





دانشکده مهندسی برق و رباتیک

گروه کنترل

پایان نامه کارشناسی ارشد

عنوان

تشخیص خطای مقاوم با استفاده از یک رویکرد مود لغزشی برای سیستم

هواپیمایی بویینگ ۷۴۷

دانشجو

پریسا انصاری

استاد راهنما

دکتر محمد علی صدرنیا

استاد مشاور

دکتر علی کرمی ملائی

بهمن ماه ۹۲



مدیریت تحصیلات تکمیلی
فرم شماره (۶)

بسمه تعالی

شماره: ۷۱۴۵.ت.ب

تاریخ: ۹۳/۱۱/۲۷

ویرایش: -----

فرم صورتجلسه دفاع پایان نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای:
پریسا انصاری بناب رشته: برق گرایش: کنترل
تحت عنوان: تشخیص خطای مقاوم با استفاده از یک رویکرد مود لغزشی برای سیستم هواپیمای یونیک ۷۴۷
که در تاریخ ۹۳/۱۱/۲۷ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح زیر است:

قبول (با درجه: عالی) امتیاز (۵۵-۱۹) ☒ دفاع مجدد ☐ مردود ☐

۱- عالی (۲۰-۱۹) ۲- بسیار خوب (۱۸/۹۹-۱۸)

۳- خوب (۱۶-۱۷/۹۹) ۴- قابل قبول (۱۴-۱۵/۹۹)

۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنما	محمد علی صدریان	استادیار	
۲- استاد مشاور	علی کریم دهلوی	استادیار	
۳- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی	حسن تقی زاده	استادیار	
۴- استاد منتحن	علیرز	استادیار	
۵- استاد منتحن	عج اکبرزاده	استادیار	

رئیس دانشکده:

این پایان نامه را با تمام وجودم تقدیم می‌کنم

به پدر بزرگوارم، استوارترین تکیه‌گاه من در تمام زندگی ام

به مادر مهربانم که زندگی ام را دیون مهر و عطوفت او می‌دانم

به خواهران و برادر عزیزم همراهان همیشگی و پشتوانه‌های زندگی ام

بانشکر و سپاس از استاد دانشمند و پرمایه ام، جناب آقای دکتر محمد علی صدرنیا، به خاطر همه راهنمایی های ارزنده شان، که بدون آن انجام این پایان نامه میسر نبود.

همچنین از جناب آقای دکتر علی کریمی ملانی، استاد مشاورم به خاطر همه ی راهنمایی های شان سپاسگزارم.

و با سپاس بی دریغ خدمت مهندس صادق ابراهیم خانی که مرا صمیمانه و مشفقانه یاری دادند.

تعهد نامه

اینجانب پریسا انصاری بناب دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته برق-کنترل دانشکده برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه تشخیص خطای مقاوم با استفاده از یک رویکرد مودلغزشی برای سیستم هواپیمایی بوئینگ ۷۴۷ تحت راهنمایی دکتر محمدعلی صدرنیا متعهد می شوم.

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

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

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

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

لیست مقالات مستخرج از پایان نامه:

[1] Ansari-Bonab, P. ; Karami-Mollaei, A. ; Sadrnia, M.A. “Adaptive Fuzzy Dynamic Sliding Mode Control Based LTR Observer for Fault Reconstruction” Fuzzy Systems (IFSC), 2013 13th Iranian Conference on, 1-5, 2013.

IEEE CONFERENCE PUBLICATIONS

چکیده

با توجه به اهمیت قابلیت اطمینان در سیستم‌های کنترل، طراحی روشی برای تشخیص و بازسازی خطا اهمیت بسیاری دارد. در این پایان نامه ابتدا با استفاده از رویکردهای مودلغزشی و بررسی و تحلیل آنها برای بازسازی خطا، به تحلیل یک نوع رویکرد تطبیقی مودلغزشی پرداختیم، سپس یک رویکرد مودلغزشی تطبیقی متفاوت پیشنهاد کرده و پایداری رویکرد پیشنهادی را با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف بررسی کرده‌ایم. برای طراحی رویکرد پیشنهادی نیازی به دانستن حداکثر دامنه خطا نمی‌باشد، و این پارامتر توسط قانون تطبیق بدست می‌آید. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد مناسب این رویکرد تطبیقی در تخمین حالت و خطای محرک است. در ادامه این تحقیق، با توجه به وجود عدم قطعیت و اغتشاش در سیستم، و تاثیر آنها بر فرایند بازسازی خطای محرک، یک رویکرد مودلغزشی تطبیقی پایدار برای تخمین خطای محرک پیشنهاد و همچنین جداسازی اغتشاش از خطای محرک تضمین شده است. مزیت رویکرد پیشنهادی علاوه بر جداسازی اغتشاش از خطای محرک، در عدم نیاز به دانش در مورد حداکثر دامنه خطای محرک نیز می‌باشد. همچنین علاوه بر استفاده از رویکردهای مودلغزشی در بازسازی خطای محرک، از کنترل مودلغزشی دینامیک تطبیقی برای طراحی یک سیستم حلقه بسته که در مقابل خطای محرک مقاوم است نیز استفاده شده است. روش پیشنهادی یک کنترل تحمل پذیر خطا بوده و در عین حال با فرض محدود بودن خطای محرک، قادر به بازسازی خطا نیز می‌باشد. همچنین برای تخمین حداکثر عدم قطعیت و اغتشاش وارد بر سیستم از قانون تطبیق استفاده شده است. سطح لغزش جدیدی برای این کنترل‌کننده پیشنهاد شده که عمل بازسازی خطای محرک را نیز فراهم می‌کند. همچنین برای تخمین حالت‌های غیرقابل اندازه‌گیری از رویکرد مقاوم LTR استفاده شده، در نهایت پایداری سیستم حلقه بسته با استفاده از روش مستقیم لیاپانوف بررسی و تضمین شده است.

کلمات کلیدی: بازسازی خطا، رویکرد مودلغزشی تطبیقی، کنترل مودلغزشی دینامیک.

فهرست مطالب

عنوان	صفحه
۱ فصل اول: مقدمه	۱
۱-۱ مقدمه	۲
۲-۱ مرور تحقیقات پیشین	۵
۳-۱ مروری بر ساختار پایان نامه	۱۱
۲ فصل دوم: تشخیص و بازسازی خطا، مدل سازی ریاضی سیستم	۱۳
۱-۲ مقدمه	۱۴
۲-۲ تعاریف	۱۵
۳-۲ خطا و انواع دسته بندی آن	۱۷
۴-۲ تشخیص خطا و انواع آن	۱۹
۵-۲ بازسازی خطا	۲۱
۶-۲ مدل سازی ریاضی سیستم	۲۲
۱-۶-۲ معادلات حرکت عرضی هواپیمای بویینگ ۷۴۷	۲۳
۳ فصل سوم: بازسازی خطا با استفاده از ریتگر مودلغزشی	۲۵
۱-۳ مقدمه	۲۶
۲-۳ بررسی عملکرد ریتگر مودلغزشی اوتکین	۲۷

ویژگی‌های حرکت لغزشی	۳۱	۱-۲-۳
نتایج شبیه سازی رویتر اوتکین برای سیستم هواپیمای بویینگ ۷۴۷	۳۲	۲-۲-۳
بررسی خواص دفع اغتشاش برای رویتر اوتکین	۳۵	۳-۲-۳
صاف کردن سیگنال ناپیوسته توسط تقریب	۳۷	۴-۲-۳
نتایج شبیه سازی ویژگی دفع اغتشاش رویتر اوتکین برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷	۳۸	۵-۲-۳
بررسی رویتر مود لغزشی اسلوتین	۴۰	۳-۳
نتایج شبیه سازی عملکرد رویتر اسلوتین برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷	۴۱	۱-۳-۳
بررسی عملکرد رویتر مود لغزشی ادواردز و اسپرین برای بازسازی خطای محرک	۴۲	۴-۳
الگوریتم عددی برای طراحی رویتر مود لغزشی مقاوم ادواردز و اسپرین	۴۶	۱-۴-۳
نتایج شبیه سازی رویتر مود لغزشی مقاوم ادواردز و اسپرین برای بازسازی خطای محرک هواپیمای بویینگ ۷۴۷	۴۹	۲-۴-۳
بررسی عملکرد رویترهای مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطای محرک	۵۲	۵-۳
رویتر تطبیقی با تطبیق جمله‌ی ناپیوسته	۵۲	۱-۵-۳
نتایج شبیه سازی رویتر تطبیقی با تطبیق جمله‌ی ناپیوسته برای بازسازی خطای محرک هواپیمای بویینگ ۷۴۷	۵۴	۲-۵-۳
رویتر مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطای محرک	۵۸	۳-۵-۳
نتایج شبیه سازی رویتر مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطای		۴-۵-۳

۶۳.....۷۴۷ بویینگ محرک برای هواپیمای

۶۷..... فصل چهارم: بازسازی خطای محرک به صورت مجزا از اغتشاش ۴

۶۸..... مقدمه ۱-۴

۶۹..... فرمول بندی مسأله ۲-۴

۷۱..... طراحی رویتر تطبیقی ۳-۴

۷۳..... بازسازی خطای محرک به صورت مجزا از اغتشاش ۴-۴

۷۴..... نتایج شبیه سازی ۵-۴

۵ فصل پنجم: بازسازی خطا و کنترل تحمل پذیر خطا با استفاده از کنترل کننده ی

۷۹..... LTR مبتنی بر رویتر تطبیقی دینامیک لغزشی دینامیک تطبیقی مود لغزشی

۸۰..... مقدمه ۱-۵

۸۰..... معرفی سیستم شامل خطا ۲-۵

۸۳..... طراحی رویتر LTR برای تخمین سطح لغزش ۳-۵

۸۶..... کنترل مود لغزشی دینامیک تطبیقی ۴-۵

۸۹..... نتایج شبیه سازی ۵-۵

۹۳..... فصل ششم: نتیجه گیری و پیشنهادات ۶

۹۴..... نتیجه گیری ۱-۶

۹۵..... پیشنهادات ۲-۶

فصل اول

مقدمه

۱-۱ مقدمه

امنیت حمل و نقل هوایی و هواپیماها از مهمترین چالش های صنعت حمل و نقل است. شکل ۱-۱، تعداد تصادفات و تعداد مرگ و میر بر اثر سوانح هوایی را از سال ۲۰۰۶ تا ۲۰۱۲ نشان می دهد. مشاهده می شود که تعداد تلفات هوایی از سال ۲۰۰۶ تا ۲۰۱۲ حدود ۵۰٪ کاهش داشته و همچنین در این بازه زمانی تعداد تصادفات از ۱۱۲ تصادف در سال ۲۰۰۶ به ۹۹ تصادف در سال ۲۰۱۲ رسیده است. کاهش سوانح هوایی به دلیل آموزش های بیشتر خلبانان و کادر پرواز و استفاده از تکنولوژی های ایمنی در هواپیما می باشد.



شکل ۱-۱- تعداد تصادفات و تعداد مرگ و میر ثبت شده ی هوایی از سال ۲۰۰۶ تا ۲۰۱۲ [۱]

مسئله ی سقوط هواپیما باعث تراژدی های بسیاری مانند مرگ دسته جمعی مسافران می شود. همچنین این سوانح با مشکلات زیادی اعم از صرف هزینه ی زیاد به دلیل از بین رفتن هواپیما، خدمه آموزش دیده و مهم تر از همه از بین رفتن اعتماد مردم همراه است. در طول سه دهه ی گذشته با توجه به اهمیت مسئله ی قابلیت اطمینان در سیستم ها، تحقیقات گسترده ای در زمینه ی تشخیص و جداسازی خطا توسط محققین انجام شده است. یک خطا ممکن است در هر دو بخش سخت افزاری و نرم افزاری سیستم هواپیما رخ دهد.

علت بسیاری از سوانح و تصادفات هوایی، اشتباهات انسان‌ها و وقوع خطا در سیستم هواپیماها و بد عمل کردن اجزای سیستم در حلقه‌ی کنترل است [۲]. محرک‌ها^۱ و حسگرهای^۲ معیوب، ممکن است در نهایت به نتایج و پیامدهای فاجعه‌باری منجر شود، در نتیجه نیاز به طراحی یک روش تشخیص و شناسایی خطا وجود دارد که به طور فعال خطاهای حلقه‌ی کنترل را اصلاح کند، همچنین تشخیص اولیه‌ی تجهیزات از کار افتاده و دارای خطا، یک مسئله‌ی مهم در کنترل هواپیماست. برای ارضاکردن نیازهای ایمنی، قابلیت اطمینان و عملکرد مناسب در صنعت هواپیمایی، تشخیص خطاهای اجزای سیستم، تشخیص خطای حسگرها و محرک‌ها بسیار مهم است، همچنین تشخیص دقیق منبع و شدت هر بد عمل‌کردنی در سیستم باید به طور کامل مشخص شود تا عملیات اصلاح مناسب صورت گیرد. زمانی که کنترل‌کننده‌ی نامی^۳ به صورت نادرست و با عملکرد پایین کار می‌کند یک دلیل احتمالی آن، تغییرات ایجاد شده در سیستم دینامیکی به علت یک شکست^۴ است. هواپیماهای جدید و مدرن به حسگرهای افزوده مجهز شده‌اند که در صورت خرابی یک حسگر، حسگر دیگر جایگزین آن می‌شود، همچنین آنها سطوح کنترلی زیادی دارند که حتی با وجود چند شکست در سیستم نیز می‌توانند مورد استفاده قرار بگیرند. زمانی که در سیستمی محرک‌ها خراب شوند، نه تنها توانایی سیستم کاهش می‌یابد بلکه ممکن است اغتشاش‌ها و انحراف‌های مداومی در سیستم تولید شود، در نتیجه نیازمند محرک‌ها و سیستمی هستیم که این خرابی محرک‌ها را جبران کند [۳].

