



شکل (۸-۲) طرح تشخیص خطا بر مبنای مدل

روش‌های تشخیص خطا بر مبنای مدل به صورت زیر خلاصه می‌شوند [۳۱]:

۱. روش‌های رویتگر مرجع (رویتگرهای خروجی، رویتگرهای حالت، تخمین‌گرها، فیلترها)

موثرترین روش تشخیص و جداسازی خطاها بر مبنای مدل، روش مبتنی بر رویتگر است که در آن اختلاف بین خروجی‌های واقعی و تخمین زده شده به عنوان سیگنال باقی‌مانده استفاده می‌شود. تخمین خروجی سیستم از اندازه‌گیری‌ها ایده اولیه‌ای است که بر اساس روش مبتنی بر رویتگر می‌باشد. این اندازه‌گیری‌ها می‌توانند توسط رویتگرهای لئونبرگر در یک موقعیت قطعی یا فیلترهای کالمن در یک شرایط تصادفی بدست آیند و سپس خطای تخمین خروجی به عنوان یک باقی‌مانده وزن می‌شود. بر این اساس، در روش رویتگر لئونبرگر، دستاوردهای رویتگر به صورت انعطاف‌پذیری برای به حداقل رساندن اثر نویز بر روی ویژگی‌های تشخیص و جداسازی خطا انتخاب می‌شوند.

۲. معادلات برابری

در یک تبدیل دینامیکی خطی، معادلات برابری، همچنین معادلات برابری شناخته شده، معادلات مدل ورودی-خروجی مستقیم مرتب‌سازی شده و مطالعات بسیاری بر روی روش‌های تشخیص خطا مبتنی بر معادلات برابری انجام شده است. اساس روش معادلات برابری، بررسی توازن ثبات معادلات برابری با استفاده از سیگنال‌های فرایند واقعی اندازه‌گیری شده است. معادلات سیستم برای جداسازی بین خطاهای مختلف اصلاح شده‌اند، که می‌توانند قابلیت تشخیص آن‌ها را افزایش دهند.

استفاده از معادلات برابری در FDI برای سیستم‌های منفرد دوخطی^۱ با ورودی‌های نامعلوم مورد بررسی قرار می‌گیرد، در حالی که انتخاب گسترده‌ای از خطاها تشخیص و جداسازی می‌شوند.

۳. تخمین پارامتر

این روش برای سیستم‌هایی که پارامترهای آن دقیقاً مشخص نیستند به کار می‌رود. اساس این روش بر مبنای انحراف مقادیر پارامترها از مقادیر نامی آنهاست. سیگنال باقی‌مانده از تفاضل مقدار پارامتر در مدل اصلی با مقدار پارامتر تخمین زده شده، بر اساس مقادیر ورودی-خروجی، به دست می‌آید، که می‌تواند وضعیت یک فرایند را به طور موثر تخمین بزند و میانگین خطای مربعات^۲ را به حداقل برساند. همچنین می‌تواند حالت‌های قبلی، کنونی و حالت‌های بعدی سیستم را تخمین بزند، حتی زمانی که ماهیت دقیق سیستم-مدل نامعلوم باشد.

^۱ Bilinear Singular Systems

^۲ Least-Squares Estimator

۲-۴-۲-۳ - روش‌های مبتنی بر آگاهی

تشخیص خطا به کمک روش‌های مبتنی بر آگاهی، یک پروسه ابتکاری دارد. در روش‌های ابتکاری معمولاً از مقادیر مشخصه‌های سیستم نظیر دامنه، واریانس^۱، متغیرهای حالت، پارامترهای مدل و نوسانات برای استخراج ویژگی‌های سیستم در شرایط نرمال و شرایط خطا استفاده می‌شود. بعد از استخراج ویژگی‌ها تحت هر دو شرایط نرمال و خطا، این دو اطلاعات با هم مقایسه می‌شوند و روش‌های تشخیص اختلاف مورد استفاده قرار می‌گیرد. منطق فازی و الگوریتم‌های هوش گروهبی نظیر بهینه‌سازی انبوه ذرات^۲ [۳۲]، از جمله روش‌های مبتنی بر آگاهی هستند.

۲-۴-۲-۳ - آنالیز مقاوم‌بودن و حساسیت سیستم‌های تشخیص خطا

دو مسئله مهم در تشخیص خطا، آنالیز مقاوم‌بودن و آنالیز حساسیت است. در این جا به بررسی این مسئله می‌پردازیم [۳۳].

۲-۴-۳-۱ - آنالیز مقاوم‌بودن

میزان مقاوم‌بودن یک سیستم FDI معرف توانایی آن در شناسایی صحیح خطا با وجود نامعینی در مدل‌سازی است. بدین معنی که اگر سیستم در شرایط خطای i ام باشد، سیستم شناسایی خطا باید قادر به نشان دادن وضعیت خطای i ام نسبت به خطای j ام باشد به طوری که $j \neq i$ باشد. به عبارت دیگر، مسئله مقاوم‌بودن در سیستم‌های FDI مبتنی بر مدل، به این صورت مطرح می‌شود که در شرایط خطای i ام، سیگنال مانده j امین مدل ($r_j = y - \hat{y}_j$ ، $j \neq i$) نمی‌تواند از سیگنال مانده i امین مدل ($r_i = y - \hat{y}_i$) برای یک بازه زمانی T_0 ثانیه‌ای کمتر باشد.

^۱ Variance

^۲ Algorithm Particle Swarm Optimization

در واقع می توان نوشت:

$$\text{Max}|r_i(t')| \leq \text{Max}|r_j(t')|, \quad t' \in [t - T_0, t] \quad (10-2)$$

از آنجا که برای سیستم FDI پیشنهادی در این مرجع از واریانس مانده‌ها جهت تشخیص خطا استفاده شده است، لذا عبارت فوق به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\text{Max}|\text{var}[r_i(t')]| \leq \text{Max}|\text{var}[r_j(t')]|, \quad t' \in [t - T_0, t] \quad (11-2)$$

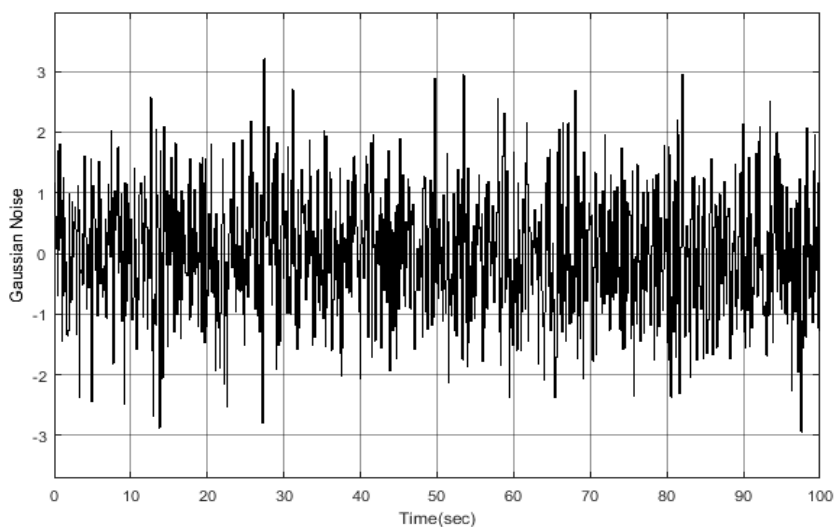
۲-۴-۳-۲- آنالیز حساسیت خطا

حساسیت خطا بصورت توانایی اعلام صحیح وجود خطا و شناسایی آن تعریف می‌گردد. در شرایط ویژه، اگر یک خطا در زمان t_f اتفاق بیافتد، وضعیت سیستم از i امین خطا ($i = 0$ نمایان گر حالت سالم سیستم است) به k امین خطا در زمان t_f تغییر می‌کند. حال به فرض، سیستم شناسایی خطا پس از مدت T_a (زمان شناسایی) خطای k ام را شناسایی کند. بنابراین در بازه زمانی $t_f + T_a - T_0 \leq t \leq t_f + T_a$ باید داشته باشیم $|\text{var}[r_k(t)]| \leq |\text{var}[r_j(t)]|$ و این نشان‌دهنده‌ی شناسایی صحیح خطای k ام در لحظه $t_f + T_a$ است.

این دو فاکتور، یعنی حساسیت به تشخیص خطای صحیح و مقاوم‌بودن سیستم‌های FDI بوسیله تاخیر T_0 یا همان زمان شناسایی بیان می‌شود. در واقع، یک خطا زمانی شناسایی می‌گردد که اندیس متناظرش (کمینه‌بودن مقدار واریانس مانده) برای حداقل T_0 ثانیه صادق باشد. تاخیر T_0 ثانیه در حقیقت برای تضمین مقاوم‌بودن یک سیستم FDI بکار می‌رود، اما از آنجا که مقدار زیاد آن موجب کاهش حساسیت به شناسایی خطا می‌گردد، لذا مقدار آن به کمک سعی و خطا طوری تعیین می‌گردد که یک نوع مصالحه بین مقاوم‌بودن و حساس‌بودن به عمل شناسایی خطا صورت پذیرد.

۲-۴-۳-۳- مقاوم بودن در برابر نویز

امکان حضور نویز در اندازه‌گیری‌ها وجود دارد و یک سیستم FDI باید در برابر آن مقاوم باشد. یعنی با حضور نویز هم بتواند فاکتور تشخیص اشتباه^۱ را کاهش داده و هم فاکتور تشخیص درست^۲ را افزایش دهد. این کار به راحتی با استفاده از سطح آستانه ثابت قابل پیاده‌سازی است. برای نشان دادن مقاوم بودن سیستم تشخیص خطای پیشنهادی در برابر نویز، فرض می‌کنیم که اندازه‌گیری‌های انجام شده شامل نویز گوسی^۳ نشان داده شده در شکل (۲-۱۱) باشند.



شکل (۲-۹) نویز اندازه‌گیری از نوع گوسی

^۱ False Alarm

^۲ Gaussian Noise

^۳ Correct Detection

۲-۴-۴- تولید مانده در حضور ورودی نامعلوم

در سیستم‌ها ورودی‌هایی نظیر اغتشاش و نویز اندازه‌گیری، جزء ورودی‌هایی هستند که معمولا از آنها اطلاعی نداریم. چون این ورودی‌ها بر دینامیک حالات سیستم موثر هستند لذا منطقی است که در تخمین خروجی و بالطبع در مانده نیز اثر داشته باشند. این امر سبب می‌شود که مانده سیستم حتی در حالتی که خطایی در سیستم وجود ندارد نیز مقداری متفاوت از صفر و نه لزوما ثابت، داشته باشد. در حالی که مانده سیستم در حالت مطلوب تنها باید حاوی اثر خطا بوده و تنها در صورت بروز خطا مقداری غیر از صفر بگیرد. جداسازی ورودی‌های نامعین از سیگنال مانده به دو صورت امکان‌پذیر است. گاهی در سیستم شرایطی پدید می‌آید که بر اساس آن می‌توان اثر ورودی نامعلوم را به طور کامل از مانده حذف نمود. در این شرایط می‌توان سیگنال مانده را طوری اصلاح نمود که تنها از خطا اثر گرفته و نسبت به ورودی نامعلوم تماما دکوپله باشد. در این شرایط روابط زیر صادق بوده و امکان تشخیص خطا به سادگی وجود دارد:

$$\begin{cases} f(t) = 0 \Rightarrow r(t) = 0 \\ f(t) \neq 0 \Rightarrow r(t) \neq 0 \end{cases}$$

ولی برخلاف این حالت در اکثر مواقع، از بین بردن کامل اثر ورودی‌های نامعلوم ممکن نبوده و در این مواقع هدف بهینه‌سازی این اثر ناخواسته روی مانده است به طوری که حداکثر حساسیت به خطا ایجاد شود. برای بررسی نحوه تولید مانده در حضور ورودی‌های نامعلوم ابتدا فرض بر شناسایی دقیق مدل سیستم تحت بررسی به فرم تابع تبدیلی و فضای حالتی زیر در حضور خطا و اغتشاش است [۳۴]:

$$y(s) = G_u(s)u(s) + G_v(s)v(s) + G_f(s)f(s) \quad (۱۲-۲)$$

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1u + B_2v + B_3f \\ y = Cx + D_1u + D_2v + D_3f \end{cases} \quad (۱۳-۲)$$

با بکارگیری فرم مانده در حالت عمومی برای شکل مولد مانده‌ای سیستم می‌توان نوشت:

$$y(s) = \hat{M}(s)(G_v(s)v(s) + G_f(s)f(s)) \quad (14-2)$$

همچنین می‌دانیم که برای فرم فضای حالت سیستم، فرم عمومی مولد مانده می‌تواند به صورت رویتگر حالت تحقق یابد. یعنی:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + B_1u + L(y - C\hat{x} - D_1u) \\ r(s) = y(s) - C\hat{x}(s) - D_1u(s) \end{cases} \quad (15-2)$$

با نوشتن $e = x - \hat{x}$ و معادلات دینامیک خطای تخمین خواهیم داشت:

$$\begin{cases} \dot{e} = Ae + B_2v + B_3f \\ v = Ce + D_2v + D_3f \end{cases}, e(0) = e_0 \quad (16-2)$$

که با بازنویسی به فرم عمومی که تنها از f و v اثر بپذیرد، داریم:

$$\begin{aligned} r(s) &= \hat{N}_f(s)f(s) + \hat{N}_v(s)v(s) \\ \hat{N}_f(s) &= C(sI - A + LC)^{-1}(B_3 - LD_3) + D_3 \\ \hat{N}_v(s) &= C(sI - A + LC)^{-1}(B_2 - LD_2) + D_2 \end{aligned} \quad (17-2)$$

اگر یک LFC^1 (تجزیه به عوامل اول از سمت چپ) از G_v را $\hat{M}_u \hat{N}_v$ بنامیم، خواهیم داشت:

$$\hat{M}_u(s) = \hat{M}_v(s) = \hat{M}_f(s) = I - C(sI - A + LC)^{-1}L \quad (18-2)$$

هدف تشخیص خطای مانده تولیدی باید تنها از f اثر پذیر بوده و تا حد امکان مستقل از v باشد.

¹ Left Coprime Factorization

فصل ۳

مدل سازی توربین بادی

نتیجه افزایش مسائل زیست‌محیطی، تلاش برای تولید برق از منابع تجدیدپذیر است. مزایای اصلی تولید برق از منابع تجدیدپذیر عبارتند از: فقدان انتشار گازهای مضر و دسترسی بی‌نهایت از منشأ اصلی که منجر به تولید برق می‌شود. یکی از راه‌های استفاده از منابع تجدیدپذیر، توربین باد می‌باشد، که انرژی جریان هوا را به الکتریسیته تبدیل می‌کند. استفاده از انرژی باد به عنوان منبعی ارزان و بدون آلاینده جهت تولید برق، به‌طور گسترده توسط متولیان انرژی در کشورهای مختلف مورد توجه قرار گرفته است. تقاضای بازار جهانی برای الکتریسیته تولیدشده توسط سیستم تبدیل انرژی باد در حال افزایش بوده و تبدیل به یک فرآیند کاملاً تجاری و اجتناب‌ناپذیر شده است [۱].

با توجه به اینکه هدف از انجام این پایان‌نامه تشخیص خطای مقاوم سیستم توربین بادی می‌باشد، شناخت دقیق اجزای این سیستم و نحوه عملکرد آن می‌تواند ما را در رسیدن به این هدف یاری دهد. در این فصل ابتدا ضمن تقسیم‌بندی توربین‌های بادی (توربین‌های بادی افقی^۱ و قائم^۲)، مزایا و معایب هر یک از آنها مورد بررسی قرار می‌گیرد. اجزای مهم سیستم توربین بادی شامل مدل باد، سیستم آیرودینامیکی، نیروی پیشران، مدل برج، مدل سیستم قدرت و ژنراتور سرعت ثابت و ژنراتور سرعت متغیر مورد بررسی قرار می‌گیرد. در ادامه نواحی عملکرد توربین بادی مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت در مورد نحوه تولید توان در یک سیستم تبدیل انرژی باد مطالبی ارائه می‌گردد.

^۱ Horizontal-Axis Wind Turbines (HAWT)

^۲ Vertical-Axis Wind Turbines (VAWT)

۲-۳- توربین بادی

توربین بادی یک سیستم الکترومکانیکی پیچیده است که نیروی جنبشی باد را استخراج می‌کند و آن را به توان مکانیکی تبدیل می‌کند و سپس توسط یک ژنراتور به توان الکتریکی تبدیل می‌شود. به دلیل اختلاف دور سرعت روتور و سرعت ژنراتور، معمولاً یک گیربکس برای اتصال شفت روتور و شفت ژنراتور استفاده می‌شود [۳۵].

۱-۲-۳- تقسیم‌بندی توربین‌های بادی

توربین‌های بادی بر اساس محور چرخش پره‌ها به دو دسته تقسیم‌بندی می‌گردند [۳۶]:

۱-۱-۲-۳- توربین‌های بادی محور قائم

در آنها محور چرخش، عمود بر سطح زمین است. مزیت مهم این نوع توربین این است که به جهت وزش باد حساس نبوده و در هیچ شرایطی به سیستم دوران پره‌ها حول محور افقی نیاز ندارد.

مزایای توربین‌های بادی با محور قائم

- تعمیر و نگهداری آسان به دلیل قراردادن جعبه دنده و ژنراتور در سطح زمین
- عدم وابستگی چرخش آن به جهت وزش باد
- طراحی ساده پره‌ها و هزینه ساخت پایین

معایب توربین‌های بادی با محور قائم

- عدم شروع خودکار با نیروی باد و نیاز به یک موتور برای حرکت اولیه

- بازده پایین در تبدیل انرژی بادی
- کنترل دشوار پره‌ها در سرعت‌های بالا
- نوسان زیاد اجزا

۳-۲-۱-۱- توربین‌های بادی محور افقی

دارای محور چرخش موازی سطح زمین می‌باشند. شکل بوجود آمده از چرخش پره‌ها دایره‌ای شکل بوده و در بادهایی که جهت وزش آنها موازی با سطح زمین نیست، نیازمند سیستم دوران پره‌ها حول محور قائم هستند.

مزایای توربین‌های بادی با محور افقی

- بازده بیشتر
- قابلیت چرخاندن پره‌ها
- هزینه کمتر به نسبت توان تولیدی در مقایسه با توربین بادی با محور قائم

معایب توربین‌های بادی با محور افقی

- مشکلات تعمیر و نگهداری ژنراتور و جعبه دنده به دلیل نصب در بالای برج
- طراحی پیچیده‌تر به دلیل دارا بودن کنترل انحراف



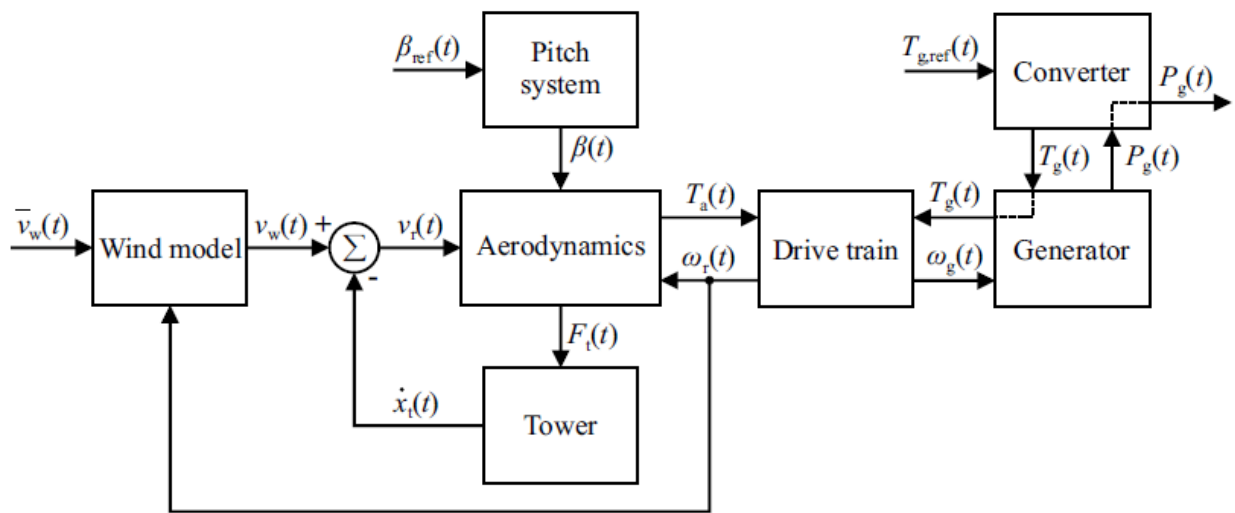
شکل (۱-۳) توربین‌های بادی محور قائم و محور افقی [۳۷]

۳-۳- اجزای تشکیل‌دهنده سیستم توربین بادی

به طور کلی انتظاری که از یک سیستم توربین بادی داریم تولید برق می‌باشد. برای تولید این برق یک سیکل مشخصی بین ورودی تا خروجی توربین بادی طی می‌شود. انرژی باد به پره‌های توربین برخورد می‌کند و باعث به حرکت درآمدن آنها می‌شوند، این توان مکانیکی توسط محور اصلی به جعبه دنده منتقل می‌شود، خروجی جعبه دنده توسط یک مکانیزم کوپلینگ^۱ به ژنراتور منتقل شده و ژنراتور، انرژی مکانیکی را به انرژی الکتریکی تبدیل می‌کند و توسط یک ترانسفورماتور^۲ به شبکه برق منتقل می‌شود، که با هماهنگی بین اجزای الکتریکی و مکانیکی توربین این کار صورت می‌پذیرد. اجزای تشکیل‌دهنده یک سیستم توربین بادی در شکل (۲-۳) نشان داده شده است. در ادامه نیز با اجزای مهم در یک سیستم توربین بادی بیشتر آشنا خواهیم شد [۳۶].