در بسیاری از سیستم‌های کنترل، تنها تعداد محدودی از حالت‌های سیستم که خروجی آن را مشخص می‌کند قابل اندازه‌گیری می‌باشند. در حلقه‌ی کنترل از روی‌تگر برای تخمین حالت‌های غیرقابل اندازه‌گیری سیستم استفاده می‌شود. در واقع روی‌تگر با استفاده از اندازه‌گیری‌های موجود در حلقه‌ی کنترل حالت‌های غیرقابل اندازه‌گیری را تخمین می‌زند. بنابراین می‌توان گفت که روی‌تگر در شرایطی برای یک سیستم طراحی می‌شود که مشخصات سیستم اعم از ورودی‌های کنترلی و

¹ Actuators

² Sensors

³ Nominal controller

⁴ Failure

خروجی‌های سیستم کاملاً مشخص باشند. اولین روی‌تگر پیشنهاد شده، یک روی‌تگر خطی بود که توسط لیونبرگر^۱ طراحی شد [۴]، در آن حالت‌های تخمین زده شده توسط روی‌تگر به طور نمایی به حالت‌های واقعی سیستم همگرا می‌شدند و همچنین زمانی که سیستم واقعی شامل اغتشاش یا عدم قطعیت پارامتری باشد این روی‌تگر قادر به تخمین حالت‌های سیستم واقعی نیست. در واقع روی‌تگر لیونبرگر نسبت به عدم قطعیت‌ها و اغتشاش مقاوم نیست. با این توضیحات تخمین حالت‌های سیستم با حضور اغتشاش دچار مشکل می‌شود و حالت‌های روی‌تگر نمی‌توانند به حالت‌های سیستم واقعی میل کنند. در [۵]، اولین روی‌تگر مودل‌غزشی توسط اوتکین^۲ پیشنهاد شد که در آن از جمله‌ی غیر خطی ناپیوسته استفاده شده و خروجی‌های تخمین زده شده توسط این روی‌تگر در مدت زمان محدود به خروجی‌های واقعی سیستم میل می‌کنند، اما تخمین آن دسته از حالت‌های سیستم که جزء خروجی فرایند نیستند به صورت نمایی به مقادیر خود همگرا می‌شوند.

در [۷و۶] ولکات و زاک^۳ با اضافه کردن یک جمله‌ی خطی به روی‌تگر پیشنهاد شده توسط اوتکین توانستند که عملکرد این روی‌تگر را بهبود بخشند به طوری که خطای تخمین در حضور عدم قطعیت‌ها به طور مجانبی همگرا می‌شود. این محققین (ولکات و زاک) با استفاده از محدودیت ساختاری یک روش و الگوریتم برای طراحی این روی‌تگر پیشنهاد داده‌اند. ولی این روش به دلیل محاسبات زیاد و پیچیده به‌ویژه برای سیستم‌های مرتبه بالا، دارای فرایند طراحی دشوار و پیچیده است. در [۸] ادواردز و اسپرجن^۴ روی‌تگر پیشنهاد شده توسط ولکات و زاک را تغییر داده و عملکرد آن را بهبود بخشیدند. در این روی‌تگر طراحی شده، ادواردز و اسپرجن یک روش طراحی سیستماتیک را فرمول‌بندی کرده‌اند (برخلاف روش ولکات و زاک که نیازمند یک محاسبات اولیه بسیار زیاد و طولانی است [۷و۶]). علاوه بر این، یک تفاوت دیگر بین روی‌تگر ادواردز و اسپرجن و روی‌تگر ولکات و زاک وجود دارد که این تفاوت به سطح لغزش تعریف شده در این روی‌تگرها مربوط است. در روی‌تگر

¹ Luenberger

² Utkin

³ Walcott & Zak

⁴ Edwards & Spurgeon

تعریف شده توسط ادواردز و اسپرجن خطای تخمین خروجی به عنوان سطح لغزش تعریف شده در حالی که در رویتگر تعریف شده توسط ولکات و زاک ، زیرمجموعه‌ای از خطای تخمین خروجی به عنوان سطح لغزش تعریف می‌شود.

۱-۲ مرور تحقیقات پیشین

رویتگر مودلغزشی به طور گسترده‌ای توسط محققین برای تخمین حالت‌های غیرقابل اندازه‌گیری سیستم و یا تخمین پارامترهای نامعلوم در زمینه‌های مختلف مهندسی مانند رباتیک، کنترل خودرو، موتورهای الکتریکی و غیره استفاده شده است. مزیت عمده رویتگرهای مودلغزشی طراحی ساده، همگرایی در زمان محدود و مقاوم بودن در مقابل عدم قطعیت می‌باشد.

پیاده‌سازی سخت‌افزاری ساده، مقاوم بودن نسبت به عدم قطعیت پارامتری، اغتشاش و نویز اندازه‌گیری و نهایتاً پاسخ دینامیکی سریع، باعث افزایش تحقیقات در زمینه‌ی توسعه و کاربرد رویتگرهای مودلغزشی در کاربردهای مهندسی شده است. این رویتگر نسبت به فیلتر کالمن که برای پیاده‌سازی نیاز به اطلاعات دقیق از مدل خطی سیستم دارد نیازمند اطلاعات کمتر از مدل سیستم برای طراحی و پیاده‌سازی است [۹].

رویتگر مودلغزشی از نوع تطبیقی مدل مرجع برای تخمین سرعت در موتور القایی بدون حسگر در [۱۰] پیشنهاد شده است. در [۱۱ و ۱۲] رویتگر و کنترل‌کننده‌ی مودلغزشی به طور همزمان برای موتور القایی بررسی شده و همچنین، تضمین پایداری سیستم حلقه بسته نیز تحلیل شده است. روش رویتگر تطبیقی مودلغزشی در [۱۳] و روش رویتگر مرتبه‌ی دو مودلغزشی در [۱۴] برای موتور القایی ارائه شده است. در [۱۵] رویتگر مودلغزشی مرتبه‌ی بالا برای شناسایی پارامترهای نامعلوم سیستم‌های غیرخطی به کار گرفته شده است. رویتگرهای مودلغزشی به عنوان حسگر می‌توانند مورد استفاده قرار بگیرند علاوه بر آن برای اندازه‌گیری پارامترهای مورد نیاز کنترل خودرو استفاده شوند همچنین برای اهداف تشخیص خطا در بسیاری از سیستم‌ها کاربردهای فراوانی دارند [۱۶]. در [۱۷]

برای تخمین سرعت و موقعیت موتورهای رلوکتانسی^۱ از رویتر مودلغزشی استفاده شده است. در [۱۸] به جای استفاده از حسگرهای موقعیت و سرعت در موتورهای رلوکتانسی رویتر مودلغزشی جایگزین شده و نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی عملی، عملکرد مطلوب‌تر این روش را نشان می‌دهد. در [۱۹] برای تخمین ورودی نامعلوم سیستم‌هایی که حالت‌های آنها قابل اندازه‌گیری است از رویتر مودلغزشی استفاده می‌شود.

روشهای مود لغزشی دارای خواص مقاوم پذیری بالایی هستند به طوری که نسبت به عدم قطعیت همسان^۲، کاملاً غیر حساس هستند، همچنین دارای یک مفهوم طراحی نسبتاً سراسری می‌باشند [۲۰و۲۱]. علاوه بر آن، این روشها برای مقابله با هر دو عدم قطعیت ساختاری و غیرهمسان^۳ می‌توانند مورد استفاده قرار بگیرند [۲۱]. با توجه به خواص گفته شده روشهای مود لغزشی برای تشخیص خطای مقاوم نتایج مناسبی را ارائه می‌دهد [۲۰].

از دیگر ویژگی‌های رویترهای مودلغزشی می‌توان به کاربرد سیگنال تزریقی معادل خطای خروجی^۴ اشاره کرد که این سیگنال نوع فرکانس پایین جمله‌ی غیرخطی ناپیوسته بوده که قادر است اغتشاش موجود در سیستم را ردیابی کند و می‌توان با توسعه دادن آن، در کاربردهای تشخیص خطا از آن استفاده کرد.

ادواردز و همکارانش در ارائه‌ی کار انجام شده در [۲۳و۲۲و۲۱] از روشی برای طراحی رویتر مودلغزشی استفاده کردند که با دیگر روش‌های مود لغزشی مانند روش چن و سیف^۵ [۲۴]، و همچنین با روش کار اسریده‌ها و همکارانش^۶ در [۲۵] و با کار یانگ و سیف^۷ در [۲۶] متفاوت است به طوری که حرکت لغزشی در تمامی زمان‌ها حتی در حضور خطا در سیستم نیز پایدار است. همچنین در

¹ Reluctance motor

² Matched uncertainty

³ Unmatched uncertainty

⁴ Equivalent output error injection signal

⁵ Chen & Saif

⁶ Sreedhar et al.

⁷ Yang & Saif

رویتگر ادواردز و همکارانش در [۲۳] از سیگنال معادل خطای تزریقی خروجی که پایه و اساس حرکت لغزشی است استفاده شده، و با استفاده مناسب از این سیگنال می‌توان خطا را توسط آن بازسازی کرد. در طرح ارائه شده توسط ادواردز و اسپرجن شرط لازم و کافی برای طراحی رویتگر مود لغزشی نیز ارائه شده، بنابراین طراح می‌تواند در همان ابتدا تشخیص دهد که آیا این روش برای سیستم مورد بررسی‌اش قابل اجرا است یا خیر.

به طور کلی استفاده از روش رویتگر مودلغزشی برای تشخیص خطا از ۱۵ سال قبل پیشنهاد شده است. اسریدهار و همکارانش یک سری تحقیقات به همراه شبیه‌سازی برای هردو خطای محرک و حسگر و همچنین پردازش این خطاها معرفی کردند [۲۵]. نتایج شبیه‌سازی‌های ارائه شده در [۲۵] نشان می‌دهد که رویتگر مودلغزشی پیشنهاد شده برای تشخیص خطا در مقایسه با رویتگرهای خطی نسبت به عدم قطعیت‌ها مقاوم است. در صورتی که رویتگرهای خطی مقاوم نبوده و در صورت وجود خطاهای مدل‌سازی به راحتی از کار می‌افتند و ممکن است هشدارهای اشتباهی برای وجود خطا اعلام کنند.

در [۲۷] واتانابه و هیمبلبل^۱، یک روش تشخیص خطای مبتنی بر رویتگر ارائه کردند که به یک سری عدم قطعیت‌های خاص در سیستم، حساسیت کمی داشت. یانگ و سیف روش خود را با استفاده از یک رویتگر مودلغزشی تطبیقی، برای تنظیم آستانه توسعه دادند که تنظیم آستانه بر روی حساسیت تشخیص خطا تأثیر زیادی می‌گذاشت. آن‌ها در روش خود پیشنهاد کردند که استفاده از آستانه‌ی متغیر با زمان^۲ می‌تواند منجر به عملکرد مطلوب شود، همچنین آن‌ها رویتگر خود را برای یک دسته‌ی خاصی از سیستم‌های غیرخطی که دارای پارامترهای متغیرند طراحی کردند به طوری که برای طراحی این رویتگر از خطی‌سازی استفاده شده و در نتیجه نسبت به عدم قطعیت‌ها مقاوم نبوده و ممکن است هشدارهای خطای اشتباهی تولید کند. روش طراحی آن‌ها بسیار مشابه با روش طراحی

¹ Watanabe & Himmelblau

² Time-varying threshold

ولکات و زاک در [۶] است ولی در مقایسه با آن دارای یک مزیت است، به این ترتیب که تخمین پارامترهای نامشخص نیز علاوه بر تشخیص خطا انجام می‌گیرد [۲۶]. در سال ۲۰۰۱ چن و سیف در [۲۴] استفاده از دینامیک‌های مرتبه‌ی دوم سطح لغزش را پیشنهاد کردند به این ترتیب که روش تشخیص خطا می‌تواند فرکانس‌های مرتبه‌ی بالای ناخواسته که به دلیل دینامیک‌های مدل‌نشده‌ی سیستم به وجود می‌آیند را فیلتر کند. موضوع کلیدی اشاره شده در کار چن و سیف، انتخاب بهره‌ی رویتگر است که به اندازه‌ی عدم قطعیت و اندازه‌ی اغتشاش بستگی دارد، یک بهره‌ی بزرگ ممکن است خطا را از بین ببرد و یک بهره‌ی کوچک نمی‌تواند حرکت لغزشی خطای تخمین خروجی را تضمین کند. روشی که آن‌ها انتخاب کردند مشابه کار یانگ و سیف در [۲۶] است به این ترتیب که از آستانه (بهره‌ی سوئیچینگ) استفاده کردند.

در [۲۸] روش رویتگر مودلغزشی برای تشخیص خطا با روش رویتگر ورودی نامعلوم مقایسه شده و این نتیجه بدست آمده که روش رویتگر مودلغزشی تحت شرایط محدودیتی^۱ کمتری می‌تواند طراحی شود. همچنین این مسئله اثبات شد که تشخیص دادن خطاهای بزرگ و ناگهانی برای همه‌ی سیستم‌های غیرخطی ممکن است و اینکه رویتگر مودلغزشی در مقایسه با رویتگر ورودی نامعلوم، خطاهای اولیه را بهتر تشخیص می‌دهد.