^۱ Coupling

^۲ Transformer



شکل (۲-۳) بلوک دیاگرام دینامیک سیستم توربین بادی [۳۸]

۳-۳- مدل سازی باد

مدل باد یکی از ویژگی‌های مهم در طراحی سیستم‌های توربین بادی است. این مدل، ورودی را برای مدل توربین بادی تامین می‌کند، بنابراین سرعت باد موثر در هر پره باید در نظر گرفته و محاسبه شود. در حالت کلی، سرعت باد تحت تاثیر عوامل متعددی است که وابسته به محیطی هستند که توربین در آن قرار دارد. رابطه‌ی (۱-۳) یک مدل از باد و اجزای تاثیرگذار در آن را نشان می‌دهد [۳۸].

$$v_w(t) = \overline{v_w}(t) + v_{ws}(t) + v_{ts}(t) + v_{tu}(t) \quad \left[\frac{m}{s} \right] \quad (1-3)$$

در این رابطه $v_{ts}(t)$ المان اثر سایه‌ی برج^۱ در سرعت باد، $v_{tu}(t)$ المان اثر تلاطم^۲ در سرعت باد، $\overline{v_w}$ سرعت متوسط باد، v_{ws} المان اثر آشفتگی باد^۳ در سرعت باد و $v_w(t)$ سرعت باد که شامل اثر سایه‌ی برج، تلاطم و آشفتگی مسیر باد است. در ادامه، المان‌های استفاده‌شده در سرعت باد موثر توضیح داده شده است.

^۱ Tower shadow

^۲ Wind Shear

^۳ Turbulence

۳-۳-۱- آشفته‌گی باد

موانعی مانند زمین باعث به وجود آمدن نیروی اصطکاک در مسیر باد می‌شوند. بنابراین هنگامی که پره در بالاترین نقطه‌ی حرکتی خود قرار می‌گیرد، سرعت باد بیشتری نسبت به حالتی که در پایین‌ترین نقطه‌ی حرکتی خود قرار می‌گیرد، خواهد داشت. این اثر را با نام آشفته‌گی باد می‌شناسند و اثر آن بر سرعت باد بر روی هر پره با استفاده از رابطه‌ی (۳-۲) محاسبه می‌شود:

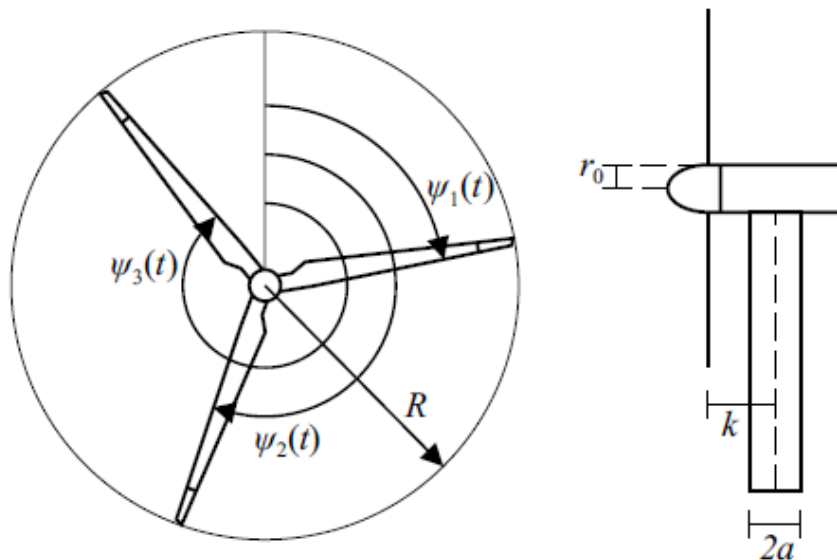
$$v_{ws}(t) = \frac{2v_{hub}(t)}{3qR^2} \sum_{i=0}^3 \int_{r_0}^R \left(\frac{r^2 a}{h} \cos(\Psi_i(t)) + \frac{r^3 a(a-1)}{2h^2} \cos^2(\Psi_i(t)) + \frac{r^4 a(a-1)(a-2)}{6h^3} \cos^3(\Psi_i(t)) \right) \quad (۳-۲)$$

که در آن $q = 1 - \left(\frac{r_0}{R}\right)^2$ می‌باشد، همچنین در رابطه‌ی بالا، $v_{hub}(t)$ سرعت باد در ارتفاعی که تویی^۱ توربین قرار دارد (بر حسب متر بر ثانیه)، R شعاع روتور بر حسب متر، h ارتفاع برج بر حسب متر، r_0 شعاعی که از آن پروفیل^۲ پره شروع می‌شود (بر حسب متر)، α ضریب تجربی آشفته‌گی باد و $\Psi_i(t)$ زاویه‌ی سمت برای پره‌ی i ام بر حسب رادیان است.

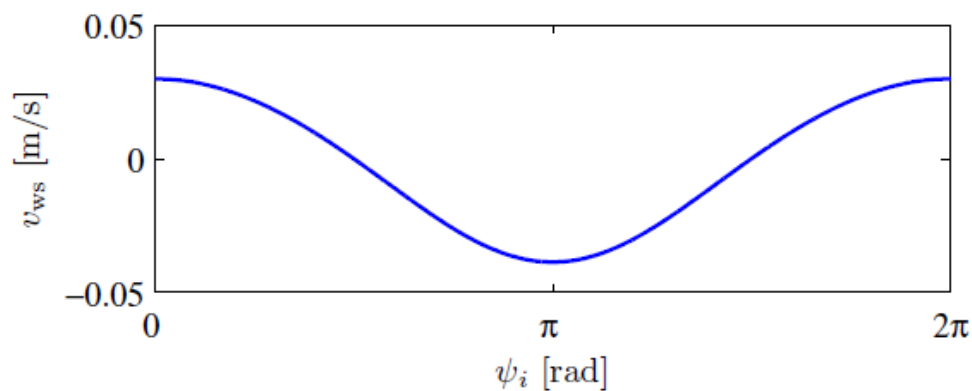
برای توضیح بهتر این پارامترها برای یک توربین بادی در شکل (۳-۳) نشان داده شده است. اثر آشفته‌گی باد برای یک پره در شکل (۳-۴) نشان داده شده است. همان طور که در این شکل دیده می‌شود، سرعت باد در $\Psi_i(t) = \pi(\text{rad}) = 180(\text{deg})$ در کمترین مقدار خود قرار دارد. این اتفاق به این دلیل می‌افتد که در این زاویه، پره‌ی i در نزدیکترین حالت خود به زمین قرار دارد.

^۱ Hub

^۲ Profile



شکل (۳-۳) پارامترهای موثر در محاسبه اثر آشفتگی باد در توربین بادی [۳۸]



شکل (۴-۳) اثر آشفتگی باد برای یک پره‌ی توربین بادی [۳۸]

۳-۳-۲- اثر سایه‌ای برج

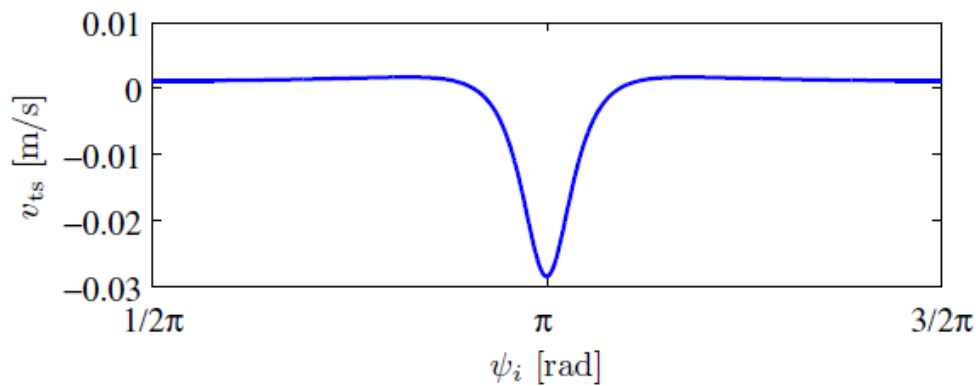
با توجه به اینکه برج، سرعت موثر باد را کاهش می‌دهد، با قرارگیری پره در مقابل برج نیروی بالا روندگی در آن کاهش می‌یابد. به این اثر، اثر سایه‌ای برج می‌گویند. مقدار اثر سایه‌ای، به قطر برج و فاصله‌ی میان پره و برج بستگی دارد. این اثر را می‌توان با استفاده از رابطه‌ی (۳-۳) برای توربین بادی محاسبه کرد:

$$\begin{aligned}
v_{ts}(t) &= \frac{2mv_{hub}(t)}{3qR^2} \sum_{i=0}^3 \int_{r_0}^R \left(\frac{ma^2(r^3 \sin^2(\psi_i(t)) - rk^2)}{(r^2 \sin^2(\psi_i(t)) + k^2)} \right) dr \\
&= \frac{2mv_{hub}(t)}{3qR^2} \sum_{i=0}^3 \left[\frac{a^2 \ln(R^2 \sin^2(\psi_i(t)) + k^2)}{2 \sin^2(\psi_i(t))} - \frac{a^2 \ln(r_0^2 \sin^2(\psi_i(t)) + k^2)}{2 \sin^2(\psi_i(t))} \right] \\
&+ \frac{2mv_{hub}(t)}{3qR^2} \sum_{i=0}^3 \left[\frac{a^2 k^2}{\sin^2(\psi_i(t))(R^2 \sin^2(\psi_i(t)) + k^2)} - \frac{a^2 k^2}{\sin^2(\psi_i(t))(r_0^2 \sin^2(\psi_i(t)) + k^2)} \right]
\end{aligned}
\tag{۳-۳}$$

که در آن $m = 1 + \frac{a(a-1)R^2}{8h^2}$ و پارامترهای a و k نیز در شکل (۳-۳) نشان داده شده‌اند. دقت شود که

این معادله تنها برای زوایای $\psi_i \in \left[\frac{\pi}{2}, \frac{3\pi}{2} \right]$ برقرار است و در حالتی که زاویه خارج از این بازه باشد اثر برج

برابر با صفر می‌باشد، به این دلیل که پره در بالای برج قرار می‌گیرد و برج دیگر، اثری بر روی سرعت باد نخواهد داشت. برای درک بهتر این اثر، سرعت باد تحت تاثیر سایه‌ی برج یکی از پره‌ها در شکل (۵-۳) آمده است.



شکل (۵-۳) سایه برج برای یکی از پره‌ها [۳۸]

۳-۳-۳- اثر تلاطم

تغییرات سرعت باد که در محاسبه‌ی سرعت متوسط باد در نظر گرفته نمی‌شود را تلاطم می‌نامند که تحت تاثیر چندین فاکتور قرار دارد. معمولاً اثر تلاطم را توسط پارامتر شدت تلاطم به صورت رابطه (۳-۴) توصیف می‌کنند:

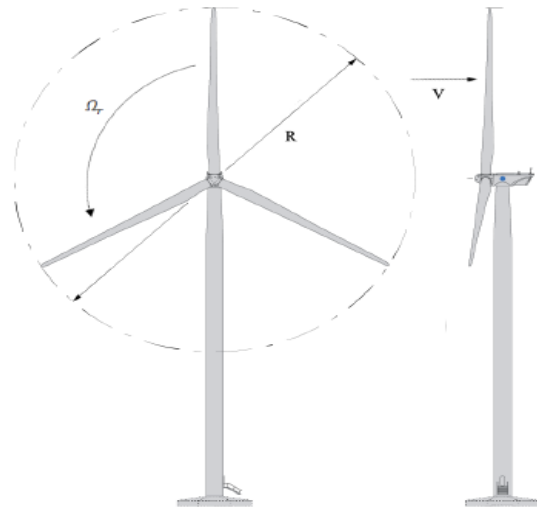
$$I = \frac{\sigma_w}{V_w} \times 100\% \quad (۳-۴)$$

که در آن I شدت تلاطم بر حسب درصد و σ_w انحراف معیار سرعت باد است که متناسب با مقدار سرعت متوسط باد است. تلاطم اعمال شده به مدل باد از مرجع [۳۸] گرفته شده است. در این مدل، تلاطم بر اساس طیف کایمال^۱ توصیف می‌شود که اثر تلاطم را برای یک باد نقطه‌ای مشخص می‌کند.

۳-۴- مدل سازی سیستم آیرودینامیکی

آیرودینامیک یک علم و مطالعه قوانین فیزیکی رفتار حرکت هوا است، به ویژه نیروهای تولیدشده که وقتی با یک جسم جامد مواجه می‌شوند. تعامل بین روتور و باد، جنبه اصلی تولید برق توربین بادی است که در آن باد به عنوان میانگین سرعت باد در نظر گرفته می‌شود. نیروی آیرودینامیکی تولید شده توسط میانگین سرعت باد عامل اصلی عملکرد باد است. مدل سیستم آیرودینامیکی توصیف‌کننده‌ی نیروی وارد بر روتور پره‌ها توسط باد می‌باشد. گشتاور آیرودینامیکی T_a نیروی محرکه توربین بادی می‌باشد که با اعمال به سیستم انتقال، توان مفید تولید می‌کند. توربین‌های بادی محور افقی کاربردی انرژی جنبشی باد را به انرژی مفید تبدیل می‌کنند.

^۱ Kaimal Spectrum



شکل (۳-۶) آیرودینامیک روتور توربین بادی [۳]

برای نشان دادن آیرودینامیک یک توربین بادی از معادلات زیر استفاده می‌شود. توان قابل دسترسی باد که از ناحیه پره‌های جاروب‌شده عبور می‌کند به صورت زیر داده می‌شود [۳]:

$$P_w = \frac{1}{2} \rho A v_w^3 = \frac{1}{2} \rho \pi R^2 v_w^3 \quad (۵-۳)$$

تنها یک توان محدود می‌تواند از طریق توان موجود توسط روتور تبدیل شود. این نسبت محدودیت ضریب توان $C_p(\lambda, \beta)$ نامیده می‌شود. از این رو توان روتور P_r می‌تواند به صورت زیر بیان شود:

$$P_r = C_p(\lambda, \beta) P_w \quad (۶-۳)$$

ضریب توان $C_p(\lambda, \beta)$ دارای حداکثر مقدار $16/27 \approx 0.593$ که معروف به محدودیت بتز^۱ است. این واقعیت را می‌توان درک کرد، زیرا انرژی باد نمی‌تواند به طور کامل تخلیه شود، در غیر این صورت سرعت باد به صفر می‌رسد و روتور متوقف می‌شود. مقدار C_p به نسبت سرعت نوک پره^۲ λ و زاویه فراز پره^۳ β

^۱ Betz limit

^۲ Blade Pitch Angle

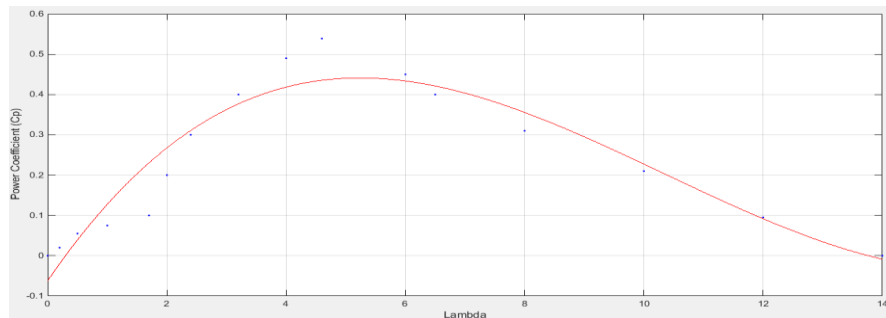
^۳ Tip-speed Ratio

بستگی دارد. ضریب C_p دارای بیشترین مقدار در (λ_0, β_0) است، که β_0 دارای مقداری بسیار کوچک و نزدیک به صفر است. این ضریب نشان‌دهنده آن است که هنگامی که توان باد به صورت انرژی مکانیکی بر روی روتور توربین منتقل می‌شود، سرعت توده هوا کاهش می‌یابد، لذا نمی‌توان توان باد را به‌طور کامل به وسیله توربین دریافت کرد. در شکل (۷-۳) تغییرات پارامتر C_p نسبت به تغییرات سرعت نوک پره λ ، نشان داده شده است. برای بدست آوردن ضریب عملکرد یک توربین بادی، راه‌های مختلفی مانند استفاده از روش المان‌های پره^۱ [۳۹]، جدول مراجعه^۲ برای $C_p(\lambda, \beta)$ و روش تحلیل ابعادی وجود دارد. در این مدل‌سازی از روش تحلیل ابعادی استفاده شده است که در ادامه به اختصار توضیح داده شده است.

$$\begin{cases} C_p(\lambda, \beta) = 0.22 \left(\frac{116}{\lambda_i} - 0.4\beta - 5 \right) e^{-12.5/\lambda_i} \\ \frac{1}{\lambda_i} = \frac{1}{\lambda + 0.08\beta} - \frac{0.035}{\beta^3 + 1} \end{cases} \quad (7-3)$$

که در اینجا نسبت سرعت نوک پره با استفاده از رابطه‌ی (۸-۳) بدست می‌آید:

$$\lambda = \frac{\Omega_r R}{V_w} \quad (8-3)$$



شکل (۷-۳) تغییرات C_p نسبت به سرعت نوک پره λ

^۱ Blade Element Method

^۲ Lookup Table

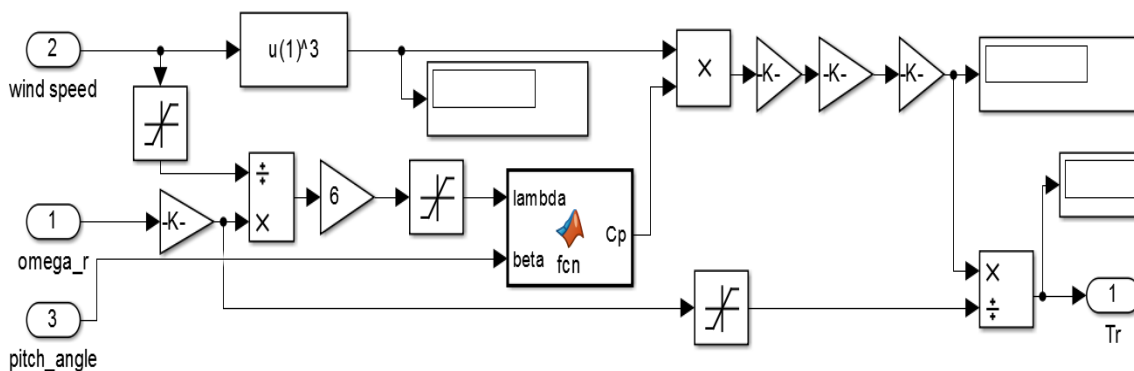
طبق معادلات بالا، معادله روتور غیرخطی برای گشتاور روتور، T_r به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$T_r = \frac{P_r}{\Omega_r} = \frac{\rho \pi R^2 v^3 C_p(\lambda, \beta)}{2\Omega_r} \quad (9-3)$$

که در روابط بالا، Ω_r سرعت زاویه‌ای روتور، ρ چگالی هوا، R شعاع روتور توربین، v_w سرعت باد، A ناحیه

پوشیده توسط روتور ($A = \pi R^2$)، P_r توان مکانیکی قابل استخراج از باد، C_p ضریب عملکرد

روتور توربین می‌باشد که تابعی از زاویه‌ی فراز β و نسبت سرعت نوک پره λ است.



شکل (۸-۳) بلوک دیاگرام سیستم آیرودینامیک

۳-۵- مدل سیستم فراز

سیستم فراز شامل سه محرک فراز مشابه است که هر کدام از آنها دارای یک کنترل کننده داخلی هستند.

در واقع این کنترل کننده‌ها به عنوان بخشی از هر یک از محرک‌ها در نظر گرفته می‌شوند. از آنجایی که

محرک‌ها مشابه یکدیگرند، تنها یک محرک فراز بررسی می‌شود. محرک فراز، زاویه فراز هر یک از پره‌ها را

با چرخش آن تنظیم می‌کند. در این سیستم چرخش پره‌ها توسط چرخ‌دنده، هیدرولیک و موتورهای

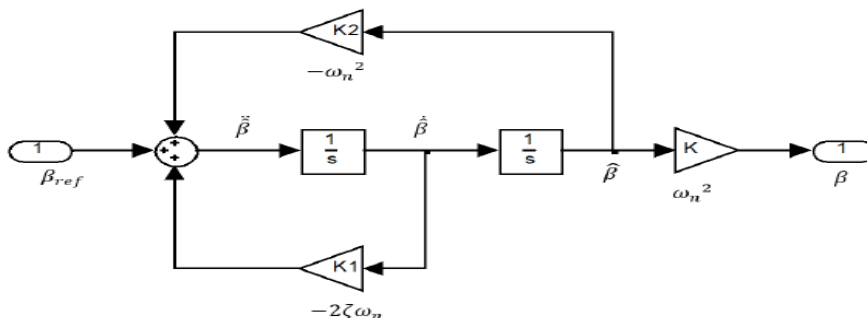
الکترومکانیکی انجام می‌شود.