یو و کاواجی^۲ یک روش تشخیص خطا با استفاده از رویتگر مود لغزشی برای دسته‌ای از سیستم‌های خطی با خطای محرک توسعه دادند، کار انجام شده توسط آن‌ها دارای مزیت‌های مقاوم بودن و ساده بودن طراحی است، هدف آن‌ها ساختن سیگنال مانده و تخمین و بازسازی خطا است. نتایج تشخیص خطایی که به دست آمده نشان می‌دهد که مقدار خطای بدست آمده با مقدار واقعی‌اش یک تفاوت کوچک دارد در حالی که با روش بازسازی سیگنال خطا، مقدار خطا دقیق بدست آمده

¹ Restrictive condition

² Yeu & Kawaji

است [۲۹]. بعدها در سال ۲۰۰۲ ما و همکارانش^۱، از روش رویتگر مودلغزشی برای تشخیص خطای سیستم‌های غیرخطی با عدم قطعیت‌های دارای باند نامشخص، استفاده کردند، در روش پیشنهاد شده توسط آن‌ها خطا به صورت یک تابع غیرخطی فرض شده و با استفاده از یک شبکه عصبی مقدار خطا تخمین زده می‌شد [۳۰].

در [۳۱]، طراحی یک رویتگر چندگانه‌ی مودلغزشی برای یک مدل چندگانه^۲ نشان داده شده که در آن، تخمین بردار حالت برای یک سیستم دینامیکی غیرخطی و متعاقباً ماندن بر روی یک سطح از قبل تعریف شده در فضای حالت بدست می‌آید. این روش به طور عمده بر مسئله‌ی طراحی رویتگر غیرخطی برای تخمین حالت‌های سیستم‌های خطی که دارای ورودی‌های نامعلوم هستند، تأکید دارد.

وانگ و همکارانش^۳ در [۳۲]، یک روش تشخیص خطا معرفی کردند که در آن از یک شبکه‌ی عصبی تابع پایه شعاعی^۴ برای تخمین خطاها استفاده شده است. تأکید آن‌ها در این روش بر رویتگر مودلغزشی است که برای تشخیص خطای سیستم‌های غیرخطی شامل عدم قطعیت به کار گرفته شده، هدف اصلی آن‌ها از استفاده کردن از شبکه‌ی عصب توابع پایه شعاعی بدست آوردن مشخصات غیرخطی خطاهای موجود در سیستم است.

اگر سیگنال خطا را مانند یک سیگنال ناشناخته مدل کرده و در نظر بگیریم، رویتگرهای مودلغزشی قادرند این خطا را بازسازی کنند یا اینکه خطا را تشخیص داده و جداسازی کنند. اخیراً ادواردز و همکاران در [۲۲ و ۲۳] با استفاده از یک رویتگر توانسته اند سیگنال خطا را بازسازی کنند ولی اگر در سیستم اصلی مثلاً اغتشاش یا عدم قطعیت مدل نشده یا عدم قطعیت پارامتریک یا حتی اغتشاش داخلی نیز وجود داشته باشد این بازسازی خطای آن‌ها دقیق نخواهد بود [۲۲ و ۲۳]. بنابراین در همه‌ی

¹ Ma et al.

² Multiple model

³ Wang et al.

⁴ Radial basis

این حالت‌ها بایستی بازسازی خطای مقاوم^۱ انجام گیرد. در [۳۳]، ادواردز و تان^۲ برای طراحی این رویکرد گفته شده یک روش طراحی پیشنهاد کردند برای مثال در این روش بهره‌ی L_2 از اغتشاش به بازسازی خطا حداقل می‌شود تا اغتشاش در سیگنال خطای بازسازی شده کمترین تأثیر را بگذارد.

در [۲۳] از یک رویکرد مود لغزشی بر اساس رویکرد معرفی شده در [۸] برای بازسازی خطا استفاده شده است. در این طرح ارائه شده، در فرایند بازسازی خطا، به طور صریح اغتشاش خارجی در نظر گرفته نشده و در نتیجه نسبت به آن مقاوم نمی‌باشد. وجود اغتشاش بر روی خطا می‌تواند باعث دیده نشدن خطا و هشدارهای اشتباه شود. دیده نشدن خطا موجب خرابی محرک و آسیب دیدن سیستم می‌شود.

در [۳۳] بر اساس طرح ارائه شده در [۲۳] یک رویکرد مقاوم مود لغزشی برای بازسازی خطا ارائه شده، همچنین این رویکرد بهره L_2 از اغتشاش به بازسازی خطا را حداقل می‌کند. با وجود اینکه در این تحقیق تأثیر اغتشاش بر روی بازسازی خطا به طور کامل حذف نشده ولی تأثیر آن حداقل شده است. در [۳۴] یک روش برای ترکیب خطا و اغتشاش ارائه شده که در آن بردار خطای افزوده (اغتشاش و خطا) بازسازی می‌شود، اگرچه این روش ارائه شده، جداسازی خطا و اغتشاش را به طور موفقیت آمیزی انجام می‌دهد ولی برای طراحی چنین سیستمی، نیاز به برآورده شدن قیدها و شروط بسیاری است، همچنین در فرایند بازسازی خطا و به طور کلی در سیستم‌های کنترل نیازی به ساخت مستقیم اغتشاش نیست و تنها، کاهش اثر اغتشاش و دفع آن هدف می‌باشد. در [۳۵] دو روش ارائه شده در [۲۳] و [۳۴] مقایسه و بررسی شده‌اند، در نهایت به این نتیجه رسیده شده که برای دفع اغتشاش در فرایند بازسازی خطا نیاز به بازسازی اغتشاش نمی‌باشد.

¹ Robust fault reconstruction

² Edwards and Tan

۳-۱ مروری بر ساختار پایان نامه

در فصل دوم برخی تعاریف و بازسازی خطا مورد بررسی قرار گرفته، همچنین یک مدل ریاضی برای دینامیک عرضی هواپیما ارائه شده است. در فصل سوم رویتگرهای مود لغزشی مورد بررسی قرار گرفتند.

در فصل سوم، با مرور و بررسی رویتگرهای مود لغزشی، معایب و مزایای رویتگرهای مود لغزشی بررسی می‌شوند. با توجه به اینکه بازسازی خطا با استفاده از رویتگر مود لغزشی، نیاز به دانستن حداکثر خطای محرک دارد، در نهایت با بررسی یک نوع رویتگر تطبیقی، معایب آن بررسی و مشخص می‌گردد. سپس یک رویتگر تطبیقی پایدار، برای تخمین حالت‌های سیستم و بازسازی خطای محرک پیشنهاد می‌دهیم. پایداری این رویتگر پیشنهادی با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف اثبات شده است. همگرایی خطای تخمین حالت به ناحیه‌ای در نزدیکی مبدا تضمین شده و در نتیجه تخمین خطای محرک با خطای محدود تضمین گردیده است.

در فصل چهارم با فرض وجود عدم قطعیت و اغتشاش در سیستم، و تاثیر این عوامل بر فرایند بازسازی خطا می‌پردازیم، با توجه به اینکه وجود عدم قطعیت و اغتشاش در سیستم ممکن است باعث دیده نشدن خطای عملگر شود، یک رویتگر مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطا پیشنهاد می‌کنیم، رویتگر پیشنهادی پایدار بوده و تضمین همگرایی حالت‌ها به محدوده‌ای در نزدیکی حالت‌های اصلی سیستم تضمین شده است.

در فصل پنجم با استفاده از روش کنترل مود لغزشی دینامیک یک کنترل‌کننده تحمل پذیر خطا طراحی می‌شود. با پیشنهاد یک سطح لغزش مناسب، و با فرض محدود بودن خطای محرک، علاوه بر کنترل تحمل پذیر خطا، بازسازی خطای محرک نیز بدست آمده است. در این بخش برای تخمین حالت‌های غیرقابل اندازه‌گیری سیستم از یک رویتگر مقاوم LTR استفاده می‌کنیم، همچنین برای

تخمین حداکثر عدم قطعیت و اغتشاش وارد بر سیستم از کنترل مودلغزشی دینامیک تطبیقی استفاده شده است. در نهایت در فصل ششم به نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات می پردازیم.

فصل دوم

تشخیص و بازسازی خطا، مدل سازی ریاضی سیستم

در طول ۵۰ دهه‌ی گذشته برای کنترل عملکرد بالا و پایدارسازی بالای سیستم‌ها به منظور بهینه‌کردن هزینه‌ها و بهینه‌کردن تلاش کنترلی، روش‌های سیستم‌های کنترلی، از ساختارهای فیدبکی مکانیکی ساده به دستگاه‌های الکترونیکی بسیار پیچیده و سطح بالا تغییر یافته است. تعدادی از این روش‌ها، به طور مثال در [۳۶] کنترل‌کننده‌ی PID و فیلتر کالمن در [۳۷ و ۳۸] موفقیت بسیاری را در زمینه‌ی صنعت با رنج وسیعی از تقاضاها به همراه داشته‌اند. ولی دیگر روش‌های کنترلی سطح بالا و پیچیده به راحتی در زمینه‌ی صنعت مورد استقبال و پذیرش قرار نگرفتند. در دو دهه‌ی گذشته تعدادی از روش‌هایی که توجه زیاد و خوبی را به خود جلب کردند روش‌های کنترل مقاوم چندمتغیره و کنترل تطبیقی بودند [۳۹-۴۲]. این روش‌ها با در نظر گرفتن نیاز سیستم‌های حساسی مانند هواپیماها و کارخانه‌های شیمی و همچنین کارخانه‌های انرژی هسته‌ای به بهینه‌کردن عملکرد ایمنی آن‌ها، مورد توجه قرار گرفتند. این سیستم‌های حساس نیاز شدید به سیستم‌های کنترلی گفته شده در بالا دارند تا بدین وسیله از بروز تغییرات بزرگ در وضعیت عملیاتی آن‌ها جلوگیری شود. با این وجود حتی در حضور این سیستم‌های کنترلی در برخی مواقع یک اتفاق غیرمنتظره یا غیرمعمول در سیستم اتفاق می‌افتد و به سادگی سیستم کنترلی درهم می‌شکند و ممکن است پایداری یا عملکرد مطلوب سیستم از بین برود. به عنوان مثال برای این اتفاقات غیرمعمول می‌توان به خطا و شکست که در ادامه تعریف می‌شوند و معمولاً در طراحی سیستم‌های کنترلی مورد بررسی قرار نمی‌گیرند اشاره کرد.

مسئله‌ی رسیدن به سطح مشخصی از پایداری و عملکرد در مواقعی که وضعیت غیرمنتظره و غیرمعمول برای سیستم بوجود می‌آید مخصوصاً برای سیستم‌هایی که ایمنی برای آن‌ها اهمیت زیادی دارد (کارخانه‌های انرژی هسته‌ای و شیمیایی) یا سیستم‌هایی که ساختار آن‌ها بسیار هزینه‌بردار است (مانند ماهواره و زیردریایی) نیازمند روشی فراتر از کنترل‌کننده‌های تطبیقی یا مقاوم هستند. یک

مثال مهم برای سیستمی که به یک روش کنترلی نیاز دارد افزایش بقای^۱ یک هواپیما است زمانی که خطا یا شکستی در حسگرها یا محرکها در طول پرواز رخ می‌دهد، وضعیت حساس هواپیما نیازمند یک استراتژی^۲ اورژانسی است تا این اجازه و توانایی را به خلبان بدهد تا بی‌خطر هواپیما را بر زمین بنشانند، این استراتژی ویژه کنترل تحمل‌پذیر خطا^۳ نامیده می‌شود.

امنیت و سلامت مسافران هواپیما همیشه به عنوان یک موضوع بسیار مهم در صنعت هواپیمایی تجاری مطرح بوده است. در سال‌های اخیر همه‌ی خلبان‌ها باید یک دوره‌ی آموزش بسیار وسیعی بگذرانند تا این دوره به آن‌ها کمک کند که عکس‌العمل مناسبی را در مقابل مشکلات پیش‌بینی نشده در طول مدت پرواز از خود نشان دهند، علاوه بر آن با اعمال اندازه‌گیری‌های امنیتی بسیار دقیق به هواپیما و پیاده‌کردن تکنولوژی امنیتی، تعداد تصادفات و سوانح مصیبت‌بار به صورت چشمگیری کاهش یافته است [۴۳].



ب



الف

شکل ۲-۱- فرود اضطراری هواپیمای DHL A300B4 پس از اصابت موشک به آن در بغداد، ۲۰۰۳ [۴۴]

۲-۲ تعاریف

¹ Survivability

² Strategy

³ Fault tolerant control (FTC)

تعاریف حالت‌ها و سیگنال‌ها:

خطا (عیب)^۱: انحراف غیر مجاز حداقل یک ویژگی رفتاری یا پارامتر سیستم از شرایط قابل قبول، معمول یا استاندارد است.

شکست: یک وقفه‌ی موقت در توانایی یک سیستم برای اجرای یک عمل مورد نیاز تحت شرایط عملکردی ویژه می‌باشد.

خطا^۲: انحراف بین مقدار اندازه‌گیری شده یا محاسبه شده‌ی یک متغیر خروجی و مقدار واقعی یا از نظر تئوری درست آن متغیر است.

بدعمل کردن^۳: یک بی‌نظمی متناوب در برآورده کردن عملکرد مطلوب سیستم می‌باشد.

اغتشاش^۴: یک ورودی ناشناخته و کنترل نشده که به سیستم وارد می‌شود.

باقیمانده^۵: یک شاخص خطا، مبتنی بر انحراف بین اندازه‌گیری و محاسبات مبتنی بر معادلات مدل می‌باشد.

سیمپتوم^۶: تغییر یک مقدار مشاهده‌پذیر از مقدار نرمالش می‌باشد.

تعاریف توابع:

کشف خطا^۷: تعیین حضور و زمان وقوع خطا در سیستم نامیده می‌شود.

جداسازی خطا^۱: تعیین نوع، مکان خطا و زمان تشخیص یک خطا است و به دنبال تشخیص خطا انجام می‌شود.

¹ Fault

² Error

³ Malfunction

⁴ Disturbance

⁵ Residual

⁶ Symptom

⁷ Fault detection

شناسایی خطا^۲ : تعیین اندازه و رفتار متغیر با زمان یک خطا است و به دنبال جداسازی خطا انجام می‌گیرد.

تشخیص خطا^۳ : تعیین نوع، اندازه، مکان و زمان تشخیص یک خطا است و کشف خطا و شناسایی خطا را دربر دارد [۴۵ و ۴۶].

۲-۳ خطا و انواع دسته‌بندی آن

الف: انواع خطا بر اساس مشخصه‌ی زمانی:

۱-خطای ناگهانی^۴ ۲-خطای نرم^۵ ۳-خطای موقتی^۶

۱- خطای ناگهانی در اثر معیوب شدن سخت افزار به وقوع می‌پیوندد این نوع خطا بسیار شدید

بوده و بر عملکرد سیستم و پایداری آن تأثیر مستقیم دارد به این دلیل نیاز فوری به اصلاح

دارد، این نوع خطا با تابع پله مدل می‌شود.

۲- خطاهای نرم بیانگر تغییرات پارامتری کندی بوده که در اثر کهنه‌شدن سیستم رخ می‌دهد.

این نوع خطا صدمه‌ی ناگهانی ایجاد نمی‌کند ولی شناسایی آن مشکل می‌باشد، این نوع خطا

با تابع شیب مدل می‌شود.

۳- خطاهای موقتی به صورت متناوب ظاهر می‌شوند و سپس ناپدید می‌گردند. برای مثال

می‌تواند به دلیل یک اتصال جزئی رخ دهد. این نوع خطا به صورت ترکیبی از توابع ضربه با

دامنه‌های متفاوت مدل می‌شود.

¹ Fault isolation

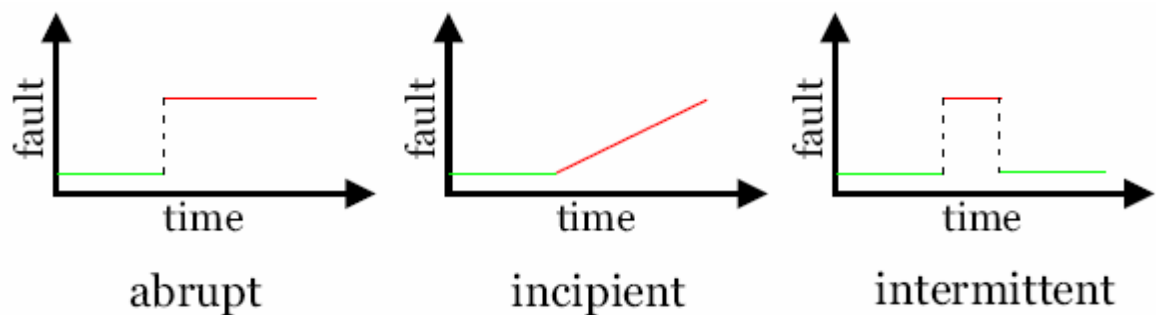
² Fault identification

³ Fault diagnosis

⁴ Abrupt fault

⁵ Incipient fault

⁶ Intermittent fault



شکل ۲-۲- خطای ناگهانی، نرم و موقتی [۴۷]

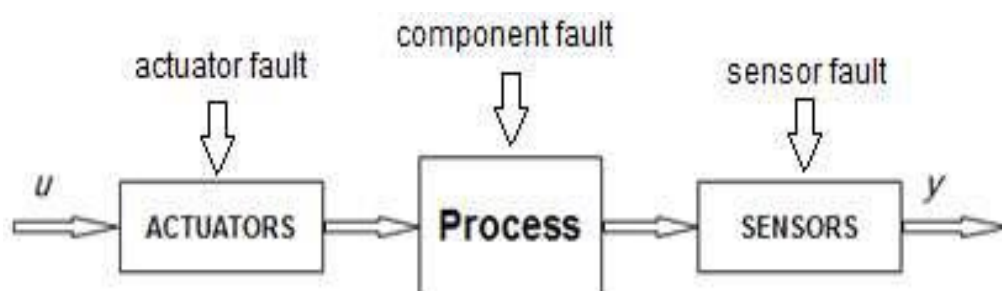
ب: انواع خطا بر اساس مکانی که در سیستم رخ می‌دهد:

خطا می‌تواند در حسگرها، محرک‌ها و همچنین عناصر سیستم رخ دهد:

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

خطایی که در محرک رخ می‌دهد سبب از بین رفتن کامل یا جزئی عملیات کنترل می‌شود.

خطایی که در پارامترهای فیزیکی یا اجزای سیستم رخ می‌دهد سبب بد عمل کردن سیستم می‌شود و شامل هر خطایی است که نتوان جزء خطاهای محرک یا حسگر قرار داد.



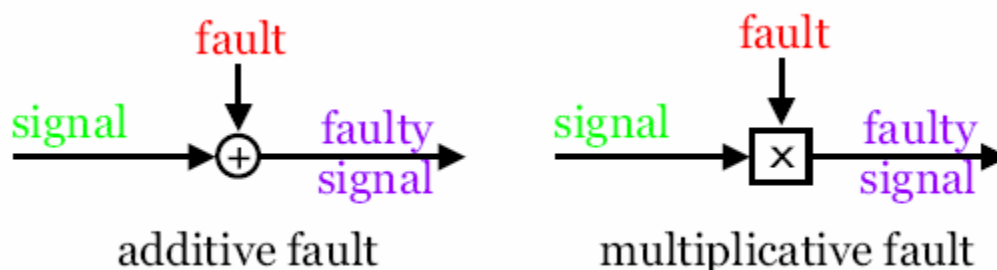
شکل ۲-۳- مکان‌های احتمالی وقوع خطا [۴۷]

ج: انواع خطا از نظر مدل کردن در سیستم:

۱- خطاهای جمع شونده^۱ ۲- خطاهای ضرب شونده^۲

در خطاهای جمع شونده، خطا به صورت جمع شدن با متغیری که خطا در آن رخ داده مدل می‌شود، برای مثال می‌توان به آفست بر روی حسگر اشاره کرد.

در خطاهای ضرب شونده، خطا در متغیری که خطا در آن رخ داده ضرب می‌شود، این خطا اغلب به صورت تغییر پارامتر در فرآیندها ظاهر می‌شود [۴۷].



شکل ۲-۴ - خطای جمع شونده و خطای ضرب شونده [۴۷]

۲-۴ تشخیص خطا و انواع آن

زمانی که خطایی در سیستم رخ می‌دهد، مهم‌ترین مسئله‌ای که مورد توجه قرار می‌گیرد این است که یک هشدار^۳ تولید شود و اتفاق افتادن خطا را اعلام کند سپس به‌طور ایده‌آل شناسایی شود که کدام خطا رخ داده است و در نهایت چگونگی برخورد با این خطا تصمیم‌گیری شود. مسئله‌ی کشف خطا، پیدا کردن منبع و مکان خطا و همچنین انجام یک عمل مناسب در مقابل این خطا، اساس و پایه‌ی کنترل تحمل‌پذیر خطا را تشکیل می‌دهد [۴۳].

¹ Additive fault

² Multiplicative fault

³ Alarm

در اوایل دهه‌ی ۱۹۷۰، مسئله‌ی تشخیص و جداسازی خطا مورد توجه بسیاری قرار گرفت و روش‌های مبتنی بر افزونگی تحلیلی و افزونگی سخت‌افزاری بسیاری مورد مطالعه واقع شد. در اولین مورد سیستم با دستگاه‌های افزونگی سخت‌افزاری مانند حسگرها و محرک‌ها مجهز شد به طوری که وقتی خطایی در سیستم رخ می‌داد این دستگاه‌های افزوده شده به سیستم جایگزین قسمت خراب شده می‌شد. روش‌های افزونگی تحلیلی دارای قاعده‌ی کلی کاملاً متفاوتند. در این روش‌ها باید مدل دقیقی از سیستم برای تقلید رفتار واقعی فرآیند در دست باشد. در این روش‌ها زمانی که خطایی اتفاق می‌افتد سیگنال مانده، برای تشخیص و جداسازی خطا مورد استفاده قرار می‌گیرد. اگر روش افزونگی تحلیلی با روش افزونگی سخت‌افزاری مورد مقایسه قرار گیرد روش افزونگی تحلیلی دارای چند مزیت است بخصوص از جنبه‌های اقتصادی، کاربردی و عملی. همچنین روش تحلیلی هیچ نیازی به تجهیزات اولیه ندارد ولی این روش تنها عیبی که دارد نیاز ضروری آن به داشتن مدل دقیق سیستم واقعی مورد بررسی است [۴۵].

روش‌های تشخیص خطا در حالت کلی به دو بخش تقسیم‌بندی می‌شود:

۱- روش‌هایی که نیازی به مدل سیستم ندارند.

۲- روش‌های مبتنی بر مدل.

در حال حاضر روش‌های تشخیص و جداسازی خطای مبتنی بر مدل، به دلیل مسائل اقتصادی و امنیتی مورد توجه زیادی قرار گرفته است. اساس روش‌های تشخیص خطای مبتنی بر مدل توسط پتن و همکارانش^۱ در [۴۸-۵۰]، توسط باسویل و نیکیفرو^۲ در [۵۱] و همچنین توسط گرتلر^۳ در [۵۲] به طور مفصل بررسی شده‌اند. روش‌های مبتنی بر مدل به سه بخش تقسیم‌بندی می‌شود:

۱- رویکردهای خروجی (تخمین گرها، فیلترها) ۲- معادلات برابری ۳- شناسایی و تخمین پارامتر

¹ Patton et al.

² Basseville & Nikiforov

³ Gertler

یک ویژگی بسیار مهم این روش‌ها (روش‌های تشخیص خطای مبتنی بر مدل) تعیین نوع خطا است. به این معنی که با استفاده از این روش‌ها، خطای جمع‌شونده که بر روی متغیرها به صورت جمع شدن با آن‌ها و خطاهای ضرب شونده که بر روی متغیرها به صورت ضرب به آن‌ها اثر می‌گذارند به راحتی از هم تشخیص داده می‌شوند به طوری که نتایج حاصل‌شده توسط این روش‌ها برای این دو نوع خطا کاملاً متفاوت از هم می‌باشد [۴۵]. از میان روش‌های مبتنی بر مدل، روش استفاده از رویتگرها اخیراً بسیار مورد توجه واقع شده اند [۵۳].

۲- ۵ بازسازی خطا

پایه و اساس بیشتر روش‌های تشخیص خطای مبتنی بر مدل، استفاده از سیگنال مانده است ولی اخیراً به دلایلی که بیان خواهد شد بازسازی یا تخمین سیگنال خطا بر روش مانده ترجیح داده می‌شود و دارای مزیت‌های بسیاری است:

یک جایگزین مفید و مناسب برای روش تولید مانده، بازسازی خطا است که نه تنها خطا را تشخیص داده و جدا می‌کند بلکه یک تخمینی از خطا و شکل و اندازه‌ی خطا را بدست می‌دهد که با این روش بهتر می‌توان عملیات اصلاح برای این خطا را فراهم کرد [۲۲ و ۲۳ و ۳۴]. همچنین روش‌های بازسازی خطا برای شناسایی حضور خطاهای اولیه‌ی موجود در سیستم که تشخیص این خطاها با دیگر روش‌های تشخیص خطا مشکل است، بسیار مؤثر هستند [۴۸ و ۴۹].

روش‌های تشخیص خطا با سیگنال مانده بیشتر برای مسائل تشخیص و جداسازی خطا در زمانی مناسب است که ساختار تأثیر خطا بر روی سیستم به طور کامل شناخته نشده باشد. و همچنین برای تعیین محل یک خطای رخ داده شده در سیستم باید تعدادی سیگنال مانده‌ی غیرمشابه مورد استفاده قرار گیرد در حالی که تخمین یا بازسازی خطا یک روش مستقیم برای فراهم کردن اطلاعات مربوط به سیگنال خطا است که زمانی که با دیگر سیگنال‌های خطای تخمین زده

شده در همان سیستم مقایسه می‌شود می‌تواند برای جداسازی خطا مورد استفاده قرار بگیرد. علاوه بر این، تخمین خطا یا بازسازی خطا یک تخمین مستقیم از اندازه و شدت یک خطا را فراهم می‌کند که در بسیاری از کاربردها اهمیت زیادی دارد [۲۳].