به منظور داشتن توان بهینه خروجی در توربین بادی، سیستم‌های کنترلی زاویه فراز مدرن اجازه چرخش هر پره در زوایای مختلف را می‌دهد. مدل فراز، رفتار دینامیکی بین زاویه فراز اندازه‌گیری شده β و زاویه‌ی مطلوب آن β_{ref} را توصیف می‌کند [۴۰]. دینامیک پره‌های غیرخطی در هر دو زاویه فراز و نسبت فراز با محدودیت اشباع هستند. این اشباع به دلیل اجزای فرکانس بالا از طیف موردنیاز فراز، از طریق نویز اندازه‌گیری و پیک‌های طیفی ناشی از نمونه‌گیری چرخشی ایجاد می‌شود. در اصل، محرک فراز پره توربین بادی را می‌توان به عنوان یک محرک پیستون مشاهده کرد. این محرک می‌تواند به صورت یک تابع تبدیل درجه دوم توصیف و مدل شود. مدل سیستم فراز به صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{\beta(s)}{\beta_{ref}(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (۱۰-۳)$$

$$\omega_n^2 \beta_{ref} = \ddot{\beta} + 2\zeta\omega_n \dot{\beta} + \omega_n^2 \beta \quad (۱۱-۳)$$

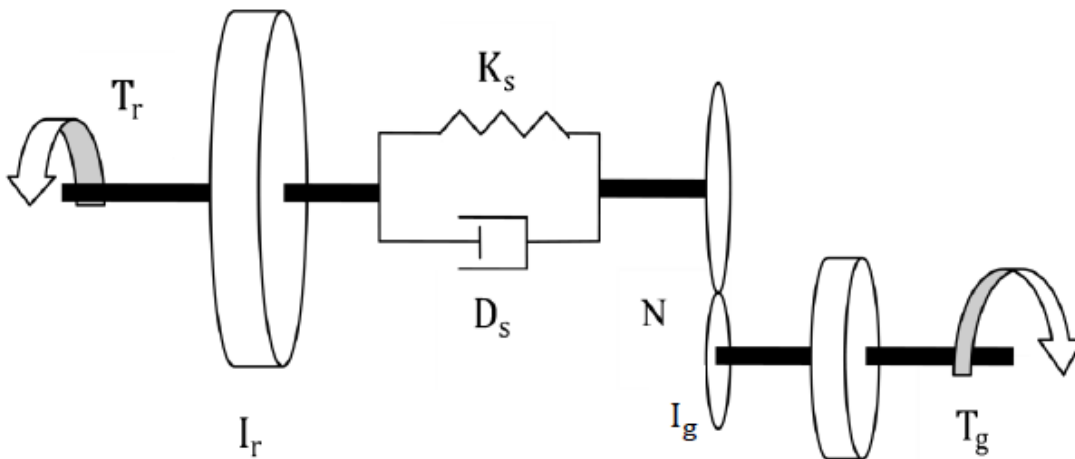
که در آن $\beta(t)$ زاویه‌ی فراز، β_{ref} زاویه‌ی مطلوب برای محرک فراز، ω_n فرکانس طبیعی سیستم و ζ نرخ میرایی سیستم فراز است. همچنین محرک فراز دارای محدودیت‌های مکانیکی از قبیل محدودیت در حداکثر زاویه چرخش و سرعت زاویه‌ای بیشینه می‌باشد. مدل بلوک دیاگرامی برای این سیستم‌ها در شکل (۳-۹) نشان داده شده است.



شکل (۳-۹) مدل سیمولینک سیستم فراز [۳]

۳-۶- مدل سازی نیروی پیشرانه

توان مکانیکی تولیدشده توسط باد از طریق نیروی پیشرانه از روتور به ژنراتور منتقل می‌شود. بخشی از نیروی پیشرانه اغلب در مقایسه با سایر مدل‌های مکانیکی توربین بادی در نظر گرفته می‌شود، زیرا این قسمت از توربین بادی دارای بیشترین تاثیر را بر نوسانات توان دارد. در تجزیه و تحلیل تنها روتور، شفت سرعت پایین، گیربکس، شفت سرعت بالا و ژنراتور در نظر گرفته شده و سایر قسمت‌های توربین بادی، به عنوان مثال حالت‌های خم شدن برج و فلپ^۱ را می‌توان به طور قابل توجهی نادیده گرفت. انتخاب مدل درست نیروی پیشرانه بستگی به علاقه مطالعه دارد. علاوه بر این، نشان می‌دهد که خطای قابل توجهی در زمان انتقال بحرانی که محدودیت پایداری توربین‌های بادی را تعریف می‌کند، می‌تواند در صورت استفاده از مدل نیروی پیشرانه ساده‌تر شود. به طور معمول یک مدل دو-جرمه^۲ برای نشان دادن ویژگی‌های نیروی پیشرانه در هنگام مدل سازی کافی است [۳]، که در زیر بیان می‌شود:



شکل (۳-۱۰) مدل دو-جرمه نیروی پیشرانه [۳]

^۱Tower and Flap Bending Modes

^۲ Two-mass Drive-train Model

در این مطالعه، نیروی پیشران به عنوان یک سیستم چرخشی دو-جرمه، یک-فتر و یک-میرایی مدل می‌شود که در شکل (۳-۱۰) نشان داده شده است. شفت سمت روتور منعطف و شفت سمت ژنراتور ثابت و محکم فرض شده است. به دلیل اینکه ممان اینرسی قسمت ژنراتور بسیار کوچکتر از ممان اینرسی روتور توربین می‌باشد، از آن صرف‌نظر شده است و نسبت تبدیل، تنها سیستم دنده را شامل می‌شود. نسبت دنده بین روتور و ژنراتور با یک مقدار ثابت N تعریف می‌شود. معادله دیفرانسیل که سیستم را توصیف می‌کند در زیر بیان شده است:

(۳-۱۲)

$$T_r - T_g N = I_r \ddot{\phi}_r - I_g N \ddot{\phi}_g + \left(\dot{\phi}_r - \frac{\dot{\phi}_g}{N} \right) D_s + \left(\dot{\phi}_r - \frac{\phi_g}{N} \right) K$$

where $\Omega_r = \phi_r$ and $\Omega_g = \phi_g$

با تعریف $\Delta\phi = \phi_r - \frac{\phi_g}{N}$ می‌توان معادله دیفرانسیل درجه چهار را برای پیاده‌سازی ساده به معادله دیفرانسیل درجه سه بازنویسی کرد:

(۳-۱۳)

$$\dot{\Omega}_r = \ddot{\phi}_r = \frac{T_r - T_g N + I_g N \ddot{\phi}_g - (\Delta\dot{\phi}) D_s - (\Delta\phi) K_s}{I_r}$$

$$\dot{\Omega}_g = \ddot{\phi}_g = \frac{T_r - T_g N - I_r N \ddot{\phi}_r + (\Delta\dot{\phi}) D_s + (\Delta\phi) K_s}{I_g}$$

$$T_g N = I_g N \ddot{\phi}_g, \quad T_r = I_r \ddot{\phi}_r,$$

پس معادلات بالا را می توان به صورت زیر ساده کرد:

$$\dot{\Omega}_r = \ddot{\varphi}_r = \frac{T_r - (\Delta\dot{\varphi})D_s - (\Delta\varphi)K_s}{I_r} \quad (۱۴-۳)$$

$$\dot{\Omega}_g = \ddot{\varphi}_g = \frac{-T_g N + (\Delta\dot{\varphi})D_s + (\Delta\varphi)K_s}{I_g N}$$

که به صورت زیر بازنویسی می شوند:

$$\dot{\Omega}_r = \ddot{\varphi}_r = -\frac{D_s}{I_r} \dot{\varphi}_r + \frac{D_s}{I_r N} \dot{\varphi}_g - \frac{K_s}{I_r} \Delta\varphi + \frac{1}{I_r} T_r \quad (۱۵-۳)$$

$$\dot{\Omega}_g = \ddot{\varphi}_g = -\frac{D_s}{I_g N} \dot{\varphi}_r - \frac{D_s}{I_g N^2} \dot{\varphi}_g + \frac{K_s}{I_g N} \Delta\varphi - \frac{1}{I_g} T_g$$

$$\Delta\dot{\varphi} = \dot{\varphi}_r - \frac{\dot{\varphi}_g}{N}$$

ترکیب دینامیک های سیستم فراز و دینامیک های سیستم نیری پیشرانه:

$$\dot{\beta} = \dot{\beta}$$

$$\dot{\Omega}_r = \ddot{\varphi}_r = -\frac{D_s}{I_r} \dot{\varphi}_r + \frac{D_s}{I_r N} \dot{\varphi}_g - \frac{K_s}{I_r} \Delta\varphi + \frac{1}{I_r} T_r \quad (۱۶-۳)$$

$$\dot{\Omega}_g = \ddot{\varphi}_g = -\frac{D_s}{I_g N} \dot{\varphi}_r - \frac{D_s}{I_g N^2} \dot{\varphi}_g + \frac{K_s}{I_g N} \Delta\varphi - \frac{1}{I_g} T_g$$

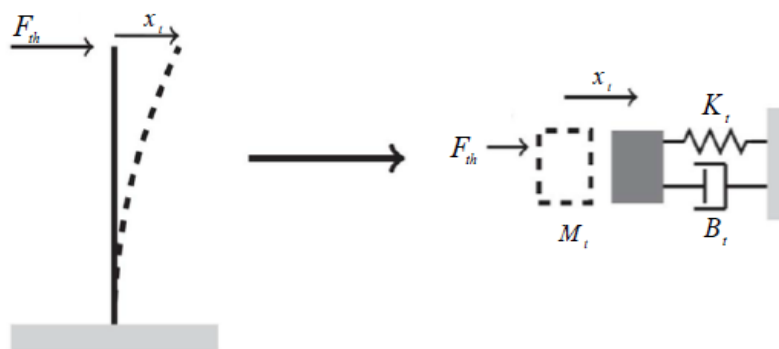
$$\Delta\dot{\varphi} = \Omega_r - \frac{\Omega_g}{N}$$

$$\ddot{\beta} = -2\zeta\omega_n \dot{\beta} - \omega_n^2 \beta + \omega_n^2 \beta_{ref}$$

۳-۷- مدل برج

برج شامل بدنه و شالوده می‌باشد. بدنه برج‌ها عموماً مخروطی شکل هستند یعنی قطر آن از پایین به بالا کاهش می‌یابد که این امر موجب کاهش هزینه و افزایش پایداری آنها می‌گردد. انتخاب اینکه ارتفاع برج چقدر باشد به عوامل مهمی بستگی دارد. در توربین‌های بزرگتر انرژی بیشتری می‌توان تولید نمود، چرا که هر چه از سطح زمین بالا می‌رویم به علت کاهش تأثیر موانع بر روی باد، سرعت باد افزایش می‌یابد [۴۴].

سرعت موثر باد وارد بر روتور توربین باعث ایجاد نیرویی می‌شود که علاوه بر چرخیدن روتور توربین باعث نوسان برج به سمت جلو و عقب می‌شود. این نوع نوسان در شکل (۳-۱۱) نمایش داده شده است.



شکل (۳-۱۱) نوسانات برج [۴۴]

نیروهای وارد بر برج از سه پره، به دلیل متفاوت بودن اثر پره‌ها در ارتفاعات مختلف، به زوایای محوری پره‌ها بستگی پیدا می‌کند. با مشخص بودن محل اعمال نیرو، می‌توان گشتاوری را که منجر به نوسان در برج می‌شود را بدست آورد. این نیرو را می‌توان از رابطه‌ی زیر بدست آورد:

$$F_{th}(t) = \sum_{i=0}^3 F_{t,i} \underbrace{\left(1 + \frac{r_t}{h} \cos(\psi_i(t)) \right)}_{F_{th,i}} \quad (۳-۱۷)$$

که در آن، $r_i = 2^{-1/3} R$ ، نیروی اعمال شده به پره ی i ام، F_{ih} نیروی عمل کننده روی برج در ارتفاع توپی و $F_{ih,i}$ نیروی عمل کننده روی برج در ارتفاع توپی برای هر پره می باشد. برای این مدل دینامیکی، توصیف ریاضیاتی را می توان به صورت زیر نوشت:

$$M_i \ddot{x}(t) = F_{ih}(t) - B_i \dot{x}(t) - K_i x(t) \quad (18-3)$$

که در آن K_i ضریب پیچشی برج، B_i ضریب میرایی، M_i جرم بالای برج و x_i جابجایی بدنه از نقطه ی تعادل می باشد.

۳-۸- مدل سیستم قدرت

به طور کلی سیستم قدرت شامل مبدل ها و ژنراتور می باشد. توان الکتریکی توسط ژنراتور تولید می شود و برای فعال کردن عملیات سرعت متغیر، جریان در ژنراتور با استفاده از مبدل ها کنترل می شود. بنابراین مبدل ها رابط بین خروجی ژنراتور توربین با شبکه برق می باشند. دینامیک هر مبدل توسط یک سیستم مرتبه اول با تاخیر زمانی تقریب زده می شود. یک مبدل توسط روابط زیر مدل می شود:

$$\frac{T_g(s)}{T_{g,ref}(s)} = \frac{e^{(-t_{g,d}(t))}}{\tau_g s + 1} \quad (19-3)$$

$$\dot{T}_g = -\frac{1}{\tau} (T_g(t) - T_{g,ref}(t - t_{g,d})) \quad (20-3)$$

که در رابطه بالا، $T_{g,ref}$ گشتاور مطلوب ژنراتور، $t_{g,d}$ تاخیر مبدل و τ_g ثابت زمانی سیستم مرتبه اول می باشند. توان تولیدی به صورت زیر توسط ژنراتور حاصل می شود و بستگی به سرعت پرخشی روتور دارد.

$$P_e = \eta_g \Omega_g T_g \quad (21-3)$$

که در آن Ω_g ، T_g و η به ترتیب سرعت زاویه ای، گشتاور و ضریب بازدهی ژنراتور می باشند.

۳-۹- ژنراتور

انواع مختلفی از ژنراتورها وجود دارند که می‌توان از آنها در توربین بادی استفاده کرد. در این بخش به توضیح مختصری در مورد این ژنراتورها پرداخته شده است.

دو نوع رایج ماشین‌های الکتریکی مورد استفاده در توربین‌های بادی، ژنراتورهای القایی و ژنراتورهای سنکرون هستند. ژنراتورهای القایی به دلیل هزینه پایین، پایداری و استحکام و تعمیر و نگهداری آسان بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرند. ژنراتورهای مدرن به صورت زیر دسته بندی می‌شوند [۴۲]:

- ژنراتور سرعت ثابت^۱
- ژنراتور سرعت متغیر محدود^۲
- ژنراتور سرعت متغیر با مبدل فرکانسی با ظرفیت کامل^۳
- ژنراتور القایی تغذیه-دوسویه^۴

۳-۹-۱- ژنراتورهای سرعت ثابت

بیشتر ژنراتورهای سرعت ثابت که تاکنون استفاده شده از نوع القایی قفسه سنجابی می‌باشند که به صورت مستقیم به شبکه وصل می‌شوند. از جمله معایب مهم این تکنولوژی عدم استفاده از تمام انرژی باد به صورت کامل، عدم کنترل سرعت و نیاز به بانک خازنی جهت تامین توان راکتیو می‌باشد.

^۱ Fixed-Speed Generator

^۲ Variable-Slip Generator

^۳ Full-Converter Generator

^۴ Doubly Fed Induction Generator

۳-۹-۲- ژنراتورهای سرعت متغیر

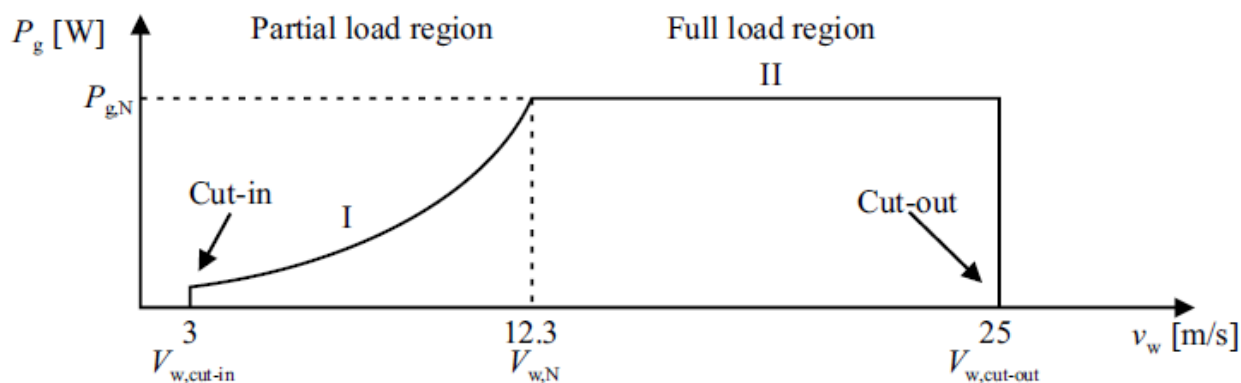
به منظور رفع نقایص ژنراتورهای سرعت ثابت، امروزه از ژنراتورهای سرعت متغیر استفاده می‌شود. ژنراتورهای با محدوده تغییرات سرعت از طریق یک مبدل با توانی تقریباً برابر توان نامی ژنراتور به شبکه متصل می‌شوند. از مزایای این دسته از ژنراتورها می‌توان به کنترل توان حقیقی و دریافت بیشترین توان ممکن، کنترل توان راکتیو و ولتاژ و بهبود پایداری شبکه و ژنراتور و از معایب آنها به هزینه بالا، کنترل پیچیده در مقایسه با ژنراتورهای سرعت ثابت و تلفات بیشتر به علت عبور کل توان خروجی از مبدل فرکانسی اشاره کرد [۴۱].

۳-۹-۳- ژنراتور القایی تغذیه-دوسویه

ژنراتورهای القایی تغذیه-دوسویه، ژنراتورهای القایی روتور سیم‌پیچی شده‌ای هستند به طوری که استاتور به صورت مستقیم و روتور از طریق حلقه‌های لغزان و یک مبدل الکترونیک پشت به پشت به شبکه متصل می‌باشند. تلفات کم، هزینه پایین، اطمینان از راندمان بالا، قابلیت عملکرد در سرعت فوق سنکرون و زیر سنکرون از جمله مزایای این ژنراتورها می‌باشند. از معایب این ژنراتورها می‌توان به ساییدگی و پارگی حلقه‌های لغزان، نگهداری، وابستگی ولتاژ خروجی به سرعت روتور و استاتور و حساسیت به افت ولتاژ اشاره کرد.

۳-۱۰- تولید توان در سیستم توربین بادی

توربین باد وظیفه تبدیل انرژی باد به انرژی مکانیکی را دارد. جعبه دنده سرعت را افزایش و گشتاور را کاهش می‌دهد و مجموعه ژنراتور و مبدل الکترونیک قدرت، انرژی مکانیکی را به الکتریکی تبدیل می‌کنند. در شکل (۳-۱۲) منحنی توان تولید شده بر حسب سرعت باد توسط سیستم تبدیل انرژی باد نشان داده شده است. این منحنی شامل ۴ ناحیه می‌باشد [۳۸]:



شکل (۳-۱۲) منحنی توان ایده‌آل توربین بادی [۳۸]

۱- سرعت قطع پایین (*Cut-in*): این سرعت باد کمتر از حد مجاز می‌باشد و انرژی لازم در این سرعت باد و سرعت‌های باد کمتر از آن برای به حرکت درآوردن توربین و تولید توان الکتریکی وجود نخواهد داشت. در این حالت توربین را قفل می‌کنند.

۲- ناحیه‌ی عملیاتی بار جزئی: این ناحیه بین دو سرعت باد وصل و سرعت باد نامی قرار دارد. در این ناحیه هدف کنترلی دستیابی به توان بهینه می‌باشد، بنابراین سرعت زاویه‌ای ژنراتور برای دستیابی به بیشترین توان در سرعت‌های باد مختلف تنظیم می‌شود.

۳- ناحیه‌ی عملیاتی بار کامل: این ناحیه بین سرعت باد نامی و سرعت باد قطع قرار دارد. در این ناحیه جهت جلوگیری از صدمه به توربین و کاهش استرس‌های مکانیکی، توان خروجی باید در مقدار نامی خود ثابت نگه داشته شود. بنابراین سرعت زاویه‌ای ژنراتور با تغییر زاویه فراز در یک سطح مجاز ثابت نگه داشته می‌شود.

۴- سرعت قطع بالا (*Cut-out*): این سرعت باد بیشتر از حد مجاز می‌باشد. در این سرعت باد و سرعت‌های باد بیشتر از آن توربین آسیب خواهد دید. در این حالت نیز توربین را قفل می‌کنند.