۲-۶ مدل سازی ریاضی سیستم

دینامیک‌های پرواز، حرکت هواپیما را تحت نیروهای مختلف شرح می‌دهد. هواپیما آزاد است که به هر جهتی پرواز کند پس دارای شش درجه آزادی است. بنابراین سیستم دینامیکی بسیار پیچیده و غیرخطی دارد. به کار بردن معادلات غیرخطی برای شبیه‌سازی بسیار مشکل است به همین دلیل از مدل خطی‌شده‌ی آن استفاده می‌کنیم، به این دلیل که سیستم هواپیما بسیار پیچیده است برای تعیین مدل خطی آن باید ساده‌سازی بزرگی انجام گیرد. مدل خطی هواپیمای بویینگ ۷۴۷ برای تشخیص یا بازسازی خطا در آن، مناسب‌تر است.

در حالت کلی، معادلات حرکت یک هواپیما، مانند هواپیمای بویینگ ۷۴۷، به دو بخش تقسیم می‌شود [۵۴]:

۱- معادلات حرکت طولی ۲- معادلات حرکت عرضی

در این جا معادلات حرکت عرضی بویینگ ۷۴۷ در نظر گرفته شده است که از سه بخش غلتیدن^۱، منحرف شدن^۲ و جهت لغزش^۳ تشکیل شده است (مطابق شکل ۳-۱). غلتیدن با زاویه‌ی φ و سرعت زاویه‌ای ρ ، منحرف شدن با سرعت زاویه‌ای r و جهت لغزش با زاویه‌ی جهت لغزش β نمایش داده می‌شود.

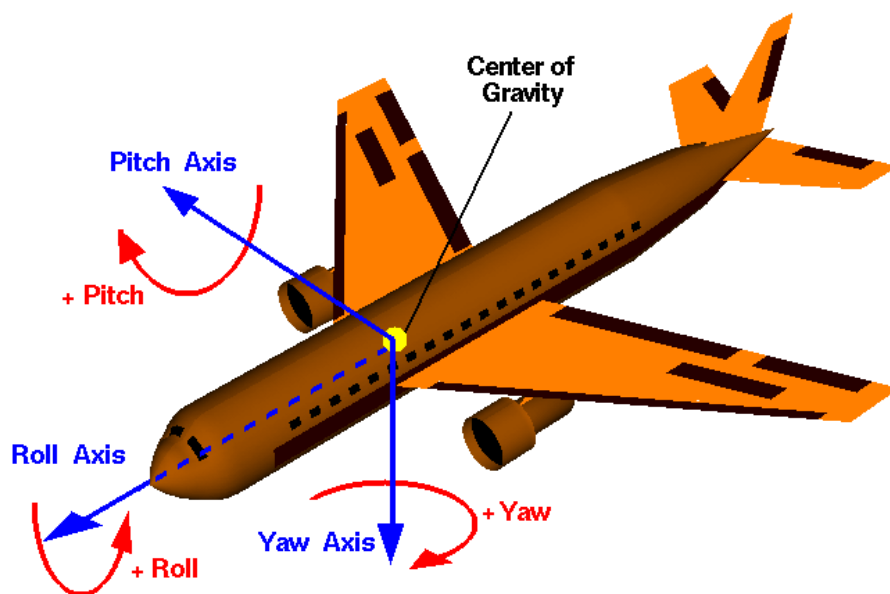
¹ Rolling

² Yawing

³ Side-slip

دو محرک در این هواپیما پایداری را تضمین می کنند و همچنین هواپیما را در مسیر مطلوب راهنمایی می کنند این دو محرک عبارتند از δ_a و δ_g . زاویه δ_a که در قسمت متحرک بال هواپیما در پشت هواپیما واقع شده است و δ_g زاویه ی سکان هواپیما که در دم عقب هواپیما واقع شده است.

و فرض می شود حسگرهای موجود در این هواپیما عبارتند از سرعت انحراف^۱ ، زاویه ی جهت لغزش^۲ و سرعت غلتیدن^۳ [۵۴].



شکل ۳-۱ جهت ها و زوایای هواپیما

۲-۶-۱ معادلات حرکت عرضی هواپیمای بویینگ ۷۴۷

در مدل فضای حالت پیشنهاد شده برای حرکت عرضی هواپیمای بویینگ ۷۴۷ ، β ، r ، ρ و φ که در بالا معرفی شده اند به عنوان متغیرهای حالت انتخاب می شوند [۵۴]:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

^۱ Yaw rate

^۲ Side-slip angle

^۳ Roll rate

$$y=Cx$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \\ \dot{\rho} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0558 & -0.9968 & 0.0802 & 0.0415 \\ 0.5980 & -0.1150 & -0.0318 & 0 \\ -3.0500 & 0.3880 & -0.4650 & 0 \\ 0 & 0.0805 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \rho \\ \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.00729 & 0.0583 \\ -0.4750 & -2.0100 \\ 0.1530 & 0.0241 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_g \end{bmatrix} \tag{1-2}$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \\ \rho \\ \varphi \end{bmatrix} \tag{2-2}$$

فصل سوم

بازسازی خطا با استفاده از رویکرد مود لغزشی

۳-۱ مقدمه

هدف از طراحی رویتگرها، بدست آوردن یا تخمین حالت‌های سیستم است که قابل اندازه‌گیری نیستند و برای این طراحی، از ورودی‌های معلوم سیستم و خروجی‌های اندازه‌گیری شده‌ی آن استفاده می‌شود. اختلاف خروجی رویتگر و خروجی سیستم اصلی خطای تخمین خروجی نامیده می‌شود و به عنوان بخش اصلاح‌کننده به رویتگر، فیدبک می‌شود. اولین رویتگر خطی، رویتگر لیونبرگر است [۴]. زمانی که در سیستم اصلی یک سیگنال ناشناخته وجود داشته باشد رویتگرهای خطی قادر نیستند خطای تخمین خروجی را به صفر برسانند، درواقع قادر نیستند حالت‌های رویتگر را به حالت‌های سیستم همگرا کنند. ولی یک رویتگر مود لغزشی به دلیل اینکه در آن، خطای تخمین خروجی در مسیر فیدبک با یک جمله‌ی سوئیچینگ غیر خطی^۱ مدل شده است این مشکل را ندارد و با وجود سیگنال‌های ناشناخته در سیستم نیز قادر است با تعیین یک باند مشخص برای دامنه‌ی اغتشاش و عدم قطعیت، در یک زمان محدود خطای تخمین خروجی را به صفر میل دهد و همچنین حالت‌های رویتگر را به حالت‌های سیستم به طور مجانبی همگرا کند [۵ و ۸].

در یک رویتگر مود لغزشی در طول حرکت لغزشی زمانی که حالت‌ها به سطح لغزش می‌رسند، سیگنال معادل خطای تزریقی خروجی، حاوی اطلاعاتی درباره‌ی سیگنال‌های ناشناخته است و با مقیاس بندی^۲ مناسب آن، می‌توان با دقت مناسب این سیگنال‌های ناشناخته را تخمین زد. به دلیل اینکه خطا جزء این سیگنال‌های ناشناخته است پس می‌توان با رویتگر مود لغزشی و با استفاده از سیگنال معادل خطای تزریقی خروجی، خطا را بازسازی کرد.

در [۵] اولین رویتگر مود لغزشی توسط اوتکین معرفی شده است. در [۶] ولکات و زاک این رویتگر را بهبود بخشیدند آنها با اضافه کردن یک جمله‌ی فیدبک خطی توانستند مقدار پِچ لغزشی^۳ را افزایش دهند. ادواردز و اسپرجن رویتگر معرفی شده توسط ولکات و زاک را تغییر دادند تغییرات بر

¹ Nonlinear switching term

² Scaling

³ Sliding patch

روی سطح لغزش رویتگر اعمال شد و همچنین یک روش طراحی مدون معرفی کردند علاوه بر آن در روش آن‌ها شرایط لازم و کافی برای وجود رویتگر با توجه به ماتریس‌های سیستم اصلی معرفی شد و مشخص شد که کدام رویتگر برای چه دسته‌ای از سیستم‌ها قابل پیاده‌سازی است [۸].

یکی از مشلات در طراحی رویتگر مود لغزشی، نیاز به دانش در مورد حداکثر خطای محرک می‌باشد، در [۲۳ و ۲۲] طراحی رویتگر برای بازسازی خطای محرک با فرض معلوم بودن دامنه خطا انجام شده است، با توجه به اینکه دامنه خطا، بهره جمله سوئیچینگ غیرخطی است، این بهره در دامنه‌ی نوسانات غیرخطی سیستم تاثیر گذار بوده و همچنین در کیفیت و عملکرد بازسازی خطا نیز موثر است. همچنین حداکثر دامنه خطا در طول کار سیستم متغیر بوده و در نتیجه برای بدست آوردن عملکرد مطلوب و مناسب، نیاز به الگوریتمی برای تطبیق این پارامتر داریم. در [۴۷ و ۵۵] از قانون تطبیق برای تخمین سیگنال معادل خطای تزریقی خروجی استفاده شده، ولی برای طراحی فرض شده که خطا ثابت و دارای تغییرات آهسته زمانی است و در نتیجه این روش هنگامی که خطا متغیر با زمان است با مشکل مواجه می‌شود.

در این بخش پس از بررسی چند رویتگر مود لغزشی، رویتگر ارائه شده در [۴۷ و ۵۵] را بررسی می‌کنیم، این رویتگر بر اساس رویتگر مودلغزشی معرفی شده توسط اسپرجن و ادواردز [۲۳ و ۲۲] و مدل تطبیقی آن می‌باشد. سپس در نهایت یک رویتگر مود لغزشی برای تخمین حالت‌های سیستم و خطای محرک پیشنهاد می‌دهیم، همگرایی و پایداری رویتگر پیشنهادی را با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف اثبات کرده و با استفاده از شبیه سازی مزیت و برتری روش پیشنهادی نسبت به رویتگرهای مودلغزشی دیگر را نشان می‌دهیم.

۲-۳ بررسی عملکرد رویتگر مود لغزشی اوتکین

سیستم خطی به صورت زیر در نظر می گیریم:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (۱-۳)$$

$$y(t) = Cx(t) \quad (۲-۳)$$

که در این سیستم $A \in R^{n \times n}$ ، $B \in R^{n \times m}$ و $C \in R^{p \times n}$ است. فرض می شود که این سیستم رویت پذیر است و در نتیجه می توان رویتگر غیر خطی مود لغزشی اوتکین [۵] را به این سیستم اعمال نمود. قبل از اعمال رویتگر به سیستم برای سهولت محاسبات تبدیلی روی سیستم اعمال می شود تا بردار p بعدی خروجی فقط تابعی از p متغیر حالت آخر باشد در نتیجه ماتریس تبدیل بر حسب ماتریس خروجی C به صورت زیر تعریف می شود:

$$T_c = \begin{bmatrix} N_c^T \\ C \end{bmatrix} \quad (۳-۳)$$

که در این ماتریس تبدیل، N_c فضای پوچی ماتریس خروجی C را اسپن^۱ می کند. حال این تبدیل به سیستم اعمال می شود $x \mapsto T_c x$ و در نتیجه ماتریسهای (A, B, C) به صورت زیر تبدیل می شوند:

$$T_c A T_c^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \quad T_c B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} \quad C T_c^{-1} = [0 \quad I_p] \quad (۴-۳)$$

که در آن $A_{11} \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ و $B_1 \in R^{(n-p)}$ است.

بعد از اعمال تبدیل به سیستم نوبت به طراحی رویتگر اوتکین می رسد، معادلات رویتگر اوتکین در [۵] به صورت زیر می باشد:

¹ Span

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + G_n v \quad (5-3)$$

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

که در این معادلات $(\hat{x}, \hat{y})$ تخمین (x, y) ، $e_y = \hat{y} - y$ و v جمله‌ی غیرخطی ناپیوسته است. که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$v_i = \rho \operatorname{sgn}(e_{y,i}), \quad i = 1, 2, \dots, p \quad (7-3)$$

که در آن ρ یک اسکالر حقیقی مثبت و $e_{y,i}$ ، $\dot{a}_{\min}$ جزء بردار $e_y(t)$ است. طبق معادله‌ی (۷-۳) جمله‌ی v برای راندن مسیر $e(t)$ به S طراحی شده، که سطح لغزش به صورت $S = \{e : Ce = 0\}$ تعریف شده. طبق مختصات (۴-۳) ماتریس G_n به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$G_n = \begin{bmatrix} G_{n,1} \\ -I_p \end{bmatrix} \quad (8-3)$$

می‌باشد که $G_{n,1} \in R^{(n-p) \times p}$ ماتریس طراحی رویتگر است.

حال خطای تخمین حالت و خطای تخمین خروجی به ترتیب به صورت $e(t) := \hat{x}(t) - x(t)$ و $e_y(t) := \hat{y}(t) - y(t)$ تعریف می‌شوند، با توجه به تعریف خطای تخمین حالت، معادله‌ی آن با توجه به معادلات (۱-۳)-(۲-۳) و (۵-۳)-(۶-۳) به صورت زیر می‌باشد:

$$\dot{e}(t) = Ae(t) + G_n v \quad (9-3)$$

با توجه به ساختار ماتریس خروجی C در مختصات (۴-۳)، می‌توان خطای تخمین حالت را به صورت $e = (e_1, e_y)$ که $e_1 \in R^{n-p}$ است نوشت، در نتیجه معادله‌ی (۹-۳) به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{e}_1(t) = A_{11}e_1(t) + A_{12}e_y(t) + G_{n,1}v \quad (10-3)$$

$$\dot{e}_y(t) = A_{21}e_1(t) + A_{22}e_y(t) - v \quad (۱۱-۳)$$

که با توجه به تعریف v رابطه‌ی بالا به صورت زیر در می‌آید:

$$\dot{e}_{y,i}(t) = A_{21,i}e_1(t) + A_{22,i}e_y(t) - \rho \operatorname{sgn}(e_{y,i}) \quad (۱۲-۳)$$

که $A_{21,i}$ و $A_{22,i}$ به ترتیب i امین سطر از A_{21} و A_{22} هستند.

برای تحلیل همگرایی $e_{y,i}(t)$ و اینکه در زمان محدود به صفر میل میکند تابع لیاپانوف زیر

پیشنهاد می‌شود:

$$V = \frac{1}{2}e_{y,i}^2 \rightarrow \dot{V} = e_{y,i}\dot{e}_{y,i} = e_{y,i}(A_{21,i}e_1 + A_{22,i}e_y) - \rho|e_{y,i}|$$

$$< -|e_{y,i}|(\rho - |(A_{21,i}e_1 + A_{22,i}e_y)|)$$

اگر در رابطه‌ی بالا مقدار کمیت ρ به اندازه‌ی کافی بزرگ باشد طوری که رابطه‌ی زیر را ارضا کند در

این حالت تابع کاندید پیشنهادی V به عنوان یک تابع لیاپانوف خواهد بود.

$$\rho > |A_{21,i}e_1 + A_{22,i}e_y| + \eta \quad (۱۳-۳)$$

که در رابطه‌ی بالا $\eta \in R_+$ بنابراین:

$$\dot{V} = e_{y,i}\dot{e}_{y,i} < -\eta|e_{y,i}| \quad (۱۴-۳)$$

با برقراری رابطه‌ی (۱۴-۳) ثابت می‌شود که $e_{y,i}$ در زمان محدود به صفر میل می‌کند. زمانی که تمام

اجزای $e_y(t)$ به صفر میل کنند در این حالت حرکت لغزشی اتفاق افتاده است. زمانی که حرکت

لغزشی اتفاق بیفتد طبق تعریف سطح لغزش $e_y(t) = \dot{e}_y(t) = 0$ می‌شود و در نتیجه سیستم

خطای تعریف شده در معادلات (۱۰-۳) و (۱۱-۳) به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\dot{e}_1(t) = A_{11}e_1(t) + G_{n,1}v_{eq} \quad (۱۵-۳)$$

$$0 = A_{21}e_1(t) - v_{eq} \quad (۱۶-۳)$$

در دو معادله‌ی بالا v_{eq} ، سیگنال تزریقی معادل خطای خروجی نامیده می‌شود. دو معادله‌ی (۳-۱۵) و (۳-۱۶) زمانی معتبر هستند که حرکت لغزشی اتفاق افتاده و حالتها بر روی سطح لغزش S باشند. در بخش زیر ویژگی‌های این حرکت لغزشی بررسی می‌شود.

۳-۲-۱ ویژگی‌های حرکت لغزشی

در این بخش رفتار سیستم در طول حرکت لغزشی بررسی می‌شود. با حذف v_{eq} از (۳-۱۵) و (۳-۱۶)، معادله‌ی زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{e}_1(t) = (A_{11} + G_{n,1}A_{21})e_1(t) \quad (۱۷-۳)$$

که این معادله دینامیک خطای ردیابی در روی سطح لغزش را نشان می‌دهد.

لم ۳-۱ جفت (A_{11}, A_{21}) رویت پذیر است اگر و تنها اگر (A, C) رویت پذیر باشد.

اثبات: [۵].

برای تضمین پایداری معادله‌ی (۳-۱۷)، باید $G_{n,1}$ به طور مناسب انتخاب شود.

در طراحی رویتگر غیر خطی مود لغزشی اوتکین باید دو نکته‌ی مهم را در نظر گرفت. هدف از طراحی این رویتگر این است که خطای تخمین خروجی در زمان محدود به صفر میل کرده و دیگر حالت‌های رویتگر به طور مجانبی به حالت‌های سیستم میل کنند. برای تضمین همگرایی معادلات خطا به صفر دو پارامتر طراحی وجود دارد اگر این دو پارامتر به طور مناسب انتخاب شود همگرایی تضمین می‌شود این دو پارامتر عبارتند از $\rho-1$ و $G_{n,1}$ پارامتر اول برای تضمین همگرایی معادله‌ی (۳-۱۱)

طراحی می‌شود اگر این پارامتر به طوری انتخاب شود که معادله‌ی (۳-۱۳) را ارضا کند در این حالت، حالت‌های سیستم به سطح لغزش رسیده و حرکت لغزشی اتفاق افتاده و خطای تخمین خروجی به صفر می‌رسد علاوه بر این به معادله‌ی (۳-۱۷) می‌رسیم که در این مرحله باید پارامتر طراحی دوم به طور مناسب انتخاب شود تا این معادله پایدار بوده و خطای تخمین حالت به صفر میل کند.

۳-۲-۲ نتایج شبیه سازی رویتگر اوتکین برای سیستم هواپیمایی بویینگ ۷۴۷

در این قسمت با استفاده از شبیه سازی، عملکرد رویتگر اوتکین بر روی مدل سیستم هواپیمایی بویینگ ۷۴۷ بررسی می‌شود. با توجه به مدل سیستم بویینگ که در فصل قبل توضیح داده شد معادلات (۳-۱) و (۳-۲) به صورت زیر می‌باشد:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0558 & -0.9968 & 0.0802 & 0.0415 \\ 0.5980 & -0.1150 & -0.0318 & 0 \\ -3.0500 & 0.3880 & -0.4650 & 0 \\ 0 & 0.0805 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.00729 & 0.0583 \\ -0.4750 & -2.0100 \\ 0.1530 & 0.0241 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (۳-۱۸)$$

همانطور که مشخص است این سیستم دارای چهار متغیر حالت، دو ورودی و سه خروجی می‌باشد اگر شرایط اولیه برای حالت‌های سیستم و شرایط اولیه برای حالت‌های رویتگر را به صورت $x(0) = [-1 \ 0.8 \ -0.5 \ 1]^T$ و $\hat{x}(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ در نظر بگیریم طبق معادلات بخش قبل خواهیم داشت:

$$T_C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (۳-۱۹)$$

$$T_c A T_c^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 0.0805 & 0 & 1 \\ 0 & -0.1150 & 0.5980 & -0.0318 \\ 0.0415 & -0.9968 & -0.0558 & 0.0802 \\ 0 & 0.3880 & -3.05 & -0.4650 \end{bmatrix}, T_c B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.0073 \\ 0.1530 \end{bmatrix}, C T_c^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (20-3)$$

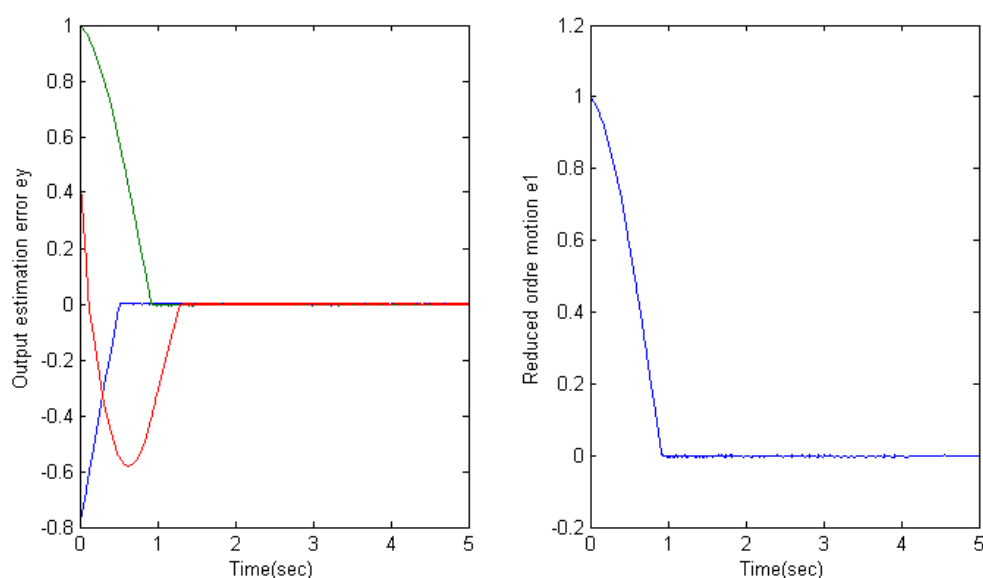
$$G_{n,1} = [0 \quad -10 \quad 0], \quad G_n = T_c^{-1} \begin{bmatrix} G_{n,1} \\ -I_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & -10 & 0 \end{bmatrix} \quad (21-3)$$

برای طراحی کنترل کننده، از روش جایابی قطب استفاده شده و مقادیر ویژه سیستم حلقه بسته در

$$q = [-2.4 \quad -1.8 \quad -3 \quad -1.2]$$

قرار داده شده‌اند.

ابتدا فرض می‌کنیم که $\rho = 1$ است، با شبیه سازی رویتگر اوتکین شکل ۱-۳ حاصل می‌شود.

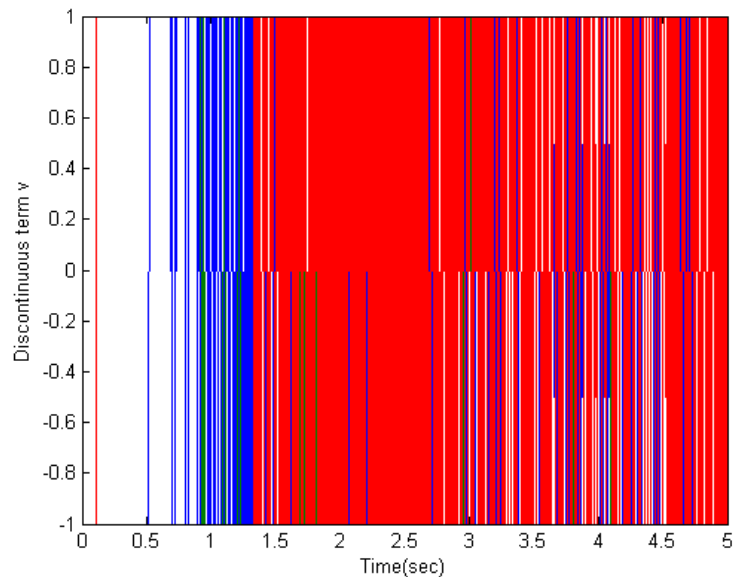


شکل ۱-۳ خطای تخمین حالت، توسط رویتگر اوتکین با $\rho = 1$

شکل ۱-۳، خطای تخمین حالت را نشان می‌دهد، دیده می‌شود که خطای تخمین خروجی در

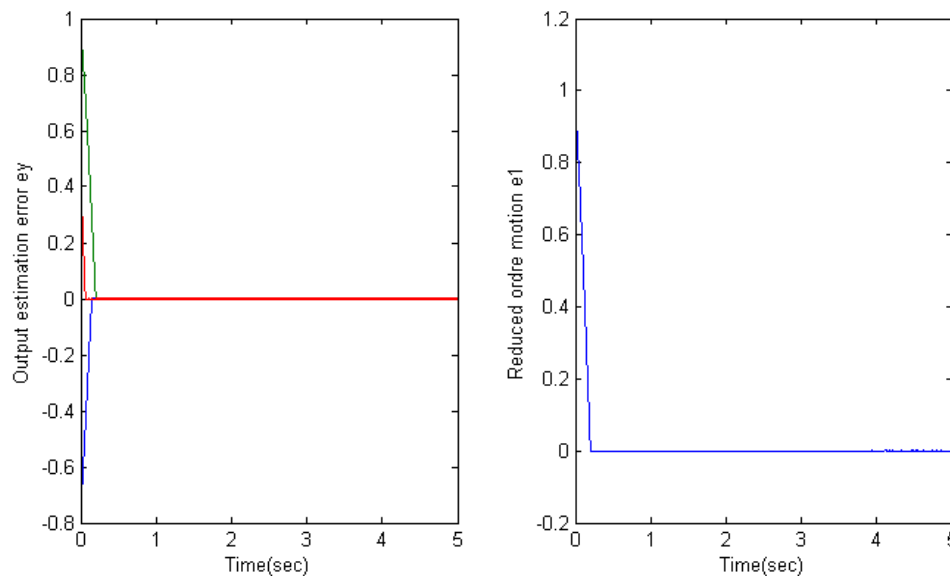
زمان محدود به صفر همگرا شده است، یکی از خطاهای ردیابی ابتدا در ثانیه ۰.۱۱۴ صفر شده و

سپس بعد از یک حالت گذرای کوتاه در ثانیه ۱.۳۵ برای همیشه به صفر همگرا شده است، در واقع می‌توان اینطور گفت که در ثانیه ۰.۱۱۴ شرط ۳-۱۳ برآورده نشده و برای همین خطای تخمین بر روی سطح لغزش باقی نمی‌ماند. جمله غیرخطی به صورت شکل ۳-۲ می‌باشد.



شکل ۳-۲ جمله غیرخطی، با $\rho = 1$

با توجه به شکل ۳-۲ می‌توان نوسانات فرکانس بالای سیستم را مشاهده کرد، که در طول حرکت لغزشی ایجاد می‌شود. حال برای بررسی بیشتر زمانی که $\rho = 5$ باشد، شبیه سازی‌ها را تکرار می‌کنیم:



شکل ۳-۳ خطای تخمین حالت، توسط رویتگر اوتکین با $\rho = 5$

با توجه به شکل ۳-۳ می‌توان تاثیر پارامتر ρ را در سرعت همگرایی مشاهده کرد. در این حالت تمامی خطاهای تخمین خروجی زمانی که به سطح لغزش می‌رسند، چون شرط ۳-۱۳ را برآورده می‌کنند، برای همیشه بر روی آن باقی می‌مانند.