۳-۱۱- سنسورهای توربین بادی

در سیستم توربین بادی، برای کنترل سیستم در نقطه‌ی عملکردی مطلوب نیاز است تا برخی متغیرها را با استفاده از سنسورها دریافت کنیم. از خروجی این سنسورها علاوه بر کنترل سیستم می‌توان این متغیرهای حالت را مانیتور نمود. برای رسیدن به عملکرد مطلوب در سیستم توربین بادی، این سنسورها باید عملکرد درستی داشته باشند و در صورت خطا در سنسور، ممکن است صدمات زیادی به سیستم وارد شود. متغیرهای حالتی که در توربین‌های بادی دارای اهمیت هستند و برای آنها سنسور قرار داده شده است به صورت زیر می‌باشند [۴۳]:

- زاویه فراز: یکی از متغیرهای با اهمیت برای افزایش راندمان توربین بادی است که در سرعت‌های زیاد باد نیز می‌توان با تنظیم درست آن از آسیب دیدن توربین جلوگیری نمود. این زاویه توسط انکدر^۱ زاویه اندازه‌گیری می‌شود.
- سرعت در محور روتور: این متغیر توسط انکدر سرعت بدست می‌آید و از آن برای کنترل سیستم توربین بادی استفاده می‌شود.
- سرعت در محور ژنراتور: این متغیر نیز توسط انکدر سرعت محاسبه می‌شود و در سیستم کنترلی توربین دارای اهمیت فراوانی است.
- ارتعاش و تلاطم برج: از یک شتاب سنج برای اندازه‌گیری این مقدار استفاده می‌شود.
- توان فعال، ولتاژ و جریان ژنراتور: که توسط المان‌های الکتریکی ولت‌متر و آمپر متر اندازه‌گیری می‌شوند

^۱ Encoder

فصل ۴

طراحی فیلتر تشخیص خطا

همان‌طور که در فصل‌های قبلی گفته شد، هدف در تشخیص خطا بر مبنای مدل، طراحی ساز و کار تولید سیگنالی است که آشکارسازی سیگنال‌های خطا را بر عهده دارد. این امر بر اساس دانشی از مدل سیستم استوار بوده و به این سیگنال تولید شده، سیگنال مانده گفته می‌شود. در نهایت سیگنال مانده با مقادیری معلوم از حد آستانه مقایسه شده و بر اساس آن تشخیص داده می‌شود که آیا خطا رخ داده است یا خیر. در این فصل بخش‌هایی از موضوع پرفراز و نشیب خطا با تمرکز بر روش‌های شاخص تشخیص خطا مبتنی بر مدل در یک بستر طبیعی ولی سازمان یافته برای سیستم‌های LTI روایت می‌شود. پیش‌فرض اصلی این روش‌ها، وجود یک مدل ریاضی به صورت نمایش فضای حالت یا تابع تبدیل برای سیستم مورد نظر است که می‌توان آن را با استفاده مستقیم از قوانین فیزیکی با الگوریتم‌های شناسایی بدست آورد و رفتار سیستم سالم را توصیف می‌کند. در ابتدا نشان داده خواهد شد که چگونه می‌توان مدل سیستم سالم را به گونه‌ای اصلاح نمود که بتوان در آن تاثیر خطاهای مختلف را در نظر گرفت. بعد از آگاهی از چگونگی مدل‌سازی ریاضی خطا، زمینه مناسبی جهت ارائه روش‌های تشخیص خطا مبتنی بر مدل فراهم خواهد شد. بنابراین، از حیث نحوه طراحی مولد مانده و شیوه مقاوم‌سازی آن نسبت به نامعینی‌ها و ورودی‌های ناشناخته می‌توان روش‌های مختلف تشخیص خطا را مورد بررسی قرار داد. این روش‌ها طیف وسیعی از ابزارهای شناخته شده در نظریه تخمین و کنترل مقاوم نظیر: فیلتر کالمن، رویتگر لئونبرگر، رویتگرها با ورودی‌های ناشناخته^۱ (UIO)، نظریه دکوپله‌سازی مبتنی بر فیلتر اینوویشن^۲، روش‌های متنوع بهینه‌سازی H_2 ، H_∞ ، H_- / H_∞ و H_2 / H_∞ را بکار می‌برند [۴۹،۴۵،۲۶،۲۵]

^۱ Unknown Input Observer^۲ Innovation Filter

یکی از روش‌های بسیار کاربردی و مورد مطالعه، روش فیلتر تشخیص خطا مبتنی بر روی‌نگر می‌باشد. این روش علاوه بر سادگی پیاده‌سازی، در تشخیص انواع خطاهای ممکن بسیار مناسب عمل می‌کند. از آنجا که اغتشاشات معلوم و نامعلوم، نویز و نامعینی‌های مدل‌سازی برای بسیاری از سیستم‌های عملی غیرقابل اجتناب هستند، در هر نوع طراحی فیلتر تشخیص خطا، در نظر گرفتن این اثرات ضروری می‌نماید. چرا که قابلیت اطمینان و مقاومت از فاکتورهای اصلی طراحی یک فیلتر تشخیص خطا محسوب می‌شود. با این حال یافتن یک روش طراحی مناسب با در نظر داشتن ورودی‌های نامعلوم و نامعینی مدل‌سازی به سختی ممکن بوده و بیشتر روش‌های طراحی فیلتر تشخیص خطای مقاوم نظیر بهینه‌سازی H_∞ ، LMI و روش μ با محدودیت‌هایی همراه هستند [۴۶، ۴۷، ۴۹].

دلیل این امر چند هدفه بودن فرآیند طراحی می‌باشد. چرا که در عین باز پس زدن اثر ورودی‌های نامعلوم و نامعینی‌های مدل‌سازی از سیگنال مانده، هدف حساس‌سازی هر چه بیشتر این سیگنال به خطا نیز یکی دیگر از اهداف اصلی طراحی می‌باشد. همچنین این دو هدف طراحی در برابر هم قرار داشته و بهبود یکی سبب انحراف دیگری می‌شود. از این رو در فرآیند طراحی منطقی است که مصالحه‌ای میان این دو هدف برقرار شود. بدین منظور برخی روش‌های مناسب طراحی با در نظر گرفتن هر دو شرایط مطرح می‌شوند.

در این روش‌ها از ابزارهایی جهت ارزیابی این اهداف استفاده می‌شود که متناسب با نوع هدف انتخاب می‌شوند. برای ارزیابی میزان توانایی سیستم تشخیص خطا در ممانعت از اثر ورودی‌های نامعلوم روی سیگنال مانده، معمولاً از شاخص‌های نظیر H_2 و H_∞ استفاده می‌شود، که نرم H_2 ^۱ تابع انتقال خطا به سیگنال مانده، معیار مناسبی برای ارزیابی حساسیت سیستم تشخیص، به خطاهای ممکن در حضور نویز می‌باشد.

^۱ H_2 Norm

معیار دیگر ارزیابی میزان حساسیت سیگنال مانده به خطا، H_- می باشد که در [۴۸] توسعه داده شده است. با این توصیفات مختلف از معیارهای ارزیابی مقاومت و حساسیت سیگنال مانده، روش‌های طراحی مختلفی در تشخیص خطا به صورت مسائل بهینه‌سازی چند هدفه مطرح شدند. برای نمونه مسئله‌های H_2/H_2 ، H_-/H_2 ، H_2/H_∞ ، H_-/H_∞ ، H_∞/H_∞ ، H_-/H_∞ ، H_2/H_∞ ، H_-/H_∞ و H_2/H_∞ از سایر موارد بیشتر مورد مطالعه قرار گرفته [۵۰] و در شرایط یکسان پاسخ به مراتب بهتری از سایر موارد ذکر شده بدست می‌دهد.

قضیه ۴-۱: نامساوی مکمل شر^۱ [۴۹]:

LMI یک نامساوی ماتریسی به فرم زیر است:

$$F(x) = F_0 + \sum_{i=1}^m x_i F_i > 0 \quad (1-4)$$

که $x \in \mathfrak{R}^m$ متغیر است و $F_i = F_i^T; i = 0, 1, 2, \dots, m$ ماتریس‌های مفروض هستند. LMI در واقع بیانگر یک سری محدودیت بر روی متغیر x است به طوری که اگر تمام ماتریس‌های $F_i; i = 0, 1, 2, \dots, m$ قطری باشند LMI فوق یک سری نامعادلات خطی را نتیجه می‌دهد. البته برخی از نامعادلات غیرخطی را نیز می‌توان بصورت LMI نوشت. ایده اصلی که در این مورد استفاده می‌شود، مکمل شر است. به این طریق که LMI زیر:

$$\begin{bmatrix} Q(x) & S(x) \\ S^T(x) & R(x) \end{bmatrix} > 0 \quad (2-4)$$

که $Q(x) = Q^T(x)$ ، $R(x) = R^T(x)$ و $S(x)$ به صورت affine به متغیر x وابسته‌اند،

^۱ Schur Complement

معادل است با:

$$R(x) > 0 \quad , \quad Q(x) - S(x)R^{-1}(x)S^T(x) > 0 \quad (3-4)$$

بنابراین نامعادلات غیرخطی قابل بیان بصورت (۳-۴) هستند.

۲-۴- طراحی مولد مانده به کمک LMI، تحلیل مقاومت و حساسیت

آنچه که به عنوان مولد مانده در فضای رویتگری مطرح می‌شود، نیازمند طراحی خاص خود و متناسب با آن نرم‌های مربوط به خود می‌باشد. نظیر آنچه در پیش گفته شد، طراحی مولد مانده در فضای رویتگری مطرح می‌شود. با اعمال تبدیل لاپلاس^۱ و فرض مدل گفته شده اصلی سیستم همراه با خطا و ورودی‌های نامعلوم داریم [۳۴]:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + B_1u(t) + B_2v(s) + B_3w(s) + B_4f(s) \\ y(t) = Cx(t) + D_1u(t) + D_2v(s) + D_3(s)w(s) + D_4f(s) \\ y = G_u u + G_v v + G_w w + G_f f \end{cases} \quad (4-4)$$

بر اساس ابعاد این ماتریس‌های انتقال: $(G_u : n_y \times n_u, G_v : n_y \times n_v, G_w : n_y \times n_w, G_f : n_y \times n_f)$ ، تحقق

فضای حالت مطابق:

$$[G_u \quad G_v \quad G_w \quad G_f] = \begin{bmatrix} A & B_1 & B_2 & B_3 & B_4 \\ C & D_1 & D_2 & D_3 & D_4 \end{bmatrix} \quad (5-4)$$

^۱ Laplace transform

بدست می آید. از آنجا که تحقق‌های (G_u, G_v, G_w, G_f) هر سه در ماتریس‌های (A, C) مشترکند با بکار بردن یک LFC مطابق قبل داریم:

$$[G_u \ G_v \ G_w \ G_f] = M^{-1} [N_u \ N_v \ N_w \ N_f] \quad (۶-۴)$$

$$[M \ N_u \ N_v \ N_f] = \begin{bmatrix} A-KC & K & B_1-KD_1 & B_2-KD_2 & B_3-KD_3 & B_4-KD_4 \\ C & I & D_1 & D_2 & D_3 & D_4 \end{bmatrix} \quad (۷-۴)$$

و ماتریس K آن‌چنان خواهد شد که $A-KC$ پایدار باشد.

مطابق مطالب قبل و آنچه که در مرجع [۵۰] آمده است، می‌توان فرم کلی مولد مانده را به صورت زیر در نظر گرفت:

$$r = Q(My - N_u u) = Q \begin{bmatrix} M & -N_u \\ & \begin{bmatrix} u \\ y \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (۸-۴)$$

در این نمایش سیگنال مانده‌ی r که برای تشخیص خطا استفاده می‌شود، با انتخاب مناسب $Q: p \times n_y$ ایجاد می‌شود. البته در حالت کلی $Q: p \times n_y$ می‌باشد که در آن هر $p > 0$ مورد قبول است. ولی به سادگی مشخص است که با انتخاب $p > n_y$ هیچ مورد اضافه‌ای حاصل نخواهد شد و $p < n_y$ نیز محدودیت‌های فیلترینگ را به مانده وارد خواهد ساخت. از این گذشته انتخاب $p = n_y$ شامل همه موارد $p > n_y$ در حالت خاصی که $p - n_y$ سطر آخر صفر در نظر گرفته شده‌اند می‌باشد. البته به عنوان در مواردی که هدف جداسازی خطاها می‌باشد می‌توان بجای ایجاد بانکی از مانده‌های اسکالر، ابعاد پیش فیلتر مذکور را $Q: n_f \times n_y$ فرض نمود که در آن n_f تعداد خطاهای ممکن می‌باشد. با استفاده از روابط (۴-۴)، (۶-۴) و (۷-۴) می‌توان نوشت:

$$r = Q(My - N_u u) = Q[M(G_u u + G_v v + G_w w + G_f f) - N_u u] = \quad (9-4)$$

$$Q[(N_u u + N_v v + N_w w + N_f f) - N_u u] = Q(N_v v + N_w w + N_f f)$$

که بر اساس آن توابع تبدیل از ورودی نامعلوم و خطا به سیگنال مانده به ترتیب برابر خواهند بود با:

$$G_{rv} = QN_v, \quad G_{rw} = QN_w, \quad G_{rf} = QN_f \quad (10-4)$$

از آنجا که معیار H_2 ، معیار بسیار مناسبی برای اندازه‌گیری کمترین بهره توابع می‌باشد، لذا منطقی است که از آن به عنوان حد بحرانی حساسیت به خطای سیگنال مانده استفاده شود. همچنین با توجه به تعریف نرم H_∞ ، بدیهی است که این نرم بیانگر بیشترین اثر سیگنال v (بدترین حالت) روی مانده باشد. این دو مورد در حالتی هستند که هر دو سیگنال خطا و اغتشاش، از لحاظ انرژی و توان کاملاً مجهول فرض شوند. از سوی دیگر اگر در مورد این دو سیگنال، بدانیم که طیفی نظیر نویز سفید دارند، استفاده از معیار ارزیابی H_2 بسیار مناسب خواهد بود. معمولاً از نرم H_∞ برای اندازه‌گیری حساسیت به خطا استفاده نمی‌شود چرا که صرفاً به ترکیب‌های خاصی از خطاها حساس می‌باشد.

۴-۳- مسئله تشخیص خطا و گزینه‌های روی میز

مسئله تشخیص خطا به عنوان یک مسئله اساسی در FDI محسوب می‌شود، لذا این امر لازم است که با تامل بیشتری نقش ورودی ناشناخته v در (۴-۴) را مورد بازبینی مجدد قرار دهیم. ورودی v می‌تواند کارکرد چند هدفه داشته باشد، بدین مفهوم که با استفاده از آن نه تنها می‌توان اغتشاش، نامعینی‌ها، عوامل غیرخطی و دینامیک‌های مدل نشده را در نظر گرفت، بلکه از آن می‌توان برای منظورهای دیگری نیز سود جست. فرض کنید خطاهای سیستم را به دو دسته مجزا تقسیم کنیم: دسته اول شامل خطاهایی است که بی‌صبرانه مشتاقیم تا آشکار شوند و بهتر است نام آنها را خطاهای هدف بگذاریم و آنها را در f قرار دهیم

و دسته دوم خطاهایی است که فعلا اشتیاقی به آشکارسازی آنها نداریم، لذا شایسته است آنها را هم خطاهای مزاحم بنامیم و در U قرار دهیم. در اینجا، پیش فرض اساسی، دسترسی به مدل ریاضی سیستم مورد نظر به صورت (۴-۴) است. هدف از مسئله تشخیص خطا طراحی یک سیستم دینامیکی با بعد محدود موسوم به مولد مانده است که با استفاده از داده‌های ورودی u و خروجی سیستم y سیگنالی موسوم به مانده v تولید کند که با پردازش آن بتوان در مورد وقوع یا عدم وقوع خطا تصمیم‌گیری نمود. به عنوان مثال، چنانچه مانده v به ازای داده‌های سیستم سالم صفر باشد یا خواص آماری مشخصی داشته باشد و به ازای داده‌های سیستم معیوب مخالف صفر شود یا خواص آماری آن تغییر یابد، آشکارسازی خطا به سهولت امکان‌پذیر می‌باشد، اما به هر حال در عمل با وضعیت پیچیده‌تری مواجه هستیم، چرا که حتی در غیاب خطا f به علت وجود ورودی معلوم u و ورودی ناشناخته U ممکن است مانده v دقیقا صفر نشود و یا حتی خواص آماری معلوم نیز نداشته باشد. این وضعیت، احتمال تصمیم‌گیری‌های اشتباه در خصوص وقوع خطا را افزایش می‌دهد و لذا طبیعی است که نمی‌توان از تاثیر نامطلوب این ورودی‌ها روی مانده صرف‌نظر نمود. جهت مقاوم‌سازی سیگنال مانده نسبت ورودی ناشناخته راهکاری متفاوت پیشنهاد شده است. با فرض عدم امکان دکوپله‌سازی در (۴-۴)، فرضیاتی بر روی ورودی ناشناخته U تحمیل می‌گردد که زمینه را برای طرح مسائل بهینه‌سازی چند هدفه مبتنی بر نرم‌هایی نظیر: H_2 و H_∞ و نیمه‌نرمی نظیر H_- فراهم می‌کند، بدین مفهوم که بایستی نرم مناسبی از ماتریس تابع تبدیل از U به V کاهش یابد و همزمان نرم مناسبی از f به V افزایش یابد.

با در نظر گرفتن ملاحظات فوق می‌توان مسئله تشخیص خطا مبتنی بر مدل را برای سیستم (۴-۴) به صورت زیر تعریف نمود که حل آن منجر به مولد مانده می‌شود.

۴-۴- توليد مانده مبتنی بر بهینه‌سازی

به طور طبیعی در وضعیت‌هایی که انتخاب گزینه دکوپله‌سازی کامل برای آشکارسازی خطا میسر نیست استفاده از گزینه بهینه‌سازی راهکار مناسبی می‌باشد. در رابطه (۴-۴) فرض می‌کنیم با وضعیتی مواجه شویم که $\text{Im}(G_f(s)) \subset \text{Im}(G_v(s))$ و این دلیل اصلی استفاده از روش‌های بهینه‌سازی جهت تشخیص خطا است. زیرا در غیر این صورت $\text{Im}(G_f(s))$ را به دو زیرفضای مجزا شامل:

$$y(s) = G_u(s)u(s) + G_v(s)v(s) + G_w(s)w(s) + G_f(s)f(s) \quad (11-4)$$

$$i) \text{Im}(G_{f1}(s)) \cap \text{Im}(G_v(s)) = 0, \quad ii) \text{Im}(G_{f2}(s)) \subset \text{Im}(G_v(s))$$

تجزیه کرده و مسئله تشخیص خطا با استفاده از روش‌های دکوپله‌سازی کامل حل می‌شود. به هر حال، تشخیص خطا از طریق حل مسائل بهینه‌سازی نیز مستلزم در نظر گرفتن فرضیات خاصی نظیر محدود بودن انرژی یا معلوم بودن خواص آماری مشخص در مورد ورودی ناشناخته U است. در این صورت جهت بیان دقیق و شفاف مسئله ما در قالب مسائل بهینه‌سازی مبتنی بر نرم‌های H_2 و H_∞ یا نیمه‌نرم H_- همواره می‌شود.

۴-۴-۱- توليد مانده مبتنی بر بهینه‌سازی H_-/H_∞

ابتدا لازم است با ریاضیات دقیق‌تری صورت این مسئله را بیان نماییم [۵۱]:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1u + B_{23}v + B_4f \\ y = Cx + D_1u + D_{23}v + D_4f \end{cases} \quad (12-4)$$

که در آن $v = (v^T \ w^T)^T \in \mathfrak{R}^{g+r}$ و $B_{23} = (B_2 \ B_3), D_{23} = (D_2 \ D_3)$

همانطور که دیده می‌شود ورودی افزوده شده جدید V برداری متشکل از تمام ورودی‌های ناشناخته، نویزهای فرایند و اندازه‌گیری است و از این منظر، ورودی جدید V از نویز سفید، سیگنال‌هایی با انرژی یا توان محدود تشکیل شده است و لذا در حالت کلی می‌تواند ماهیتی چندگانه داشته باشد. معمولاً در مورد سیستم (۱۲-۴) علاوه بر دو فرض استاندارد آشکارپذیری (A, C) و رتبه کامل سطری بودن D_{23} ، فرض می‌شود که ماتریس $\begin{pmatrix} A - j\omega I & B_{23} \\ C & D_{23} \end{pmatrix}$ رتبه کامل به ازای تمام $\omega \in \mathbb{R}$ دارد و بدین مفهوم است که ماتریس تابع تبدیل $G_v(s) = C(sI - A)^{-1}B_{23} + D_{23}$ صفر انتقالی روی محور $j\omega$ ندارد. با تبدیل لاپلاس گرفتن از معادلات (۱۲-۴) و با فرض اولیه شرایط صفر داریم:

$$y = G_u u + G_v v + G_f f \quad (۱۳-۴)$$

جهت سهولت از نوشتن آرگومان s برای توابع تبدیل صرف نظر می‌شود. حال فرض کنید تجزیه به عوامل اول از سمت چپ و توابع تبدیل موجود در رابطه (۱۳-۴) به صورت زیر باشند [۳۴]:

$$G_u = M^{-1}N_u, \quad G_v = M^{-1}N_v, \quad G_f = M^{-1}N_f \quad (۱۴-۴)$$

که در آن $M, N_u, N_v, N_f \in \mathcal{RH}_\infty$ و توسط روابط زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} M &= C(sI - A + KC)^{-1}K + I, \\ N_u &= C(sI - A + KC)^{-1}(B_1 - KD_1) + D_1, \\ N_v &= C(sI - A + KC)^{-1}(B_{23} - KD_{23}) + D_{23}, \\ N_f &= C(sI - A + KC)^{-1}(B_4 - KD_4) + D_4, \end{aligned}$$

در اینجا ماتریس بهره K باید به گونه‌ای انتخاب شود که $A - KC$ هرویتز شود که با توجه به فرض آشکارپذیری (A, C) همواره K وجود دارد. در سال ۱۹۹۰ میلادی در [۵۲] که از جمله مقاله شاخص و

تاثیرگذار در عرصه تشخیص خطا محسوب می‌شود، نشان داده شده است که با استفاده از رویکرد تجزیه به عوامل اول می‌توان خانواده مولدهای مانده را برای (۴-۱۴) در حوزه فرکانس به صورت زیر بر حسب یک ماتریس تابع تبدیل آزاد Q در $\Re H_\infty$ به اصطلاح پارامتریزه نمود:

$$v = Q(My - N_u u) = \bar{V} \begin{pmatrix} u \\ y \end{pmatrix}, \quad (15-4)$$

که در آن V مانده است و به صورت زیر بیان می‌شود:

$$v = V \begin{pmatrix} u \\ y \end{pmatrix} \quad (16-4)$$

$$\bar{V} = Q(-N_u \quad M), \quad (17-4)$$

از مقایسه روابط بالا می‌توان توصیف مشخصی از خانواده مولدهای مانده \bar{V} بر حسب پارامتر آزاد Q به صورت (۴-۱۷) ارائه نمود. از ترکیب روابط (۴-۱۳) و (۴-۱۵) نتیجه می‌شود:

$$v = T_{vv} v + T_{vf} f, \quad (18-4)$$

که در آن $T_{vv} = QN_v$ و $T_{vf} = QN_f$ است. مطابق رابطه (۴-۱۸) ساختار ارائه شده در (۴-۱۷) برای \bar{V} ، با توجه بیشتر به رابطه (۴-۱۸) نشان می‌دهد که لازم است با انتخاب معیارهای عملکردی مناسب پارامتر آزاد Q را به گونه‌ای محاسبه نمود که مانده V بیشترین حساسیت را نسبت به خطا f و کمترین حساسیت را نسبت به ورودی نامعلوم v داشته باشد که بیانگر نوعی مصالحه بهینه می‌باشد. در عمل، حساسیت مانده V را نسبت به خطا f و v برحسب نرم مناسبی از توابع تبدیل T_{vf} و T_{vv} بیان می‌شوند. در حالت ایده‌آل انتخاب Q به گونه‌ای که قید $T_{vv} = 0$ را تضمین نماید کاملاً مطلوب است.