با توجه به نتایج شبیه‌سازی، این رویتگر برای تضمین همگرایی حالت‌ها و پایداری رویتگر، نیاز به تعیین بهره سوئیچینگ بر اساس شرایط اولیه خطای تخمین حالت می‌باشد، به اینصورت که دامنه بهره سوئیچینگ در رویتگر مود لغزشی وابسته به شرایط اولیه است، که این باعث می‌شود تا برای تضمین همگرایی حالت‌ها به سطح لغزش از نقاط دورتر، بهره سوئیچینگ بزرگی انتخاب شود که این عمل باعث ایجاد مشکلات پیاده‌سازی و نوسانات با دامنه بزرگ در سیستم می‌شود.

۳-۲-۳ بررسی خواص رفع اغتشاش برای رویتگر اوتکین

فرض می‌شود که سیستم تعریف شده در (۳-۱) با معادله‌ی زیر جایگزین شود:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Q\xi(t, x, u) \quad (۳-۲۲)$$

که در آن، $\xi(t, x, u) \in R^h$ بردار اغتشاش سیستم و $Q \in R^{n \times h}$ ماتریس اغتشاش است. فرض می‌شود که بهره G_n مطابق ماتریس اغتشاش طراحی شود $Q = G_n X$ که $X \in R^{p \times h}$ است. بنابراین در مختصات (۳-۴) و (۳-۸) ماتریس اغتشاش به صورت زیر خواهد بود:

$$Q = \begin{bmatrix} G_{n,1} X \\ -X \end{bmatrix} \quad (۳-۲۳)$$

و در نتیجه معادلات خطای (۳-۱۰) و (۳-۱۱) به صورت زیر در می‌آید:

$$\dot{e}_1(t) = A_{11}e_1(t) + A_{12}e_y(t) + G_{n,1}v - G_{n,1}X\xi(t, x, u) \quad (۳-۲۴)$$

$$\dot{e}_y(t) = A_{21}e_1(t) + A_{22}e_y(t) - v + X\xi(t, x, u) \quad (۳-۲۵)$$

حال برای اثبات همگرایی $e_y(t)$ به صفر، تابع لیاپانوف پیشنهادی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود و با توجه به معادله‌ی (۳-۲۵) می‌توان نوشت:

$$V = \frac{1}{2}e_{y,i}^2 \rightarrow \dot{V} = e_{y,i}\dot{e}_{y,i} = e_{y,i}(A_{21,i}e_1 + A_{22,i}e_y + X_i\xi) - \rho|e_{y,i}| \\ < -|e_{y,i}|(\rho - |A_{21,i}e_1 + A_{22,i}e_y + X_i\xi|)$$

که در آن X_i ، λ مین سطر X است. اگر برای یک اسکالر مثبت $\eta > 0$ ،

$$\rho > |A_{21,i}e_1 + A_{22,i}e_y + X_i\xi| + \eta$$

یک مدت زمان محدود حرکت لغزشی اتفاق می‌افتد. هنگامی که حرکت لغزشی اتفاق افتاد و حالتها به

سطح لغزش رسیدند معادلات (۳-۲۴) و (۳-۲۵) به صورت زیر تغییر می‌کنند:

$$\dot{e}_1(t) = A_{11}(t) + G_{n,1}v_{eq} - G_{n,1}X\xi(t, x, u) \quad (۳-۲۶)$$

$$0 = A_{21}e_1(t) - v_{eq} + X\xi(t, x, u) \quad (27-3)$$

با حذف v_{eq} از معادلات (26-3) و (27-3) دینامیک خطا بر روی سطح لغزش به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\dot{e}_1(t) = (A_{11} + G_{n,1}A_{21})e_1(t) \quad (28-3)$$

دیده می‌شود که این دینامیک خطا مستقل از اغتشاش وارد شده بر سیستم است.

برای رسیدن به سطح لغزش هیچ لزومی به برقراری شرط تطابق (23-3) وجود ندارد این شرط تنها برای مستقل بودن (28-3) از اغتشاش قرار شده است. برای اتفاق افتادن حرکت لغزشی تنها انتخاب یک مقدار مناسب و به اندازه‌ی کافی بزرگ ρ ، کفایت می‌کند. از معادله‌ی (28-3) به این نتیجه می‌رسیم که

$e_1(t) \rightarrow 0$ و در نتیجه با توجه به معادله‌ی (27-3)، $v_{eq} \rightarrow X\xi(t, x, u)$. بنابراین v_{eq} قادر است اطلاعاتی درباره‌ی اغتشاش به ما بدهد یا به عبارت بهتر سیگنال اغتشاش را بازسازی کند.

۳-۲-۴ صاف کردن سیگنال ناپیوسته توسط تقریب

با توجه به نتایج شبیه‌سازی در بخش‌های قبل مشاهده شد که v (جمله‌ی غیرخطی ناپیوسته) دارای فرکانس سوئیچینگ بسیار بالایی است. برای رفع این مشکل، یک روش برای صاف کردن این سیگنال‌های ناپیوسته در [۸] پیشنهاد شده است. (این روش برای سیستم‌های کنترلی مود لغزشی که در آن‌ها سیگنال کنترل فرکانس بالا به عنوان یک ورودی غیرقابل قبول تلقی می‌شود بسیار سودمند است.) با توجه به گفته‌های بالا v که در بخش‌های قبل به صورت $v_i = \rho \operatorname{sgn}(e_{y,i})$ تعریف شده بود و به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$v_i = \rho \frac{e_{y,i}}{|e_{y,i}|} \quad \text{if } e_{y,i} \neq 0 \quad (29-3)$$

با روش موجود در [۸] برای صاف کردن، v به صورت زیر تخمین زده می‌شود:

$$v_i = \rho \frac{e_{y,i}}{|e_{y,i}| + \delta} \quad (30-3)$$

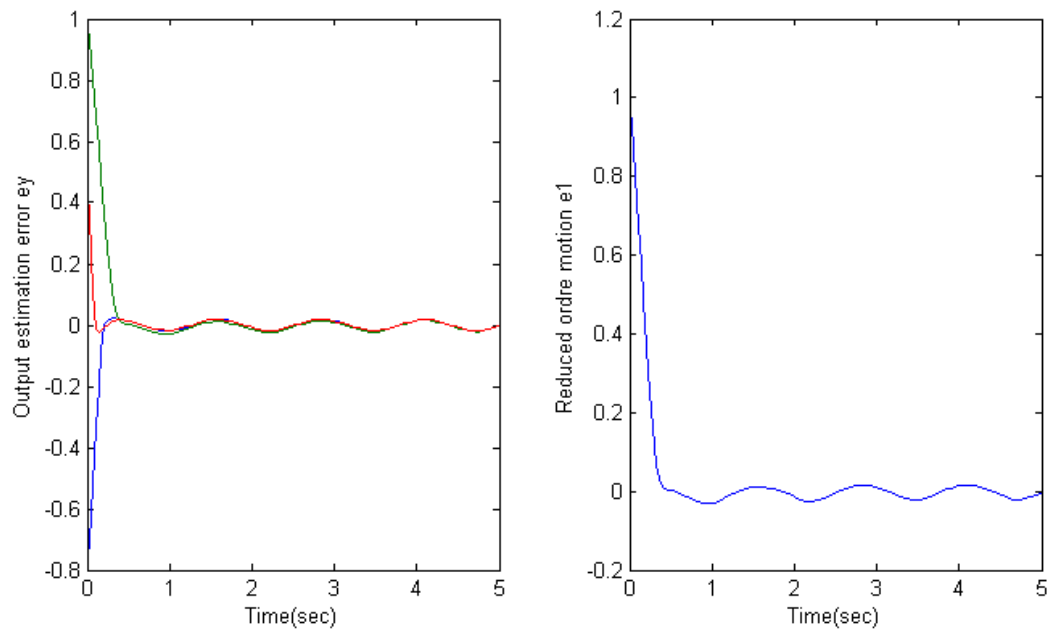
در معادله بالا δ یک اسکالر مثبت کوچک است. برای اینکه v_i تعریف شده در معادله (۳۰-۳) تخمین دقیقی از v_i شود δ باید بسیار کوچک انتخاب شود در حالی که برای کاهش چترینگ v_i و بدست آوردن یک سیگنال صاف به یک δ بزرگ نیاز داریم.

۵-۲-۳ نتایج شبیه‌سازی ویژگی رفع اغتشاش رویتگر اوتکین برای هواپیمای بوبینگ

۷۴۷

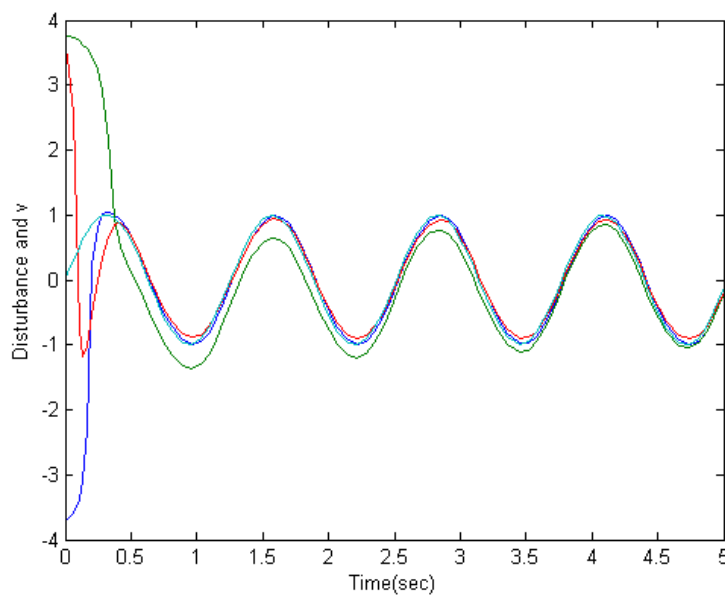
در این بخش با استفاده از مدل دینامیکی و کنترل‌کننده ارائه شده در بخش ۲-۲-۳، و نیز تبدیل مختصات به صورت (۱۹-۳) و نیز انتخاب $\rho = 4$ و استفاده از تقریب برای جمله غیرخطی $sign$ به صورت (۳۰-۳) و انتخاب $\delta = 0.06$ ، و نیز استفاده از اغتشاش خارجی به صورت زیر، نتایج زیر بدست می‌آید:

$$\xi(t, x, u) = [-1 \quad -1 \quad -1 \quad -1]^T \sin(t)$$



شکل ۳-۴ خطای تخمین حالت، رویتر اوتکین، در حضور اغتشاش خارجی

با توجه به شکل ۳-۴ می‌توان مشاهده کرد که خطای تقریب حالت در حضور اغتشاش به نزدیکی مبدا همگرا شده است، دلیل وجود خطا، در ردیابی حالت، استفاده از تقریب پیوسته برای جمله سوئیچینگ می‌باشد. در شکل ۳-۵ اغتشاش خارجی و تقریب پیوسته از جمله سوئیچینگ مشاهده می‌شود.



شکل ۳-۵ اغتشاش خارجی و جمله غیرخطی v

در شکل ۵-۳ اغتشاش خارجی و جمله v نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که v به اغتشاش همگرا شده و با خطای کمی آن را ردیابی می‌کند، این امر بر اساس رابطه (۳-۲۷) می‌باشد. که در این شبیه سازی $X = 1$ در نظر گرفته شده است.

۳-۳ بررسی رویتگر مود لغزشی اسلوتین^۱

با توجه به مشکلات رویتگر اوتکین که در بخش‌های قبل بررسی شد، اسلوتین و همکارانش برای افزایش پِچ لغزشی، یک روش جدید پیشنهاد کردند [۵۶] روش آن‌ها به این صورت است که یک جمله‌ی خطی به معادله‌ی رویتگر اوتکین به صورت زیر اضافه می‌شود یعنی رویتگر معرفی شده در معادله‌ی (۵-۳) به صورت زیر تغییر می‌یابد:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + G_n v - G_l e_y \quad (۳-۳۱)$$

که در معادله‌ی بالا $G_l \in R^{n \times p}$ است. برای افزایش پِچ لغزشی باید بهره‌ی G_l به صورت مناسب انتخاب شود.

در این رویتگر معادله‌ی خطای تخمین حالت به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{e}(t) = (A - G_l C)e(t) + G_n v \quad (۳-۳۲)$$

برای تحلیل پایداری این معادله‌ی خطا، تابع کاندید مثبت معین به صورت زیر پیشنهاد می‌شود:

$$V = e^T P e \quad (۳-۳۳)$$

که در معادله‌ی بالا $P \in R^{n \times n}$ ، یک ماتریس مثبت، معین و متقارن است. با مشتق‌گیری از معادله‌ی (۳-۳۳) معادله‌ی زیر حاصل می‌شود:

¹ Slotine

$$\dot{V} = \dot{e}^T P e + e^T P \dot{e} = e^T (P(A - G_l C) + (A - G_l C)^T P) e + 2e^T P G_n v \quad (3-34)$$

اگر ماتریس P و بهره‌ی G_l طوری انتخاب شوند که معادله‌ی (۳-۳۴) منفی شود در این حالت دینامیک خطای (۳-۳۲) به صورت مجانبی پایدار خواهد بود.