چنانچه در این حالت ایده‌آل، شرط اضافی $T_{vf} = I$ نیز ارضا شود، مانده دقیقا برابر خطا می‌شود. البته معمولا دستیابی به این حالت ایده‌آل در عمل امکان‌پذیر نیست و با محدودیت‌هایی جدی مواجه است. به هر حال، با ترجمه حساسیت به صورت نرم مناسبی از تابع تبدیل و با اعمال فرضیات ریاضی در مورد f و V می‌توان خانواده‌ای پرتعداد از مسائل بهینه‌سازی چند هدفه را تعریف نمود که هدف آنها کوچک کردن $\|T_{vv}\|$ و در عین حال بزرگ کردن $\|T_{vf}\|$ است. $\|T_{vf}\|_{-}$ بیانگر کوچکترین بهره تابع تبدیل از f به مانده V است، لذا طبیعی به نظر می‌رسد که بزرگ کردن آن بتواند حساسیت مانده نسبت به خطا را تا حد قابل قبولی افزایش دهد و عملکرد تشخیص خطا را بهبود بخشد. از سوی دیگر، کوچکتر کردن $\|T_{vv}\|_{\infty}$ نیز سال-هاست که به‌عنوان معیار پذیرفته شده‌ای جهت تضعیف اثر ورودی نامعلوم و افزایش مقاومت شناخته شده است. بنابراین، یافتن جواب مسئله بهینه‌سازی می‌تواند به عنوان یک راهکار مناسب جهت طراحی مولد مانده به شمار رود.

تعریف ۴-۱: با فرض مقادیر $\beta > \gamma > 0$ روی‌تگر (۲-۱۵) یک روی‌تگر تشخیص خطا H_{-}/H_{∞} نامیده می‌شود اگر سه شرط زیر برقرار باشند [۱]:

$$1. (A - KC) \text{ هر ویتز باشد.}$$

$$2. \|T_{vv}(j\omega)\|_{\infty} < \gamma \text{ که تابع } T_{vv} \text{ به صورت } T_{vv} = C(sI - A + KC)^{-1}(B_{23} - KD_{23}) + D_{23} \text{ می‌باشد.}$$

$$3. \|T_{vf}(j\omega)\|_{-} > \beta \text{ که تابع } T_{vf} \text{ به صورت } T_{vf} = C(sI - A + KC)^{-1}(B_4 - KD_4) + D_4 \text{ می‌باشد.}$$

قضیه ۴-۲: سیستم (۴-۲۶) و روی‌تگر (۲-۱۵) را در نظر بگیرید، اگر ماتریس متقارن $P > 0$ و $\gamma \geq \gamma_{\min} > 0$ وجود داشته باشد آنگاه K_{γ} با استفاده از حل LMI به صورت زیر بیان می‌شود [۴۹]:

$$\begin{pmatrix} A^T P + PA + C^T C - K_\gamma C - C^T L_\gamma^T & PB_{23} - K_\gamma D_{23} + CD_{23} \\ (PB_{23} - K_\gamma D_{23} + C^T D_{23})^T & -\gamma^2 I + D_{23}^T D_{23} \end{pmatrix} \leq 0, \quad K = P^{-1} K_\gamma \quad (19-4)$$

قضیه ۴-۳: سیستم (۲۶-۴) و روینگر (۱۵-۲) را در نظر بگیرید، اگر ماتریس متقارن $Q > 0$ و $\beta \leq \beta_{\max} < 0$ وجود داشته باشد آنگاه K_β با استفاده از حل LMI به صورت زیر بیان می‌شود [۴۹]:

$$\begin{pmatrix} C^T C + K_\beta C + C^T K_\beta^T - A^T Q - QA & C^T D_4 + K_\beta D_4 + QB_4 \\ (C^T D_4 + K_\beta D_4 - QB_4)^T & -\beta^2 I + D_4^T D_4 \end{pmatrix} \geq 0, \quad K = Q^{-1} K_\beta \quad (20-4)$$

قضیه ۴-۴: با فرض مقادیر $\gamma \geq \gamma_{\min}$ و $\beta \leq \beta_{\max}$ ، $\beta > \gamma > 0$ و روینگر H_-/H_∞ ، اگر ماتریس K_γ

K_β و ماتریس متقارن $P > 0, Q > 0$ با رضایت $P^{-1} K_\gamma = Q^{-1} K_\beta$ و LMI (۱۹-۴) و (۲۰-۴) وجود

داشته باشند. ماتریس بهره روینگر (۱۵-۲) توسط $K = P^{-1} K_\gamma = Q^{-1} K_\beta$ حاصل می‌شود.

شاخص عملکرد بهینه به صورت $Min J = \gamma/\beta$ بیان می‌شود، به طوری که یک مصالحه بهینه بین حساسیت بالا به خطاها و قوام بودن به اغتشاشات برقرار شود. مراحل طراحی یک مولد مانده H_-/H_∞ برای سیستم-های LTI زمان پیوسته در قالب یک الگوریتم ساختار یافته خلاصه می‌نماییم:

گام ۱. با حل LMIهای (۱۹-۴) و (۲۰-۴) طبق قضایای (۲-۴) و (۳-۴)، $\beta_{\max}, \gamma_{\min}$ محاسبه می‌شوند.

گام ۲. (۱) با قرار دادن $\gamma_0 = \gamma_{\min}$ ، یک جفت پاسخ ممکن P_0 و L_{γ_0} برای ارضای (۱۹-۴) بدست می‌آید.

(۲) با جایگزینی K_β در (۲۰-۴) توسط $QP_0^{-1} K_{\gamma_0}$ ، بیشینه $\beta_{j\max}$ که برای همه $\beta_j = \beta_{j-1} - \varepsilon_\beta$

رضایت بخش است، بدست می‌آید. و داریم: $\beta_0 = \beta_{\max}, j = 1, 2, \dots, \varepsilon_\beta$.

گام ۳. برای $\gamma_j = \gamma_{j-1} + \varepsilon_\gamma$ به گام ۲ رفته و همه γ_j و β_j ثبت می‌شود، ($\gamma_0 = \gamma_{\min}, j = 1, 2, \dots, \varepsilon_\gamma > 0$).

گام ۴. این روند شبیه گام ۲ و ۳ است و تمام جفت‌های β_i و $\gamma_{i\min}$ دریافت می‌شوند.

گام ۵. همه جفت‌های γ_i/β_i محاسبه می‌شوند، در نهایت شاخص عملکرد بهینه $Min J$ ، و بهره ماتریس رویتنگر بهینه K بدست می‌آید.

لم ۴-۱: با فرض $G := (A, B, C, 0)$ که در آن A هرویتز است، آنگاه $\|G\|_2 = Tr[B^T K_0 B] = Tr[CK_c C^T]$

که در آن K_0 و K_c به ترتیب گرامیان‌های رویت‌پذیری و کنترل‌پذیری می‌باشند و از معادلات جبری لیاپانف^۱ زیر بدست می‌آیند [۵۳]:

$$AK_c + K_c A^T + BB^T = 0, \quad A^T K_0 + K_0 A + C^T C = 0$$

لم ۴-۲: ماتریس‌های توابع تبدیل هرویتز $T_1 := (A, B, C_1, 0)$ و $T_2 := (A, B, C_2, 0)$ با ثابت $\gamma > 0$ داده شده‌اند. فرض کنید $Q \geq 0$ وجود دارد به طوری که در معادله جبری ریکاتی^۲ (ARE^۲) زیر صدق می‌کند [۵۳]:

$$AQ + QA^T + \gamma^{-2} QC_1^T C_1 Q + BB^T = 0$$

آنگاه (A, B) پایدارپذیر است اگر و فقط اگر A هرویتز باشد. در این صورت، $\|T_1\|_\infty \leq \gamma$ و نامساوی $\tilde{Q} \leq Q$ برقرار است که در آن $\tilde{Q} = \tilde{Q}^T \geq 0$ جواب معادله جبری لیاپانف پیوسته $A\tilde{Q} + \tilde{Q}A^T + BB^T = 0$ در این صورت، $\|T_2\|_2 \leq Tr[QR]$ و $R = C_2^T C_2$ می‌باشد.

تعریف ۴-۱: فضای ℓ_2 شامل همه توابع انتگرال‌پذیر مربعی است که روی بازه $[0, \infty)$ و به صورت $u: \mathbb{R}^+ \rightarrow \mathbb{R}^m$ تعریف می‌شود، به طوری که در شرط زیر صدق کنند [۵۴، ۵۷]:

$$\|u\|_2 = \sqrt{\int_0^\infty \|u(t)\|^2 dt} < \infty$$

^۱ Aleksander Mikhailovich Lyapunov

^۲ Algebraic Riccati Equation

که در آن $\|u(t)\|^2 = u(t)^T u(t)$ نرم تعریف شده را ℓ_2 نرم تابع u می گویند. حال یک سیستم $H: \ell_2 \rightarrow \ell_2$ را در نظر می گیریم. بهره ℓ_2 سیستم H با نماد $\gamma(H)$ نشان داده می شود و به صورت زیر تعریف می شود:

$$\gamma(H) = \sup_u \frac{\|Hu\|_2}{\|u\|_2}$$

برای یک سیستم خطی با تابع تبدیل $H(s)$ بهره ℓ_2 برابر با $\|H(s)\|_\infty$ است و به صورت زیر تعریف می شود:

$$\gamma(H) := \|H(s)\|_\infty = \sup_{\omega \in \mathfrak{R}} \sigma_{\max}(H(j\omega))$$

تعریف ۴-۲: یک معادله جبری ریکاتی به صورت $A^T X + XA + XRX + Q = 0$ بیان می شود که در آن $Q = Q^T$ و $R = R^T$. ماتریس $X = X^T$ که در معادله فوق صدق می کند را یک جواب پایدار ساز معادله گویند اگر $A + RX$ هرویتر باشد [۵۷].

لم ۴-۳: معادله رجبی ریکاتی بالا را در نظر بگیرید که در آن $Q = Q^T$ ، $R = R^T$ ، A هرویتر و ماتریس همیلتونین^۱ متناظر با معادله ریکاتی به صورت $H = \begin{pmatrix} A & R \\ -Q & -A^T \end{pmatrix}$ هایپربولیک^۲ باشد بدین مفهوم که مقدار ویژه‌ای روی محور $j\omega$ نداشته باشد، آنگاه یک جواب منحصر به فرد $X = X^T > 0$ برای معادله ریکاتی در تعریف (۴-۲) وجود دارد.

لم ۴-۴: معادله جبری ریکاتی را به صورت $A^T X + XA + XBB^T X + C^T C = 0$ در نظر می گیریم، فرض کنید (A, B) پایدارپذیر و (A, C) آشکارپذیر باشند، آنگاه معادله فوق یک جواب منحصر به فرد پایدار ساز $X = X^T \geq 0$ خواهد داشت [۵۷].

^۱ Hamiltonian Matrix

^۲ Hyperbolic

لم ۴-۵: سیستم فضای حالت زیر را در نظر می‌گیریم [۵۳]:

$$T: \begin{cases} \dot{\zeta} = A\zeta + B_1 w_1 + B_2 w_2, \\ z = C\zeta + D_1 w_1, \end{cases}$$

با فرض A هرویتز، به‌طور معادل در حوزه فرکانس به‌صورت $z = T_1 w_1 + T_2 w_2$ می‌باشد. که T_2, T_1 به‌صورت

$T_1 := (A, B_1, C, D_1)$ و $T_2 := (A, B_2, C, 0)$ می‌باشند. همچنین، ثابت $\gamma > 0$ داده شده است و ماتریس-

های $A = A + B_1 R^{-1} D_1^T C$ و $R := \gamma^2 I - D_1^T D_1$ تعریف می‌شوند. آنگاه گزاره‌های زیر با هم معادل‌اند:

$$1. \quad \|T_1\|_{\infty} < \gamma$$

۲. $R > 0$ و برای معادله جبری ریکاتی $A^T X + XA + X B_1 R^{-1} B_1^T X + C^T (I + D_1 R^{-1} D_1^T) C = 0$

یک جواب پایدار ساز $X = X^T \geq 0$ وجود دارد.

۳. یک جواب $X > 0$ وجود دارد که در نامساوی $A^T X + XA + X B_1 R^{-1} X + C^T (I + D_1 R^{-1} D_1^T) C < 0$

صدق می‌کند.

۴. یک جواب $X > 0$ وجود دارد که با استفاده از مکمل شر در نامساوی زیر صدق می‌کند:

$$\begin{pmatrix} XA + A^T X & XB_1 & C^T \\ B_1^T X & -\gamma I & D_1^T \\ C & D_1 & -\gamma I \end{pmatrix} < 0$$

در این صورت، $\|T_2\|_2^2 \leq Tr[B_2^T X B_2]$ بیان می‌شود.

۲-۴-۴- تولید مانده مبتنی بر بهینه‌سازی H_2/H_∞

وجه تمایز مهم مسائل H_2 و H_∞ در فرضی است که بر روی ورودی نامعلوم W تحمیل می‌شود، به طوری که در مسئله H_2 فرض می‌شود W تصادفی با خواص آماری مشخص است و در مسئله H_∞ نیز ورودی W عضوی متعلق به ℓ_2 در نظر گرفته می‌شود. تحمیل چنین فرضیاتی روی W مسئله H_2/H_∞ را برای رویکرد تشخیص خطا فراهم می‌کند. در اینجا ورودی نامعلوم W زمانی که ورودی نامعلوم U به صورت پیش فرض دارای طیف محدود است، سفید (معلوم) در نظر گرفته می‌شود. مدل کامل سیستم با خطاهای همزمان محرک و سنسور را به صورت زیر توصیف می‌کنیم که در آن W و U به صورت جداگانه بیان می‌شوند:

$$G: \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1u + B_2v + B_3w + B_4f \\ y = Cx + D_1u + D_2v + D_3w + D_4f \end{cases} \quad (۲۱-۴)$$

معادله دینامیکی فیلتر کالمن برای تخمین حالت‌های سیستم در حضور نویز W به صورت:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + B_1u + L(y - \hat{y}) \\ \hat{y} = C\hat{x} + D_1u \end{cases} \quad (۲۲-۴)$$

خوش تعریف بودن مسئله H_2/H_∞ اقتضا می‌کند که ورودی نامعلوم نویز سفید W فرض شود یا انرژی (توان) آن محدود باشد که در هر دو صورت با ماهیت آن سازگار نیست و لذا تعریف این گونه از مسائل بهینه‌سازی با توجه به ماهیت چندگانه V چالش برانگیز است. نیازی به تعریف ورودی V نیست و در یک روال طبیعی همان دو ورودی W که نویز سفید است و اغتشاش U انرژی (توان) محدود دارد، در نظر گرفته می‌شود و بدین ترتیب، با یک مسئله جدیدی مرسوم به مسئله تولید مانده مبتنی بر بهینه‌سازی H_2/H_∞ مواجه خواهیم بود.

در ادامه با تعریف ریاضی این مسئله بهینه‌سازی جدید، راه‌حل تحلیلی آن برای کلاس سیستم‌های LTI زمان پیوسته تشریح خواهد شد. سیستم زمان پیوسته (۲۱-۴) را با شرایط اولیه $x(0) = x_0$ در نظر بگیرید. فرضیات استاندارد آشکارپذیری (A, C) و رتبه سطری کامل بودن D_3 که بیانگر نویزی بودن همه خروجی-های اندازه‌گیری شده است، برقرار می‌باشد. فرض کنید مولد مانده V یک سیستم دینامیکی با بعد محدود است که ساختاری مشابه یک رویتر لئونبرگر مرتبه n ام به صورت (۲۲-۴) و با شرایط $\hat{x}(0) = \hat{x}_0$ دارد. در اینجا هدف اصلی محاسبه بهره K از طریق حل یک مسئله بهینه‌سازی مناسب است که در ادامه تعریف می‌شود. با استفاده از (۲۱-۴) و (۲۲-۴)، دینامیک خطای تخمین به صورت زیر به دست می‌آید:

$$T: \begin{cases} \dot{e} = Ae + B_2 v + B_3 w + B_4 f \\ v = Ce + D_2 v + D_3 w + D_4 f \end{cases}, e(0) = e_0 \quad (23-4)$$

که در آن $e = x - \hat{x}$ ، $A = A - KC$ و $B_i = B_i - KD_i$ به ازای $i = 2, 3, 4$ می‌باشند. همانطوری که در (۲۳-۴) دیده می‌شود مانده V کاملاً از ورودی معلوم u دکوپله است. جهت ادامه کار، شایسته است مجموعه‌ای به نام Ω شامل بهره‌های K به گونه‌ای که A هرویتز باشد را تعریف کنیم. بدیهی است که با توجه به فرض آشکارپذیری (A, C) مجموعه Ω غیرتهی است. با استفاده از (۲۳-۴) و لم (۵-۴) مانده V را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\bar{v} = v + v_0$$

$$\bar{v} = T_0 e_0 + T_v v + T_w w + T_f f, \quad v_0 = D_3 w \quad (24-4)$$

$$T_0 := (A, I_n, C, 0), \quad T_v := (A, B_2, C, D_2),$$

$$T_w := (A, B_3, C, 0), \quad T_f := (A, B_4, C, D_4),$$

مشاهده می‌شود که مولفه V_0 در مانده V به بهره K بستگی ندارد و فقط به نویز سفید W بستگی دارد. علاوه بر این، از شرط $K \in \Omega$ به سادگی نتیجه می‌شود که ماتریس‌های تابع تبدیل T_v ، T_w و T_f متعلق به \mathfrak{RH}_∞ هستند. در خصوص رابطه (۴-۲۴)، اولاً جداسازی ماتریس D_3 باعث گردیده است $\|T_v\|_2$ محدود شود. ثانیاً در صورت عدم وقوع خطا مانده V به طور مجانبی سفید می‌شود لذا هرگونه تغییر ناگهانی در خواص آماری آن بیانگر رخداد خطاست. ثالثاً رابطه (۴-۲۴) نشان می‌دهد که مانده V به طور مستقیم تحت تاثیر شرایط اولیه e_0 و ورودی‌های W و U قرار دارد. در خصوص e_0 جای نگرانی وجود ندارد چرا که $T_0 \in \mathfrak{RH}_\infty$ می‌باشد. لذا تاثیر e_0 به طور مجانبی روی مانده به صفر میرا خواهد شد، ولی باید راهکار مناسبی جهت تضعیف W و U روی مانده بکار برد. برای این منظور با تعریف همان ورودی تجمیع شده V به صورت $v = (U^T \quad W^T)^T$ و تعیین بهره $K \in \Omega$ به گونه‌ای است که نرم H_2 یا H_∞ ماتریس تابع تبدیل از V به \bar{v} کم شود که در این صورت با مسائل استاندارد زیر مواجه خواهیم بود [۵۴] که در سال‌های اخیر از محبوبیت زیادی برخوردار بوده‌اند. به طوری که حل هر کدام از این مسائل منجر به یک مولد مانده V در (۴-۲۳) با بهره‌ای متفاوت می‌شود.

مسئله ۴-۱: فرض کنید V متعلق به ℓ_2 است و $\gamma > 0$ نیز داده شده است، بهره $K \in \Omega$ را به گونه‌ای میابیم که مسئله بهینه سازی زیر حل شود:

$$\min_{K \in \Omega} \|(T_v \quad T_w)\|_2 \quad (۲۵-۴)$$

مسئله ۴-۲: فرض کنید V متعلق به ℓ_2 است و $\gamma > 0$ نیز داده شده است، بهره $K \in \Omega$ را به گونه‌ای میابیم که مسئله بهینه سازی زیر حل شود:

$$\|(T_v \quad T_w)\|_\infty < \gamma \quad (۲۶-۴)$$

مسئله (۴-۱) در حقیقت یک مسئله فیلترینگ H_2 است که جواب آن همان فیلتر شناخته شده کالمن می‌باشد. مسئله (۴-۲) نیز یک مسئله فیلترینگ H_∞ است و جواب آن از طریق طراحی یک فیلتر H_∞ به دست می‌آید. فرض کنید W نویز سفید است و U اغتشاش متعلق به ℓ_2 می‌باشد و $\gamma > 0$ نیز داده شده است، بهره $K \in \Omega$ را به گونه‌ای پیدا می‌کنیم که مسئله بهینه‌سازی H_2/H_∞ به صورت زیر حل شود:

$$\min_{K \in \Omega} \left\{ \|T_w\|_2^2 : \|T_v\|_\infty < \gamma \right\} \quad (۲۷-۴)$$

در رابطه (۲۷-۴) اول اینکه با تنظیم ثابت γ امکان برقراری مصالحه‌ای بین عملکرد آشکارسازی خطا و حساسیت به نویز و اغتشاش فراهم می‌شود، دوم اینکه به ازای $\gamma \rightarrow 0$ تقریباً دکوپله‌سازی کامل انجام می‌شود و سوم اینکه با فرض $\gamma \rightarrow \infty$ قید H_∞ تعدیل می‌شود و نتایج حاصل از فیلتر کالمن به دست می‌آید. در اینجا یک الگوریتم ساختاریافته جهت یافتن کران بالای بهینه $\|T_w\|_2$ در مسئله (۲۷-۴) ارائه می‌شود که منجر به یافتن K و در نهایت طراحی مولد مانده V می‌گردد. لم (۴-۵) و [۵۳] زمینه‌ساز طرح یک مسئله بهینه‌سازی مقید با بعد متناهی می‌باشند که منجر به ارائه لم (۴-۶) می‌شوند:

لم (۴-۶): ثابت $\gamma > 0$ داده شده است، آنگاه $\|T_v\|_\infty < \gamma$ اگر و فقط اگر $R := \gamma^2 I - D_2^T D_2 > 0$ و یک جواب پایدارساز $Q = Q^T > 0$ برای معادله جبری ریکاتی زیر وجود داشته باشد [۵۳]:

$$\hat{A}^T Q + Q \hat{A} + Q B_2 R^{-1} B_2^T Q + C^T (I + D_2 R^{-1} D_2^T) C = 0 \quad (۲۸-۴)$$

که در آن $\hat{A} = A + B_2 R^{-1} D_2^T C$ ، در این صورت طبق لم (۴-۵):

$$\|T_w\|_2^2 \leq \text{Tr} [B_3^T Q B_3] \quad (۲۹-۴)$$

که می‌توان مجموعه \mathcal{X} را به صورت $\mathcal{X} = \{(Q, K) : Q = Q^T > 0 \& K \in \Omega\}$ تعریف نمود.

با استفاده از نتایج فوق می توان یک تابع هزینه $J: \mathcal{X} \rightarrow \Re$ به صورت $J = Tr[B_3^T Q B_3]$ و یک قید $G: \mathcal{X} \rightarrow \Re^{n \times n}$ به صورت زیر تعریف نمود:

$$G(Q, K) = \hat{A}^T Q + Q \hat{A} + Q B_2 R^{-1} B_2^T Q + C^T (I + D_2 R^{-1} D_2^T) C \quad (30-4)$$

لذا برای یافتن یک کران بالای بهینه برای نرم H_2 ، کافی است مسئله بهینه سازی مقید زیر که مرسوم به مسئله حداقل سازی کمکی^۱ است، حل شود:

$$\min_{(Q, K) \in K} J \quad (31-4)$$

بطوریکه قید $G(Q, K) = 0$ نیز برآورده شود. با استفاده از ضرایب لاگرانژ جواب مسئله حداقل سازی کمکی با استفاده از قضیه زیر بیان می شود:

قضیه (۴-۵): فرایند مرتبه n ام G در (۴-۲۱) و ثابت $\gamma > 0$ داده شده اند. یک مولد مانده V در (۴-۲۳) وجود دارد که جواب (۴-۳۱) است اگر و فقط اگر جواب پایدار ساز $P \geq 0, Q > 0$ و $K \in \Omega$ در معادلات جبری غیرخطی کوپل شده زیر صدق کنند [۵۵]:

$$\hat{A}^T Q + Q \hat{A} + Q B_2 R^{-1} B_2^T Q + C^T (I + D_2 R^{-1} D_2^T) C = 0$$

$$\hat{A}^T P + P \hat{A} + B_2 B_2^T = 0 \quad (32-4)$$

$$K + P Q K D_2 R^{-1} D_2^T W^{-1} - (P (Q B_2 R^{-1} D_2^T + C^T (I + D_2 R^{-1} D_2^T))) + B_3 D_3^T W^{-1} = 0$$

که در این جا $\hat{A} = A + B_2 R^{-1} D_2^T C$ و $W = D_3 D_3^T$

^۱ Auxilliary Minimization Problem

اثبات: ابتدا لاگرانژین را به صورت زیر تشکیل می‌دهیم:

$$\ell = J + Tr[GP] \quad (۳۳-۴)$$

که در آن $P = P^T \in \mathfrak{R}^{n \times n}$ ماتریس ضرایب لاگرانژ است. طبق قضیه لاگرانژ چنانچه (Q^*, P^*) یک اکسترمم J باشد، آنگاه P وجود دارد به طوری که باید شرایط لازم زیر برای بهینگی $(Q^*, K^*) \in \chi$ صدق کند:

$$\begin{aligned} 1) \quad & \frac{\partial \ell}{\partial Q} \Big|_{(Q^*, P^*)} = 0, \\ 2) \quad & \frac{\partial \ell}{\partial K} \Big|_{(Q^*, P^*)} = 0, \\ 3) \quad & \frac{\partial \ell}{\partial P} \Big|_{(Q^*, P^*)} = G(Q^*, K^*) = 0, \end{aligned} \quad (۳۴-۴)$$

با عملیات ساده جبری می‌توان نشان داد که شرط (۱) معادله P در (۳۲-۴) را نتیجه می‌دهد. به همین ترتیب، شرط (۲) و معکوس‌پذیری Q معادله K در (۳۲-۴) را نتیجه می‌دهد و سرانجام شرط (۳) نیز معادله Q را در (۳۲-۴) نتیجه می‌دهد. دقت نمایید جهت سهولت در نمایش، علامت * از روی ماتریس‌ها در معادلات (۳۲-۴) برداشته شده است. برای اثبات شرط کافی، فرض کنید (Q^*, P^*) یک کمینه محلی مقید J باشد. همچنین فرض کنید به ازای $K^* \in \Omega$ داشته باشیم $K = K^* + \Delta K$. آنگاه می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} Tr[B_3^T Q B_3] &= Tr[(B^* - \Delta K D_3)^T Q (B^* - \Delta K D_3)] \\ &= Tr[\Delta B_3^T Q \Delta B_3] \geq Tr[B_3^* Q B_3^*] \geq Tr[B_3^{*T} Q B_3^*] \end{aligned} \quad (۳۵-۴)$$

که در آن $B_3^* = B_3 - K^* D_3$ و $\Delta B_3 = B_3^* + (K^* - K) D_3$ بعلاوه، درستی اولین نامساوی در (۳۵-۴) واضح است ولی دومین نامساوی از این حقیقت نتیجه می‌شود که جواب پایدار ساز معادله Q در (۳۲-۴) کوچکترین جواب معادله است و یا $0 < Q^* \leq Q$ ، و این اثبات را کامل می‌کند.

در حالت کلی یافتن جواب تحلیلی معادلات جبری غیرخطی کوپل شده در (۳۲-۴) کار دشواری به شمار می‌رود. البته می‌توان به سادگی نشان داد که این محاسبات برای حالت خاص $D_2 = 0$ به سهولت امکان پذیر است. جهت ارائه یک راه حل عملی جهت یافتن جواب‌های زیربهمینه مسئله (۳۱-۴) می‌توان آن را به یک مسئله حداقل سازی محدب با قیود LMI تبدیل کرد. برای این منظور، ابتدا با استفاده از لم (۴-۵)، رابطه (۳۱-۴) را با مسئله بهینه‌سازی مقید زیر جایگزین می‌نماییم:

$$\min_{K \in D} \{ Tr[B_3^T \hat{P} B_3] : \hat{Q} = \hat{Q}^T > 0 \text{ and } G(Q, K) < 0 \} \quad (۳۶-۴)$$

که نامساوی ماتریسی $G(Q, K) < 0$ براساس قضیه مکمل شر به صورت قید زیر برآورده می‌شود:

$$\begin{pmatrix} A^T \hat{Q} + \hat{Q} A & \hat{Q} B_2 & C^T \\ B_2^T \hat{Q} & -\gamma^2 I & D_2^T \\ C & D_2 & -I \end{pmatrix} < 0 \quad (۳۷-۴)$$

حالا فرض می‌کنیم یک ماتریس متقارن $Z = Z^T \geq 0$ وجود دارد که در شرط $Z - B_3^T \hat{Q} B_3 \geq 0$ صدق کند، بنابراین $Tr[B_3^T \hat{Q} B_3] \leq Tr[Z]$ با استفاده از قضیه مکمل شر، به ازای یک ماتریس $\hat{Q} = \hat{Q}^T > 0$ متقارن که در قید (۳۸-۴) صدق کند، نامساوی $Z - B_3^T \hat{Q} B_3 \geq 0$ معادل ناتساوی زیر است:

$$\begin{pmatrix} Z & B_3^T \hat{Q} \\ \hat{Q} B_3 & \hat{Q} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (۳۸-۴)$$

بنابراین مسئله (۴-۳۶) را می‌توان به با مسئله بهینه‌سازی مقید جایگزین نمود:

$$\min_{K \in \Omega, Z, \hat{Q}} Tr[Z] \quad (۴-۳۹)$$

به طوری که $Z = Z^T \geq 0$ و $\hat{Q} = \hat{Q}^T > 0$ وجود داشته باشند که در قیود ناتساوی زیر صدق کنند:

$$\begin{pmatrix} Z & (B_3 - KD_3)\hat{Q} \\ \hat{Q}(B_3 - KD_3) & \hat{Q} \end{pmatrix} \geq 0 \quad (۴-۴۰)$$

$$\begin{pmatrix} A^T \hat{Q} + \hat{Q}A & \hat{Q}B_2 & C^T \\ B_2^T \hat{Q} & -\gamma^2 I & D_2^T \\ C & D_2 & -I \end{pmatrix} < 0 \quad (۴-۴۱)$$

نکته‌ای که در خصوص مسئله بهینه‌سازی (۴-۳۹) مشاهده می‌شود غیرخطی بودن قیود ناتساوی‌های ماتریسی نسبت به متغیرهای K ، \hat{Q} و Z است. جهت برطرف کردن این مشکل می‌توان جستجو برای ماتریس‌های K ، \hat{Q} و Z را به وسیله جستجو روی فضای بزرگتری از ماتریس‌ها جایگزین نمود. این کار با تغییر متغیر $K = \hat{Q}^{-1}U$ که در آن $U \in \mathfrak{R}^{n \times p}$ امکان‌پذیر است. بعد از انجام عملیات جبری، مسئله غیرمحدب (۴-۳۹) به صورت مسئله بهینه‌سازی محدب زیر تبدیل می‌شود:

$$\min_{U, Z, \hat{Q}} Tr[Z] \quad (۴-۴۲)$$

به طوری که U ، $Z = Z^T \geq 0$ و $\hat{Q} = \hat{Q}^T > 0$ وجود داشته باشند که در LMI های زیر صدق کنند:

$$\begin{pmatrix} Z & B_3^T \hat{Q} - D_3^T U^T \\ \hat{Q} B_3 - U D_3 & Q \end{pmatrix} \geq 0, \quad (43-4)$$

$$\begin{pmatrix} A^T \hat{Q} + \hat{Q} A - C^T U^T - UC & \hat{Q} B_2 - U D_2 & C^T \\ B_2^T \hat{Q} - D_2^T U^T & -\gamma^2 I & D_2^T \\ C & D_2 & -I \end{pmatrix} < 0 \quad (44-4)$$

در اینجا با استفاده از نتایج فوق، مراحل طراحی یک مولد مانده H_2/H_∞ برای سیستم های LTI زمان پیوسته در قالب یک الگوریتم ساختار یافته که به راحتی توسط نرم افزارهای محاسباتی موجود قابل پیاده سازی است، خلاصه می نماییم.

داده های $\{A, B_1, B_2, B_3, C, D_1, D_2, D_3\}$ مربوط به سیستم (۴-۲۱) داده شده اند. هدف طراحی مولد مانده مرتبه n ام سیستم دینامیکی تخمین حالتها است. مراحل زیر را انجام می دهیم:

(۱) ثابت γ را انتخاب می کنیم.

(۲) مسئله بهینه سازی محدب (۴-۴۲) را برای محاسبه \hat{Q} و U حل می کنیم. برای این مسئله محدب کافی است برای بهینه شدن از مقدار دلخواه انتخابی γ حلقه تکرار را آغاز نماییم و در صورت شدنی بودن^۱ حل نامساوی ماتریسی، مقدار γ را بیشتر می کنیم. این تکرار تا زمانی که حل شدنی برای LMI موجود نباشد ادامه می یابد.

(۳) بهره K را از رابطه $K = \hat{Q}^{-1} U$ به دست می آوریم و مولد مانده V در (۴-۲۲) را می سازیم.

^۱ Feasible Solution

فصل ۵

نتایج شبیه‌سازی

۵-۱- مقدمه

توربین بادی سرعت متغیر (VWT) یک بخش نسبتاً جدید است و مزیت این نوع توربین بادی این است که می‌تواند کارایی آیرودینامیکی را افزایش دهد و بیشترین انرژی در سرعت‌های باد پایین‌تر، از توان نامی را جذب کند. برای دستیابی به حداکثر توان توربین سرعت متغیر باید از کنترل کننده سرعت و کنترل کننده توان برای بهینه‌سازی سرعت روتور استفاده کنیم [۱]. سنسورها در این کنترل کننده‌ها اجزای مهمی هستند. هر گونه خطای سنسور باید در حین ممکن به طور دقیق تشخیص داده شود تا از وقوع حادثه جدی جلوگیری شود.

در این فصل ابتدا یک مدل فیزیکی از دینامیک یک توربین بادی ۱,۶ مگاوات محور افقی با سرعت متغیر، که حول یک نقطه کار خطی‌سازی شده است، ارائه می‌شود. سپس یک رویکرد تشخیص خطا H_2/H_∞ مقاوم برای این نوع از مدل توربین بادی که طراحی‌ها در فصل قبل آمده است، شبیه‌سازی صورت می‌گیرد. در نهایت، نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که طراحی این رویکرد تشخیص خطا، به طور همزمان حساسیت بالا به خطاها و قوام بودن به ورودی‌های نامعلوم $v = (v^T \ w^T)^T$ را دارد.

۵-۲- دینامیک سیستم توربین بادی

رفتار دینامیکی یک سیستم توربین بادی ترکیبی از آیرودینامیک‌ها، دینامیک‌های ساختاری و اثر محور انتقال الکتریکی است، که اثر متقابل این اجزا به عنوان یک مدل غیرخطی نوشته می‌شود. با خطی‌سازی حول نقطه کار و در نظر گرفتن برخی مفروضات اضافی، می‌توانیم معادلات حالت خطی شده این مدل توربین بادی را به طور کامل بدست آوریم. در این جا تمام پارامترهای معادلات خطی شده، مقادیر مربوط حول نقطه کار انتخاب شده‌اند. همچنین خطاها و اغتشاشات افزوده شده که متشکل از سرعت باد و ولتاژ شبکه می‌باشد و نویز اندازه‌گیری شده را در ادامه می‌آوریم.

معادلات حالت مدل خطی سازی شده توربین بادی با در نظر گرفتن خطا و ورودی‌های نامعلوم اغتشاش U و نویز سفید W به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$G: \begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1u + B_2v + B_3w + B_4f \\ y = Cx + D_1u + D_2v + D_3w + D_4f \end{cases}$$

که در آن $x \in \mathbb{R}^n$ بردار حالت، $u \in \mathbb{R}^m$ بردار ورودی کنترل معلوم، $y \in \mathbb{R}^p$ بردار خروجی اندازه گیری شده، $v \in \mathbb{R}^g$ و $f \in \mathbb{R}^l$ به ترتیب بردارهای ورودی نامعلوم و خطای سنسور می‌باشند. ورودی نامعلوم می‌تواند بیانگر اغتشاش به همراه نویز سفید، نامعینی‌ها، عوامل غیرخطی و دینامیک‌های مدل نشده باشد، که در فرضیات این کار سیگنال اغتشاش به همراه نویز اندازه گیری است [۵۶].

$$x^T = [\beta \quad \Delta\phi \quad \Delta\dot{\phi} \quad \Omega_g \quad \Omega_{gm}]$$

$$u = [\beta_{ref}]$$

$$y = [P_e]$$

$$v^T = [v_w \quad V_{grid}]$$

که در این‌جا، بردار حالت شامل β زاویه‌ی فراز، رابط بین شفت روتور و شفت ژنراتور $\Delta\phi$ ، سرعت ژنراتور Ω_g و سرعت اندازه‌گیری شده ژنراتور Ω_{gm} می‌باشد. از طرفی بردار ورودی β_{ref} زاویه‌ی مطلوب محرک فراز، بردار خروجی P_e توان فعال و بردار ورودی نامعلوم اغتشاش U متشکل از سرعت باد v_w و ولتاژ شبکه توربین بادی V_{grid} می‌باشند.

۵-۳- شبیه‌سازی

سیستم ارائه شده برای مسئله تشخیص خطا مقاوم را بدون ورودی‌های معلوم تحلیل می‌کنیم، بنابراین $\beta_{ref} = 0$ فرض می‌شود. سرعت باد و ولتاژ شبکه به عنوان اغتشاشات خارجی در نظر گرفته می‌شوند، زیرا از نظر طراحی و فرضیات غیرقابل کنترل هستند. برای این کار یک توربین بادی سرعت متغیر ۱,۶ مگاوات محور افقی را در نظر می‌گیریم. دینامیک‌های این سیستم حول نقطه کار در سرعت باد $v_w = 16m/s$ و ولتاژ شبکه $V_{grid} = 220Volt$ خطی‌سازی شده‌اند، این دینامیک‌های خطی‌سازی شده توسط ماتریس‌های $\{A, B_1, B_2, B_3, B_4, C, D_1, D_2, D_3, D_4\}$ معلوم زیر از مدل فضای حالت داده می‌شوند:

$$A = \begin{bmatrix} -5 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -34.7216 & -1126.65 & -3.44134 & 23.6188 & 0 \\ 0 & 1049.69 & 3.125 & -23.6920 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 & -10 \end{bmatrix}, \quad C = [0 \ 0 \ 0 \ 1.2231e5 \ 0]$$

$$B_1 = [5 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0], \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1.3338 & 0.63615 \\ 0 & -0.63615 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_3 = 0.05 \times \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad B_4 = [0]$$

$$D_1 = [0], \quad D_2 = [0 \ 3.074e3], \quad D_3 = [1000], \quad D_4 = [136]$$

شرایط شبیه‌سازی شامل ورودی‌های نامعلوم اغتشاش $[v; V_{grid}]$ که به صورت مجموع مقادیر نقطه کار $[v_0; V_0]$ با نامعینی $[\Delta v; \Delta V]$ می‌باشد، همچنین خطای نوع پرشی (پله) از سنسور توان فعال در ثانیه $t = 30s$ اتفاق می‌افتد و با نامعینی $\Delta f = 5\%$ از توان نامی لحاظ شده است. نتیجه شبیه‌سازی ثابت کرده است که به علت عدم وجود ورودی نامعلوم نویز، در طراحی فیلتر تشخیص رویتگر H_2/H_∞ ، مسئله بهینه‌سازی H_2 منتفی می‌شود. لذا تنها عملکرد بر روی مولد مانده، بهینه‌سازی مبتنی بر رویتگر H_∞ است. در نتیجه در ورودی‌های نامعلوم علاوه بر اغتشاش، نویز را هم در معادلات حالت و اندازه‌گیری لحاظ می‌کنیم. همچنین مقاوم بودن این روش نسبت به نویز هم این است که اثر نویز روی خروجی کم می‌باشد و باعث می‌شود ما در تشخیص خطا اشتباه نکنیم. چون اگر تاثیر نویز روی خروجی زیاد شود باعث می‌شود با خطا اشتباه گرفته شود.

ورودی نامعلوم اغتشاش به‌همراه نامعینی:

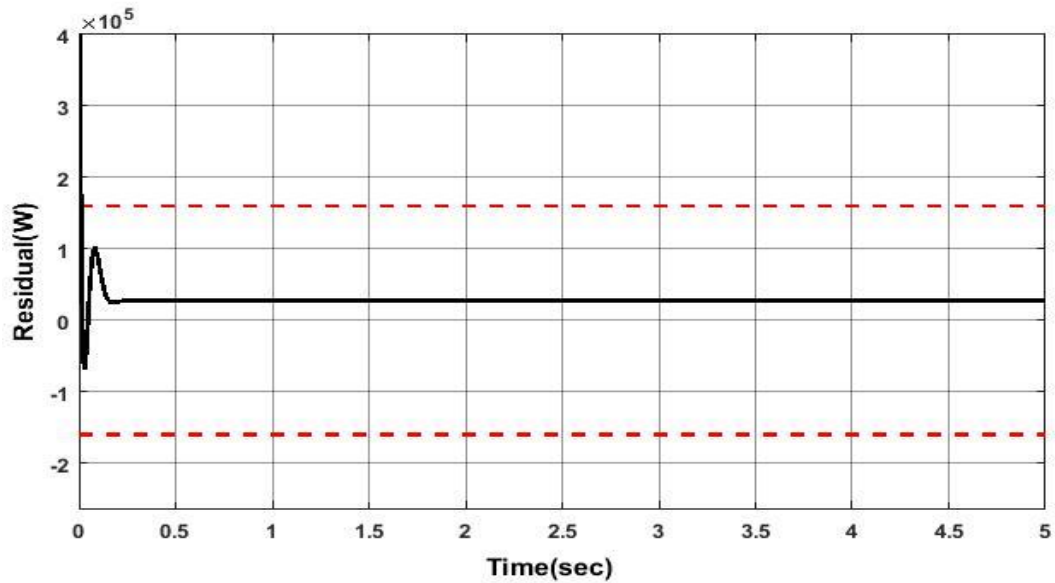
$$v = v_0 + \Delta v \quad v_0 = 16m/s \quad \Delta v = 2m/s$$

$$V_{grid} = V_0 + \Delta V \quad V_0 = 220Volt \quad \Delta V = 1Volt$$

۵-۳-۱- شبیه‌سازی مسئله H_-/H_∞

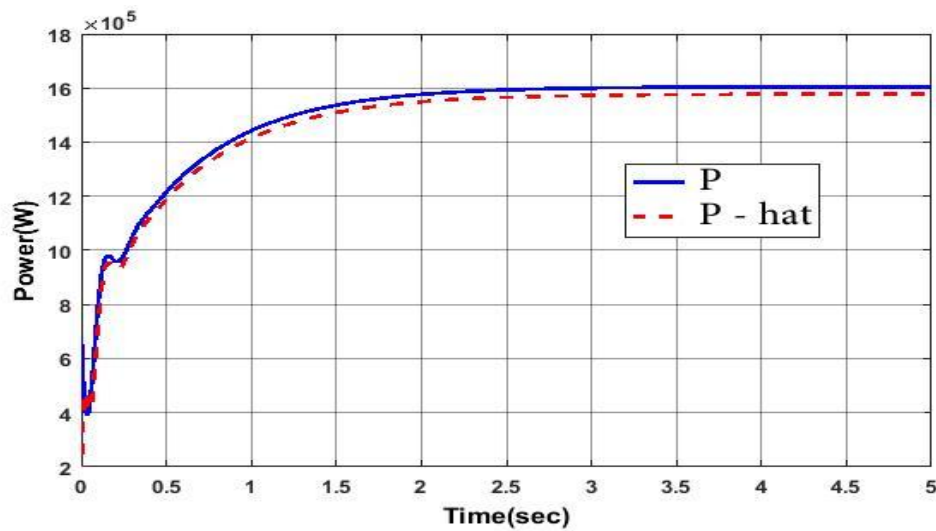
ابتدا مسئله بهینه‌سازی H_-/H_∞ را طبق اطلاعات داده شده با ورودی نامعلوم اغتشاش و عدم حضور نویز شبیه‌سازی می‌کنیم که بهره رویتگر بهینه و همچنین شاخص عملکرد بهینه به‌همراه مقادیر ویژه $(A - KC)$ با استفاده از الگوریتم تکرارپذیری که در فصل چهارم ارائه شده به‌صورت زیر بیان می‌شوند:

$$K = \begin{bmatrix} -0.0003 \\ 0.0015 \\ -0.0015 \\ 0.007 \\ 0.0001 \end{bmatrix}, \quad J = 0.253, \quad \text{Eigenvalues : } [-10, -467.374, -411.831, -4.548 \pm 2.607i]$$



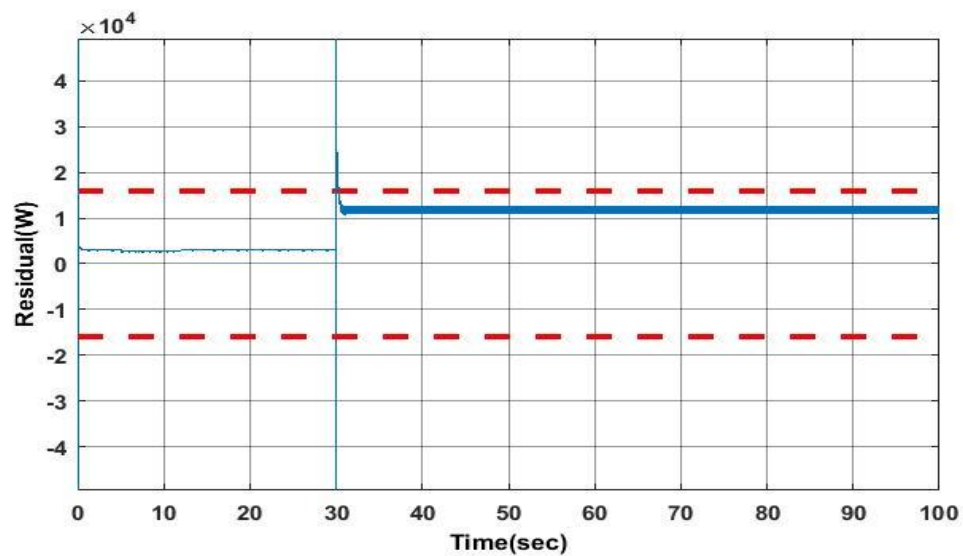
شکل (۱-۵) سیگنال مانده در شرایط عدم حضور خطا در سیستم

که در اینجا بدون اعمال خطا و اغتشاش به سیستم، سیگنال باقی مانده رو مشاهده می کنیم. حال خروجی سیستم به همراه خروجی روی تگر که توان الکتریکی ژنراتور می باشد به صورت شکل (۲-۵) نمایش داده شده است.

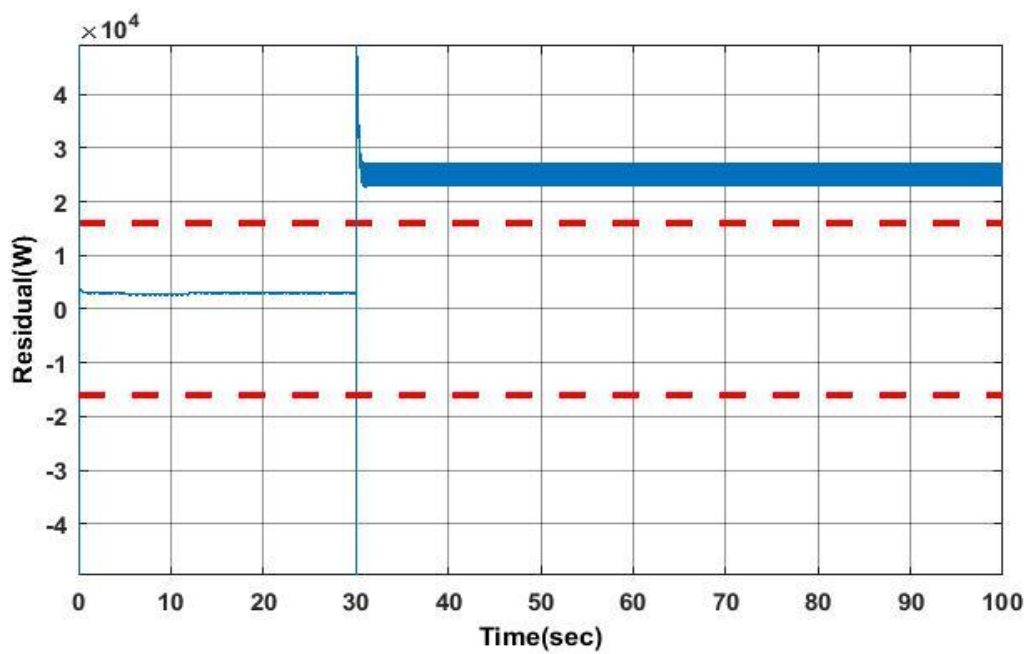


شکل (۲-۵) تخمین خروجی سیستم

سیگنال خطا را ابتدا برابر با ۲ درصد مقدار خروجی نامی و با اغتشاش $\Delta U = [2; 1]$ در نظر می‌گیریم، ثانياً با ثابت نگه‌داشتن سیگنال خطا، اغتشاش را به مقدار $\Delta U = [6; 3]$ افزایش می‌دهیم، در نهایت با ثابت نگه‌داشتن نامعینی اغتشاش سیگنال خطا را به ۵ درصد مقدار خروجی نامی افزایش می‌دهیم. در این‌جا برخلاف حساس بودن به خطا، با افزایش اغتشاش هیچ تغییری در نتایج مشاهده نشده است. مقدار آستانه برای تشخیص خطا ۲ درصد مقدار خروجی نامی توربین در نظر گرفته شده است. نتایج سیگنال مانده در شکل زیر نشان داده شده است:



شکل (۳-۵) سیگنال خطای پله با ۲ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_-/H_∞



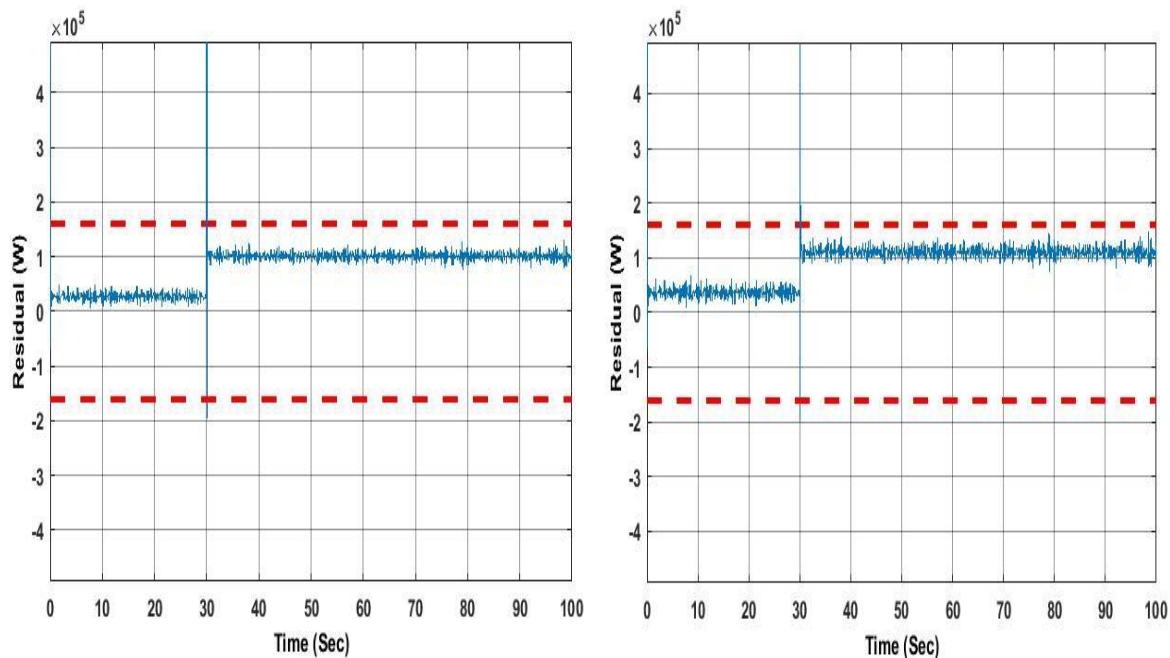
شکل (۴-۵) سیگنال خطای پله با ۵ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتنگر H_-/H_∞

۵-۳-۲- شبیه‌سازی مسئله H_2/H_∞

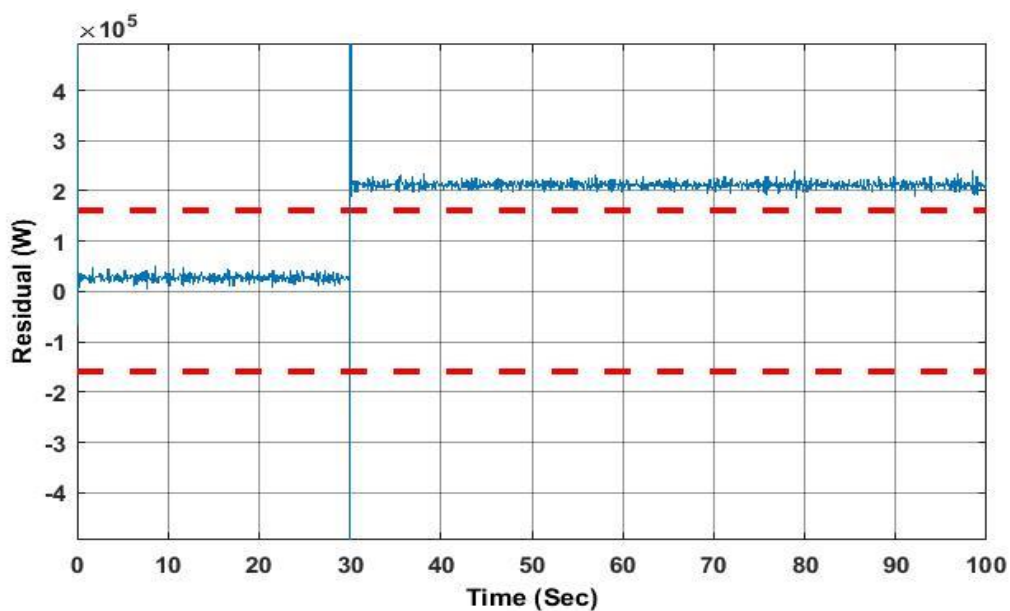
مزیت این مسئله، حضور هر دو ورودی نامعلوم اغتشاش و نویز می‌باشد. با لحاظ کردن نویز، ماتریس بهره رویتگر H_2/H_∞ محاسبه می‌شود که برابر است با:

$$K = [0.000000016 \quad 0.0301 \quad 0.152 \quad 0.6535 \quad 0.1019]^T, \quad \gamma_{opt} = 0.01$$

سیگنال خطا بصورت پله با ورودی‌های نامعلوم $U^T = [v_w \quad V_{grid}] = U_0 + \Delta U = [16; 220] + [2; 1]$ و نویز سفید گوسی، فرض شده‌اند. ابتدا اغتشاش را برای $\Delta U = [2; 1]$ و $\Delta U = [6; 3]$ ، در نظر می‌گیریم. سپس با ثابت نگه‌داشتن اغتشاش سیگنال خطا را افزایش می‌دهیم. مقدار آستانه برای تشخیص خطا ۱۰ درصد مقدار خروجی نامی در نظر گرفته شده است.

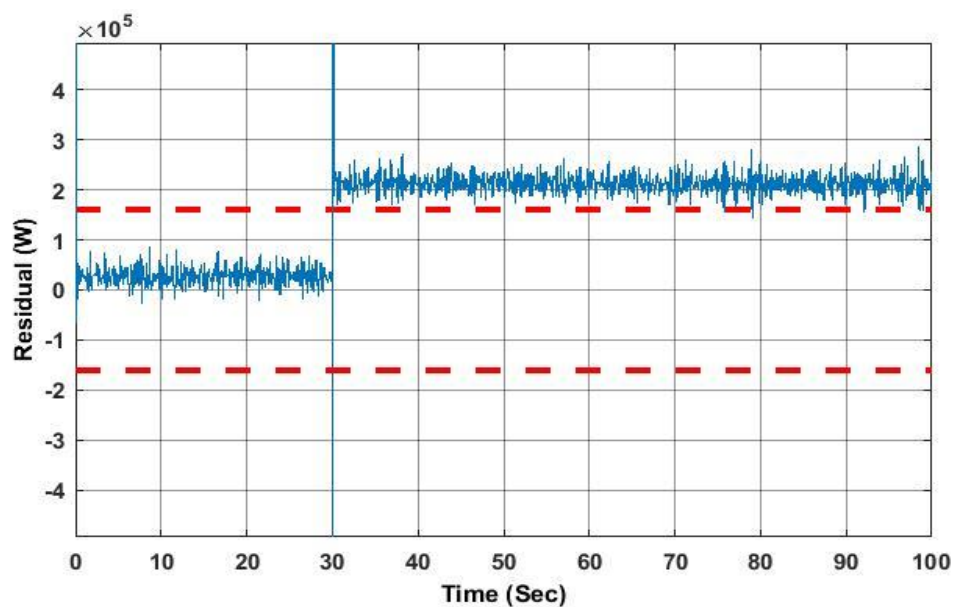


شکل (۵-۵) سیگنال خطای پله با ۲ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتگر H_2/H_∞



شکل (۵-۶) سیگنال خطای پله با ۵ درصد مقدار نامی حاصل از طراحی توسط رویتر H_2/H_{∞}

برای بررسی خطای سنسور مقدار مانده مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در صورتی که از یک مقدار آستانه بیشتر شود خطا رخ داده است. مشاهده می‌شود که رویتر طراحی شده نسبت به تغییرات اغتشاش مقاوم و در عین حال نسبت به خطا حساس می‌باشد. در شبیه‌سازی بالا مقدار خطا به صورت یک تابع پله در زمان $t = 30s$ به سیستم اعمال شده است. همچنین در شبیه‌سازی پایین مشاهده می‌شود که با افزایش سیگنال نویز اندازه‌گیری، تاثیر آن در مانده تضعیف شده است و مقدار مانده تغییر آنچنانی نمی‌کند، که نتوان وجه تمایز خطا و نویز را تشخیص داد.

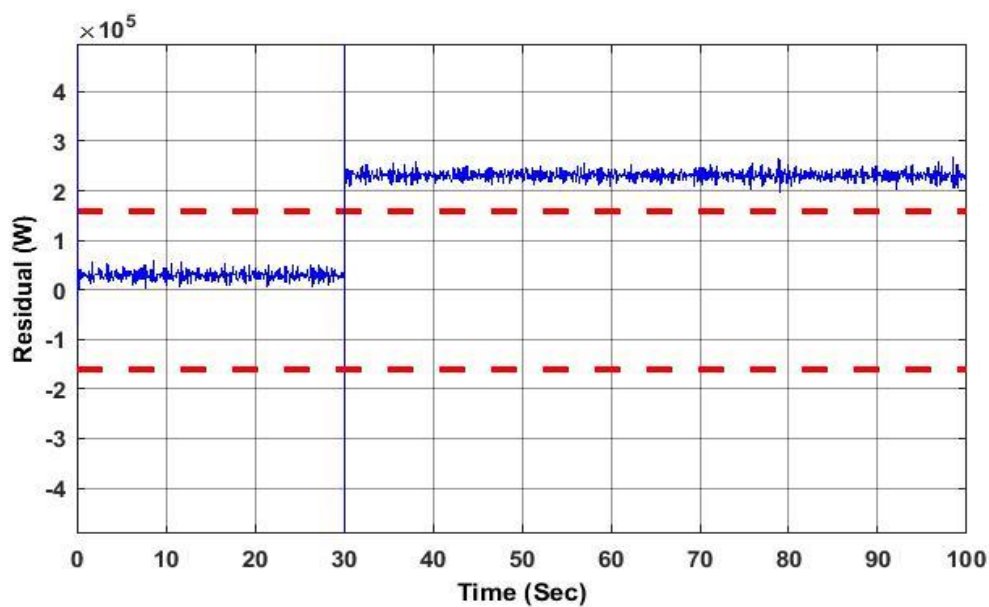


شکل (۷-۵) سیگنال خطای پله با افزایش نویز تصادفی حاصل از طراحی توسط رویکرد H_2/H_∞

همانطور که مشاهده شد فیلتر تشخیص خطای طراحی شده در حضور نویز و اغتشاش به خوبی سیگنال باقی مانده را تشکیل داده و اثر ورودی‌های نامعلوم اغتشاش و نویز را تضعیف کرده و خطا را به خوبی تشخیص داده است. در اینجا مقاوم بودن این فیلتر را نسبت به نامعینی مدل بررسی می‌گردد. برای بررسی مقاوم بودن نامعینی در مدل ماتریس حالت و ورودی به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$A + \Delta A = \begin{bmatrix} -5 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -34.7216 & -1126.65 & -3.44134 & 23.6188 & 0 \\ 0 & 1049.69 & 3.125 & -23.6920 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 & -10 \end{bmatrix} + 0.1A, \quad \Delta A = 0.1A$$

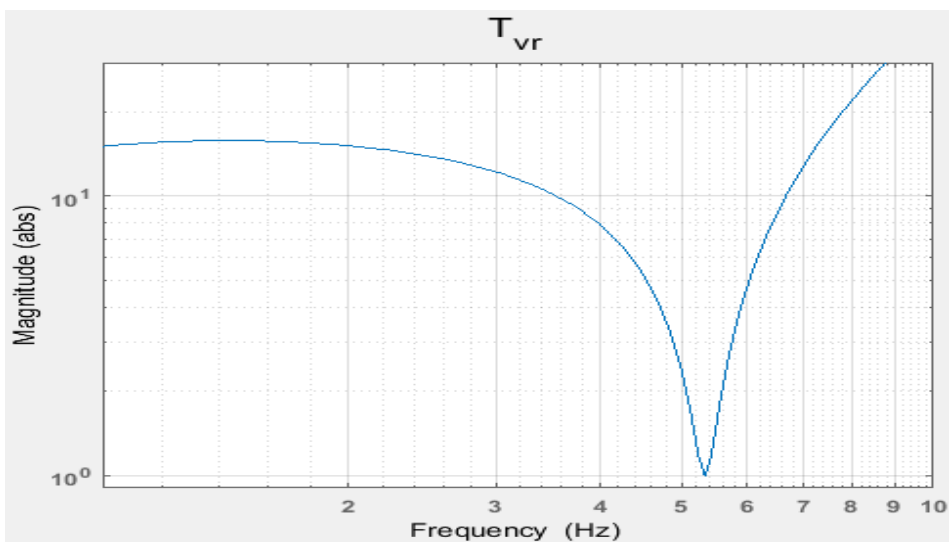
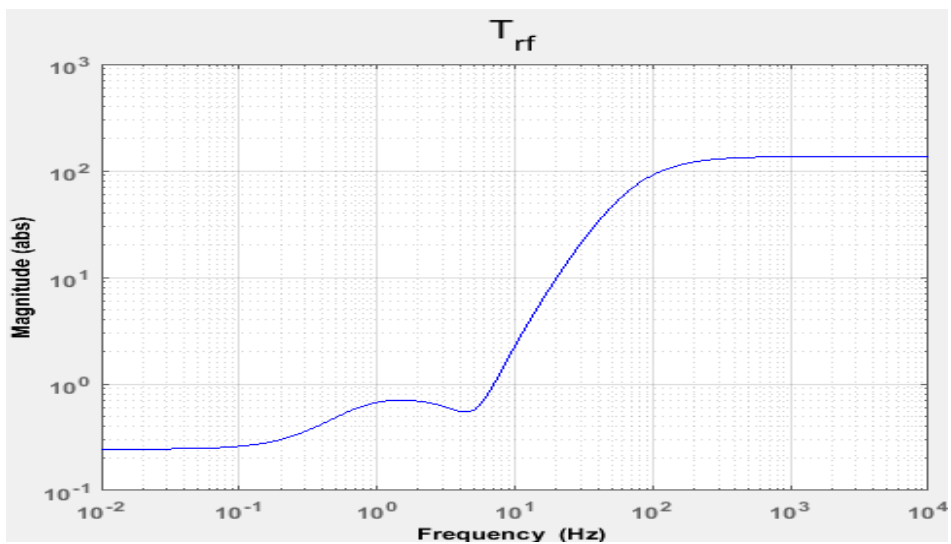
$$B_1 + \Delta B_1 = [5 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0], \quad \Delta B_1 = 0.1B_1$$



شکل (۵-۸) مانده در حضور تغییرات پارامتری

همان طور که مشاهده می شود فیلتر تشخیص خطا به خوبی توانست اثر تغییرات پارامتری را تضعیف کند و خطا را به درستی تشخیص دهد.

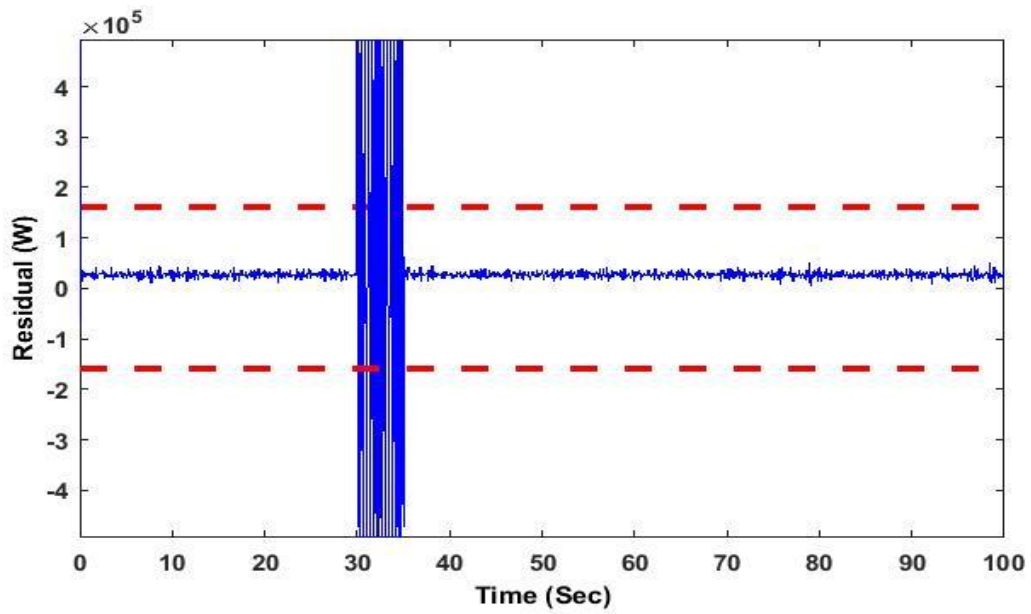
حال اگر از فرم تحلیلی مانده، براساس شاخص عملکرد توصیف شده، توابع تبدیل مانده به ورودی نامعلوم و مانده به خطا را بدست آوریم، با رسم مقادیر $T_{f \rightarrow r}$ و $T_{v \rightarrow r}$ مشاهده می شود که مولد مانده نسبت به خطاهای با فرکانس بالا حساس تر بوده و بدترین وضعیت حساسیت به خطا در فرکانس های پایین است.



شکل (۹-۵) پاسخ فرکانسی مقادیر ویژه $T_{f \rightarrow r}$ و $T_{v \rightarrow r}$ در مصالحه H_2/H_∞

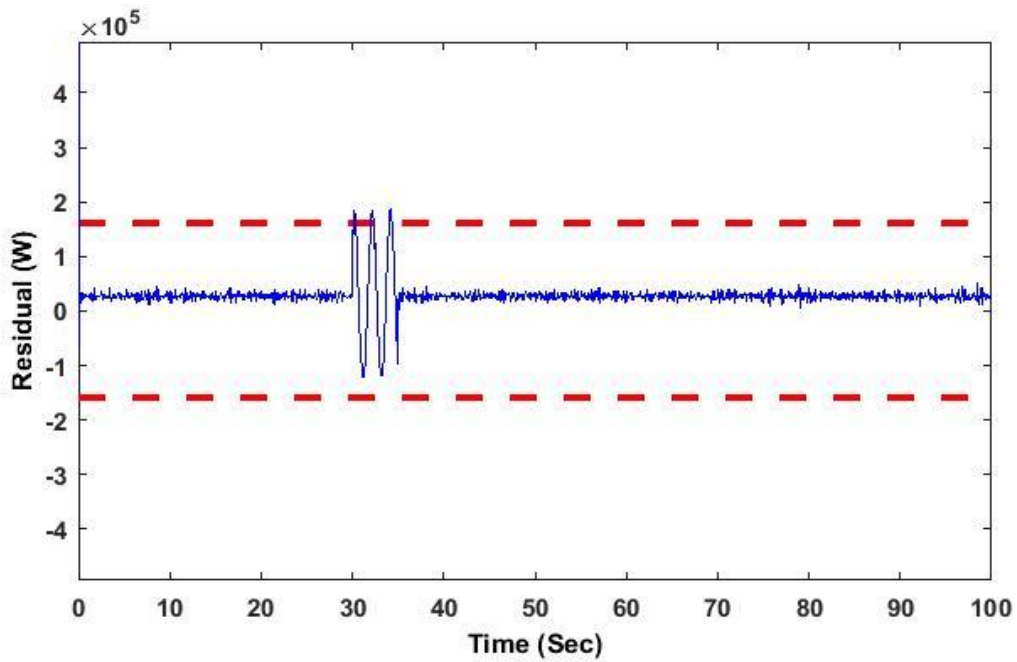
در پاسخ فرکانسی $T_{v \rightarrow r}$ با توجه به ثابت بودن حساسیت به خطا، بهبود مقاومت به ورودی‌های نامعلوم مشهود است. که نتیجه مانده نسبت به خطای با فرکانس متفاوت به شرح زیر است:

$$f = \sin(100t)[u(t-20) - u(t-30)]$$



شکل (۵-۱۰) سیگنال مانده نسبت به فرکانس بالا

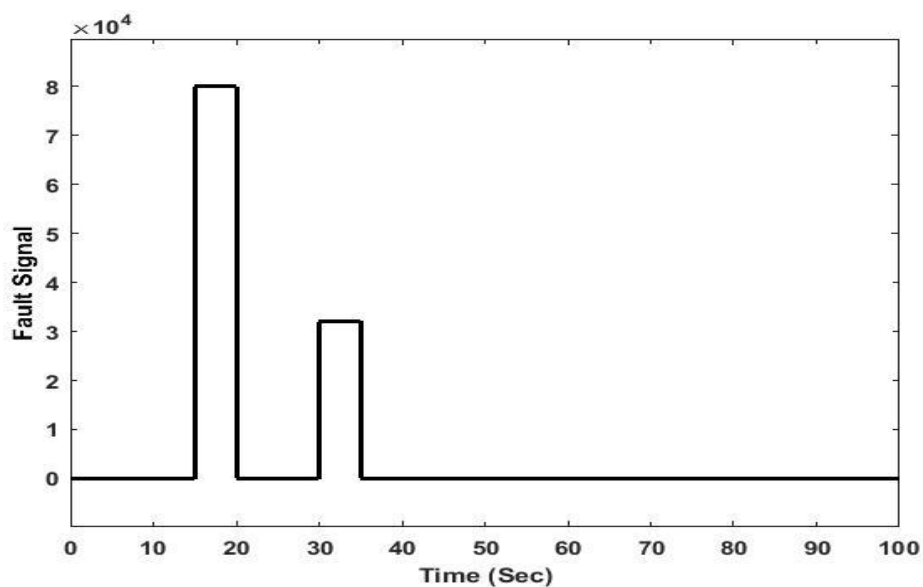
$$f = \sin(0.1t)[u(t-20) - u(t-30)]$$



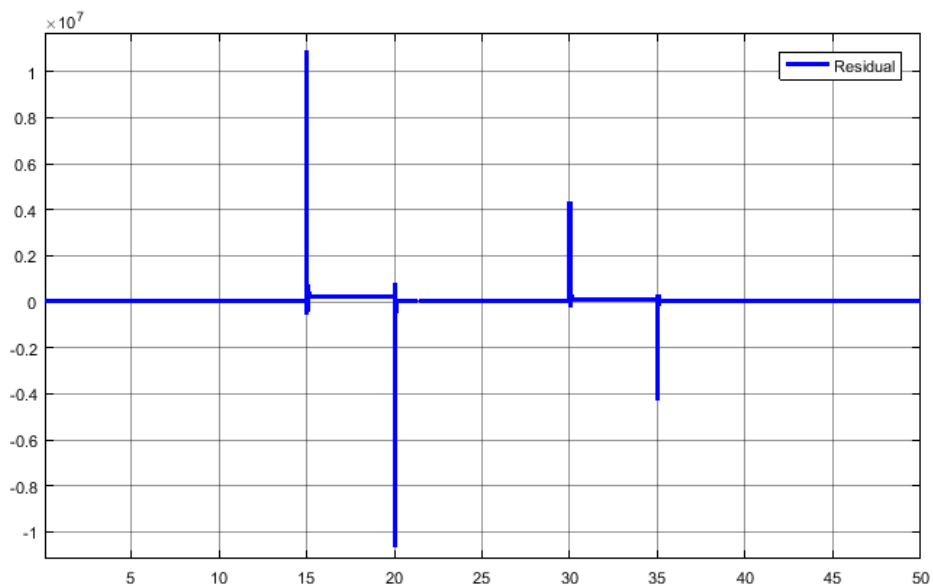
شکل (۵-۱۱) سیگنال مانده نسبت به فرکانس پایین

در نتایج شکل زیر با اعمال سیگنال خطای متناوب مشاهده می‌شود که فیلتر تشخیص خطای طراحی شده به خوبی توانسته خطا را تشخیص دهد.

$$f = [u(t - 15) - u(t - 20)] + [u(t - 30) - u(t - 35)]$$



شکل (۵-۱۲) سیگنال خطای متناوب



شکل (۵-۱۳) مانده سیگنال خطای متناوب

فصل ۶

نتایج و پیشنهادها

۶-۱- نتیجه گیری

در این پایان نامه با انجام شبیه سازی و تعریف یک فیلتر تشخیص خطای مقاوم H_2/H_∞ نسبت به ورودی-های نامعلوم، اثر نامعینی به میزان مطلوبی کاهش یافت که این روش بر پایه ایجاد یک مسئله بهینه سازی چند هدفه استوار می شود که با کمی تامل، کاربرد تکنیک LMI در تمام آنها به خوبی مشهود است. رویتگر H_2/H_∞ مصالحه ای بین حذف اغتشاش و تنظیم توان ژنراتور با مقدار مطلوب با بالا بردن حساسیت نسبت به خطا و تضعیف نویز اندازه گیری انجام داده و عملکرد آن هم در حذف اغتشاش و تنظیم توان ژنراتور با مقدار مطلوب و هم در بالا بردن حساسیت نسبت به خطا و تضعیف نویز اندازه گیری، قابل قبول می باشد. رویتگر H_2/H_∞ برای سیستم توربین بادی فرض شده نسبت به تغییر پارامترهای سیستم عملکرد مقاوم قابل قبولی داشته است.

۶-۲- پیشنهادها و کارهای آینده

۱. استفاده ترکیبی از الگوریتم ژنتیک و LMI جهت بهینه سازی مسئله رویتگر چند هدفه H_2/H_∞
۲. مبادرت به حل دیگر مسائل بهینه سازی چند هدفه جهت تولید مانده از جمله مسئله تولید مانده برای سیستم های LTI در حضور کلاس های دیگری از نامعینی های ساختاریافته و بدون ساختاری
۳. پژوهش در زمینه رویتگرهای هوشمند در سیستم توربین بادی جهت تشخیص خطاهای چندین توربین بادی به صورت متمرکز
۴. تخمین همزمان خطا و حالت برای سیستم های غیرخطی نامعین در حضور اغتشاش و نویز

منابع

- [1] Liu, J., D. Xu, and X. Yang. Sensor fault detection in variable speed wind turbine system using H-/H ∞ method. in Intelligent Control and Automation, 2008. WCICA 2008. 7th World Congress on, 2008. IEEE.
- [2] Ribrant, J. and L. Bertling. Survey of failures in wind power systems with focus on Swedish wind power plants during 1997-2005. in Power Engineering Society General Meeting, 2007. IEEE.
- [3] LIU, Y., Fault detection and isolation for wind turbine dynamic systems. 2017, Liverpool John Moores University.
- [4] Simani, S., S. Farsoni, and P. Castaldi, Fault diagnosis of a wind turbine benchmark via identified fuzzy models. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015. 62(6): p. 3775-3782.
- [5] Tsarouhas, P.H. and G. Furlas, Reliability and maintainability analysis of a robotic system for industrial applications: a case study. Int J Perform Eng, 2015. 11(5): p. 453-462.
- [6] Chen, R.H. and J.L. Speyer. Detection filter analysis and design using eigenstructure assignment. in American Control Conference, 2006. IEEE.
- [7] Beard, R.V., Failure accomodation in linear systems through self-reorganization. 1971, Massachusetts Institute of Technology.
- [8] Zolghadri, A., An algorithm for real-time failure detection in Kalman filters. IEEE transactions on automatic control, 1996. 41(10): p. 1537-1539.

- [9] Patton, R. and J. Chen, A review of parity space approaches to fault diagnosis, in *Fault Detection, Supervision and Safety for Technical Processes 1991. 1992*, Elsevier. p. 65-81.
- [10] Izadi, I., T. Chen, and Q. Zhao, Norm invariant discretization for sampled-data fault detection. *Automatica*, 2005. 41(9): p. 1633-1637.
- [11] Viswanadham, N., J. Taylor, and E. Luce, A frequency-domain approach to failure detection and isolation with application to {GE}-21 turbine engine control systems. *Control--Theory and Advanced Technology*, 1987. 3(1): p. 45-72.
- [12] Venkatasubramanian, V., et al., A review of process fault detection and diagnosis: Part III: Process history based methods. *Computers & chemical engineering*, 2003. 27(3): p. 327-346.
- [13] Kalman, R.E., A new approach to linear filtering and prediction problems. *Journal of basic Engineering*, 1960. 82(1): p. 35-45.
- [14] Maybeck, P.S., *Stochastic models, estimation, and control*. Vol. 3. 1982: Academic press.
- [15] Frank, P.M., Analytical and qualitative model-based fault diagnosis—a survey and some new results. *European Journal of control*, 1996. 2(1): p. 6-28.
- [16] Chow, E. and A. Willsky, Analytical redundancy and the design of robust failure detection systems. *IEEE Transactions on automatic control*, 1984. 29(7): p. 603-614.

- [17] Patton, R. and J. Chen, Observer-based fault detection and isolation: Robustness and applications. *Control Engineering Practice*, 1997. 5(5): p. 671-682.
- [18] Willsky, A. and H. Jones, A generalized likelihood ratio approach to the detection and estimation of jumps in linear systems. *IEEE Transactions on Automatic control*, 1976. 21(1): p. 108-112.
- [19] Puig, V., et al. Passive robust fault detection approaches using interval models. in *Proceedings of the 15th IFAC world congress, Barcelona, Spain. 2002.*
- [20] Blanke, M., et al., *Diagnosis and fault-tolerant control. Vol. 2. 2006: Springer.*
- [21] Isermann, R., *Fault-diagnosis systems: an introduction from fault detection to fault tolerance. 2006: Springer Science & Business Media.*
- [22] Kanev, S.K., *Robust fault-tolerant control. 2004, University of Twente [Host].*
- [23] Sun, X., *Unknown input observer approaches to robust fault diagnosis. 2013, University of Hull.*
- [24] Isermann, R., *Model-based fault-detection and diagnosis—status and applications. Annual Reviews in control, 2005. 29(1): p. 71-85.*
- [25] Khosrowjerdi, M.J., R. Nikoukhah, and N. Safari-Shad, A mixed H_2/H_∞ approach to simultaneous fault detection and control. *Automatica*, 2004. 40(2): p. 261-267.
- [26] Khosrowjerdi, M., N. Safari-Shad, and R. Nikoukhah. Robust Fault Detection in a Mixed H_2/H_∞ Setting: The Discrete-Time Case. in *Control and Automation, 2006. MED'06. 14th Mediterranean Conference on, 2006. IEEE.*

- [27] Odgaard, P.F., J. Stoustrup, and M. Kinnaert, Fault-tolerant control of wind turbines: A benchmark model. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013. 21(4): p. 1168-1182.
- [28] Hameed, Z., et al., Condition monitoring and fault detection of wind turbines and related algorithms: A review. *Renewable and Sustainable energy reviews*, 2009. 13(1): p. 1-39.
- [29] Hwang, I., et al., A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods. *IEEE transactions on control systems technology*, 2010. 18(3): p. 636-653.
- [30] Simani, S., C. Fantuzzi, and R.J. Patton, *Model-based fault diagnosis in dynamic systems using identification techniques*. 2013: Springer Science & Business Media.
- [31] Orani, N., *Higher-order sliding mode techniques for fault diagnosis*. 2010, PhD thesis, Dept. of Electrical and Electronic Engineering, University of Cagliari.
- [32] Zhou, Q., et al. Fault location for distribution networks with distributed generation sources using a hybrid DE/PSO algorithm. in *Power and Energy Society General Meeting (PES), 2013 IEEE*.
- [33] Li, X.-L. Fault detection and isolation by using multiple model method. in *Wavelet Analysis and Pattern Recognition, 2007. ICWAPR'07. International Conference on, 2007. IEEE*.
- [34] Ding, S.X., *Model-based fault diagnosis techniques: design schemes, algorithms, and tools*. 2008: Springer Science & Business Media.

- [35] Sloomweg, J., H. Polinder, and W. Kling. Dynamic modelling of a wind turbine with doubly fed induction generator. in Power Engineering Society Summer Meeting, 2001. IEEE.
- [36] Spera, D., Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts in Wind Turbine Engineering: ASME. New York, NY, USA, 2009.
- [37] Pao, L.Y. and K.E. Johnson. A tutorial on the dynamics and control of wind turbines and wind farms. in American Control Conference, 2009. ACC'09, 2009. IEEE.
- [38] Esbensen, T. and C. Sloth. Fault diagnosis and fault-tolerant control of wind turbines. in Aalborg University. 2009.
- [39] Heier, S., Grid integration of wind energy: onshore and offshore conversion systems. 2014: John Wiley & Sons.
- [40] Hwas, A. and R. Katebi. Nonlinear observer-based fault detection and isolation for wind turbines. in Control and Automation (MED), 2014 22nd Mediterranean Conference of, 2014. IEEE.
- [41] Blaabjerg, F. and Z. Chen, Power electronics for modern wind turbines. Synthesis Lectures on Power Electronics, 2005. 1(1): p. 1-68.
- [42] Singh, M. and S. Santoso, Dynamic models for wind turbines and wind power plants. 2011.
- [43] Wei, X., M. Verhaegen, and T. Van den Engelen, Sensor fault diagnosis of wind turbines for fault tolerant. IFAC Proceedings Volumes, 2008. 41(2): p. 3222-3227.

- [44] Simani, S. Advanced issues of wind turbine modelling and control. in Journal of Physics: Conference Series. 2015. IOP Publishing.
- [45] Habibinia, D., et al., Mixed H_2/H_∞ Approach to Detect Fault in Parallel Hybrid Electric Vehicle. International Journal on Technical and Physical Problems of Engineering (IJTPE), 2013. 5(3): p. 126-132.
- [46] Edelmayer, A. and J. Bokor, Scaled H_∞ Filtering for Sensitivity Optimization of Detection Filters¹. IFAC Proceedings Volumes, 2000. 33(11): p. 329-335.
- [47] Zhong, M., et al., An LMI approach to design robust fault detection filter for uncertain LTI systems. Automatica, 2003. 39(3): p. 543-550.
- [48] Liu, J., J.L. Wang, and G.-H. Yang, An LMI approach to minimum sensitivity analysis with application to fault detection. Automatica, 2005. 41(11): p. 1995-2004.
- [49] Zhang, Z. and I.M. Jaimoukha. An optimal solution to an H_2/H_∞ fault detection problem. in Decision and Control and European Control Conference (CDC-ECC), 2011 50th IEEE Conference.
- [50] Zhang, P., et al., On the relationship between parity space and H_2 approaches to fault detection. Systems & control letters, 2006. 55(2): p. 94-100.
- [51] Liu, N. and K. Zhou. Optimal solutions to multi-objective robust fault detection problems. in Decision and Control, 2007 46th IEEE Conference.
- [52] Ding, X. and P.M. Frank, Fault detection via factorization approach. Systems & control letters, 1990. 14(5): p. 431-436.

- [53] Khargonekar, P.P., M.A. Rotea, and E. Baeyens, Mixed H_2/H_∞ filtering. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1996. 6(4): p. 313-330.
- [54] Zhou, K., et al., Mixed H_2 and H_∞ performance objectives I: Robust performance analysis. IEEE Transactions on Automatic Control, 1994. 39(8): p. 1564-1574.
- [55] Athans, M., The matrix minimum principle. 1967.
- [56] Bongers, P.M.M., Modeling and identification of flexible wind turbines and a factorizational approach to robust control design. 1994, TU Delft, Delft University of Technology.
- [57] Petersen, I.R., B.D. Anderson, and E.A. Jonckheere, A first principles solution to the non-singular H_∞ control problem. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1991. 1(3): p. 171-185.

Abstract

Due to the importance of fault detection in maintaining the performance and immunity of control process, In this thesis, In addition to the fault detection problem, The issue of system robustness to uncertain and unknown inputs is important. In this regard it should be considered a trade-off between fault sensitivity of the system and its robustness. The H_2/H_∞ method uses a fault detection problem for a dynamic system with faults modeling and unknown inputs. The proposed method is based on transforming robust fault detection problem into a standard model matching H_2/H_∞ problem. Initially, we select an appropriate reference model for wind turbine system in terms of robust fault detection. Then, a fault detection filter will be designed based on minimization H_2/H_∞ of deference between reference model and available residual generation using LMI tools.

Keywords: Wind Turbine, Robust Fault Detection, Unknown Input, H_2/H_∞ Problem, LMI.



Shahrood University of Technology
Faculty of Electrical and Robotic Engineering

MSc Thesis in Control Engineering

**Robust Residual Generation for Wind Turbine Sensor Fault
Diagnosis Using H_2/H_∞**

Hossein Mazrae

Supervisor

Dr. Mohammad Ali Sadrnia

August 2018