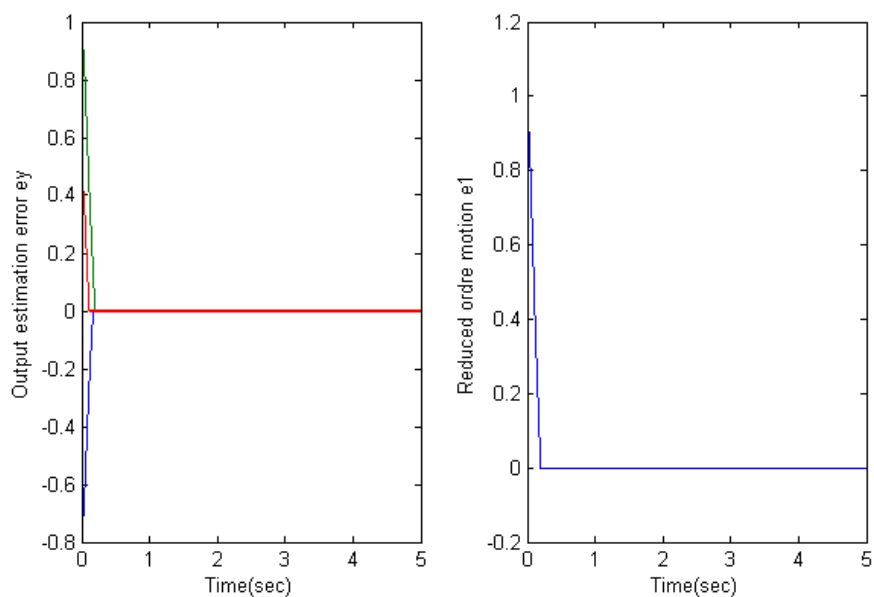
در رویتگر اوتکین دو شرط برای پایداری همگرایی حالت‌ها به دست آمده با برقراری این دو شرط (مقدار مناسب برای ρ و $G_{n,1}$) خطای تخمین حالتها به صفر میل می‌کند ولی در رویتگر اسلوتین باید با انتخاب مناسب ماتریس P و بهره‌ی G_l پایداری بررسی شود.

۳-۳-۱ نتایج شبیه سازی عملکرد رویتگر اسلوتین برای هواپیمای بوبینگ ۷۴۷

در این بخش با استفاده از مدل دینامیکی و کنترل‌کننده ارائه شده در بخش ۳-۲-۲، و نیز تبدیل مختصات به صورت (۳-۱۹) و نیز انتخاب $\rho = 1$ و استفاده از تقریب برای جمله غیرخطی $sign$ به صورت (۳-۳۰) و انتخاب $\delta = 0.06$ ، G_l به نحوی انتخاب شده که $A - G_l C$ یک ماتریس پایدار باشد این ماتریس به صورت زیر انتخاب شده

$$G_l = \begin{bmatrix} -.9968 & 2 & -.9198 \\ 2 & .598 & -.0318 \\ .3880 & -3.05 & 2 \\ .0805 & .0415 & -10 \end{bmatrix}$$

خطای تخمین حالت به صورت شکل ۳-۶ می‌باشد:



شکل ۳-۶ خطای تخمین حالت برای رویتگر اسلوتین

با توجه به شکل ۳-۶ و همچنین در مقایسه با شکل ۳-۱ می‌توان مشاهده کرد که اضافه شدن جمله فیدبک خطی G_I باعث افزایش سرعت همگرایی سیستم نسبت به رویتگر اوتکین، در شرایط یکسان شده است.

۳-۴ بررسی عملکرد رویتگر مود لغزشی ادواردز و اسپرجن برای بازسازی خطای محرک

سیستم دینامیکی با معادلات خطی زیر را در نظر می‌گیریم:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + f(x, u, t) \quad (3-35)$$

$$y(t) = Cx(t) \quad (3-36)$$

که در معادلات بالا $A \in R^{n \times n}$ و $B \in R^{n \times m}$ و $C \in R^{p \times n}$ است که $p \geq m$ (تعداد خروجی‌های سیستم بزرگتر یا مساوی ورودی‌های سیستم است.) و تابع نامعلوم f خطای سیستم است که

$f: R^n \times R^m \times R_+ \rightarrow R^n$ فرض می‌شود که:

$$f(x, u, t) = B\zeta(x, u, t) \quad (37-3)$$

که تابع $\zeta: R^n \times R^m \times R_+ \rightarrow R^m$ یک تابع نامعلوم ولی محدود است به ترتیب زیر:

$$\|\zeta(x, u, t)\| \leq \rho \quad \forall x \in R^n, u \in R^m, t \geq 0$$

با فرض مرتبه کامل بودن C, B و همچنین:

$$\text{rank}(CB) = m \quad (1)$$

(۲) صفرهای (A, B, C) همگی در سمت چپ محور موهومی باشند.

در نتیجه با توجه به مطالب بیان شده در [۲۳]، می‌توان یک تبدیل خطی ناویژه T را چنان

یافت که معادلات (۳۵-۳) و (۳۶-۳) در مختصات جدید به صورت زیر تغییر یابند:

$$\dot{x}_1 = A_{11}x_1 + A_{12}y \quad (38-3)$$

$$\dot{y} = A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2(u + \zeta) \quad (39-3)$$

که در معادلات بالا $x_1 \in R^{(n-p)}$ و $y \in R^p$ است و همچنین ماتریس A_{11} یک ماتریس پایدار است.

برای این سیستم خطی با معادلات بالا روی تگر زیر توسط ادواردز و اسپرجن در [۸] به فرم زیر

طراحی شده است:

$$\dot{\hat{x}}_1 = A_{11}\hat{x}_1 + A_{12}\hat{y} - A_{12}e_y \quad (40-3)$$

$$\dot{\hat{y}} = A_{21}\hat{x}_1 + A_{22}\hat{y} + B_2u - (A_{22} - A_{22}^s)e_y + P_2^{-1}v \quad (41-3)$$

که بردار ناپیوسته‌ی v به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$v = \begin{cases} -\rho \|P_2\| \frac{e_y}{\|e_y\|} & \text{if } e_y \neq 0 \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (42-3)$$

که در رابطه‌ی بالا ماتریس $P_2 \in R^{p \times p}$ یک ماتریس مثبت، معین و متقارن است.

برای نوشتن معادله‌ی دینامیک خطا، با تعریف خطای تخمین حالتها به صورت $e_1 = \hat{x}_1 - x_1$ و $e_y = \hat{y} - y$ داریم:

$$\dot{e}_1 = A_{11}e_1 \quad (43-3)$$

$$\dot{e}_y = A_{21}e_1 + A_{22}^s e_y + P_2^{-1}v - B_2\zeta \quad (44-3)$$

قضیه ۳-۱: دسته‌ای از ماتریس‌های مثبت، معین و متقارن P_2 وجود دارد که سیستم خطای دینامیکی تعریف شده در معادلات (۴۳-۳) و (۴۴-۳) به طور مجانبی پایدار می‌شود [۸].

اثبات [۸]:

فرض می‌کنیم دو ماتریس $Q_1 \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ و $Q_2 \in R^{p \times p}$ که هر دو ماتریس‌های مثبت، معین و متقارن اند ماتریس‌های طراحی باشند و ماتریس $P_2 \in R^{p \times p}$ پاسخ یکتای مثبت، معین و متقارن معادله‌ی لیاپانوف زیر تعریف شود:

$$P_2 A_{22}^s + (A_{22}^s)^T P_2 = -Q_2$$

ماتریس $\hat{Q} = A_{21}^T P_2 Q_2^{-1} P_2 A_{21} + Q_1$ تعریف می‌شود که در آن $\hat{Q} = \hat{Q}^T > 0$ است.

فرض می‌کنیم ماتریس مثبت، معین و متقارن $P_1 \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ پاسخ یکتای معادله‌ی لیاپانوف زیر باشد:

$$P_1 A_{11} + A_{11}^T P_1 = -Q$$

تابع $V(e_1, e_y) = e_1^T P_1 e_1 + e_y^T P_2 e_y$ را به عنوان تابع کاندید لیاپانوف پیشنهاد می‌دهیم، مشتق زمانی این تابع به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{V} = -e_1^T \hat{Q} e_1 + e_1^T A_{21}^T P_2 e_y + e_y^T P_2 A_{21} e_1 - e_y^T Q_2 e_y + 2e_y^T v - 2e_y^T P_2 B_2 \zeta$$

که به صورت زیر می‌توان تغییر داد:

$$(e_y - Q_2^{-1} P_2 A_{21} e_1)^T Q_2 (e_y - Q_2^{-1} P_2 A_{21} e_1) \equiv e_y^T Q_2 e_y - e_1^T A_{21}^T P_2 e_y - e_y^T P_2 A_{21} e_1 + e_1^T A_{21}^T P_2 Q_2^{-1} P_2 A_{21} e_1 \quad (45-3)$$

با جایگذاری معادله‌ی (3-40) در $\dot{V}$ و نوشتن $\tilde{e}_y$ به جای عبارت $(e_y - Q_2^{-1} P_2 A_{21} e_1)$ داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -e_1^T \hat{Q} e_1 + e_1^T A_{21}^T P_2 Q_2^{-1} P_2 A_{21} e_1 - \tilde{e}_y^T Q_2 \tilde{e}_y + 2e_y^T v - 2e_y^T P_2 \zeta \\ &= -e_1^T Q_1 e_1 - \tilde{e}_y^T Q_2 \tilde{e}_y + 2e_y^T v - 2e_y^T P_2 \zeta \\ &= -e_1^T Q_1 e_1 - \tilde{e}_y^T Q_2 \tilde{e}_y - 2\rho \|P_2\| \|e_y\| - 2e_y^T P_2 \zeta \\ &\leq -e_1^T Q_1 e_1 - \tilde{e}_y^T Q_2 \tilde{e}_y - 2\rho \|P_2\| \|e_y\| + 2\rho \|e_y\| \|P_2\| \\ &= -e_1^T Q_1 e_1 - \tilde{e}_y^T Q_2 \tilde{e}_y \\ &< 0 \quad \text{for } (e_1, e_y) \neq 0 \end{aligned}$$

رابطه‌ی بالا نشان می‌دهد که (e_1, e_y) به صورت نمایی به صفر میل می‌کنند. $(e_1, e_y) \rightarrow 0$

اگر $\hat{x}$ تخمین حالت x و $e = \hat{x} - x$ باشند در نتیجه رویکرد مقاوم می‌تواند به صورت زیر نوشته شود:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu - G_l(C\hat{x} - y) + G_n v \quad (46-3)$$

که در رابطه‌ی بالا

$$G_l = T^{-1} \begin{bmatrix} A_{12} \\ A_{22} - A_{22}^s \end{bmatrix} \quad G_n = T^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ P_2^{-1} \end{bmatrix}$$

و

$$v = \begin{cases} -\rho \|P_2\| \frac{Ce}{\|Ce\|} & \text{if } Ce \neq 0 \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}$$

۳-۴-۱ الگوریتم عددی برای طراحی رویتر مود لغزشی مقاوم ادواردز و اسپرین:

الگوریتم زیر مراحل مختلف برای طراحی رویتر مقاوم را توصیف می‌کند:

مرحله ۱: اگر ستون‌های ماتریس خروجی C را به صورت $C = [C_1 \ C_2]$ در نظر بگیریم به طوری که $C_2 \in R^{p \times p}$ و $\det(C_2) \neq 0$ باشد. با استفاده از ماتریس تبدیل T_{pre} که به صورت زیر تعریف شده است می‌توان سیستم را در مختصات جدید طوری تعریف کرد که ماتریس خروجی به فرم استاندارد $\begin{bmatrix} 0 & I_p \end{bmatrix}$ تبدیل شود.

$$T_{pre} = \begin{bmatrix} I_{n-p} & 0 \\ C_1 & C_2 \end{bmatrix}$$

مرحله ۲: با اعمال این تبدیل به سیستم ماتریس ورودی B به فرم $B = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix}$ در می‌آید، در این حالت اگر مرتبه‌ی B_2 از تعداد ورودی‌های سیستم کمتر باشد ($rank(B_2) < m$) هیچ رویتر مقاومی برای این سیستم وجود ندارد و الگوریتم متوقف می‌شود. در غیر این صورت باید معادله‌ی جبری $B_1 + T_{12}B_2 = 0$ را حل کرده و ماتریس T_{12} را بدست آورد. شرط لازم و کافی برای وجود ماتریس T_{12} این است که $rank(B_2) = m$ [۸].

مرحله ی ۳: حال با استفاده از ماتریس های T_{12} و T_0 ماتریس تبدیل T به صورت زیر به دست می آید:

$$T = \begin{bmatrix} I_{n-p} & T_{12} \\ 0 & T_0 \end{bmatrix}$$

با اعمال این تبدیل جدید به سیستم، در مختصات جدید، سیستم به صورت $(\bar{A}, \bar{B}, \bar{C})$ نوشته می شود.

مرحله ی ۴: ماتریس $\bar{A}$ در این مختصات جدید به صورت زیر تجزیه می شود:

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} \\ \bar{A}_m & \bar{A}_{22} \\ \bar{A}_{21} & \end{bmatrix}$$

که در آن $\bar{A}_{11} \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ ، $\bar{A}_{12} \in R^{(n-p) \times p}$ ، $\bar{A}_m \in R^{(p-m) \times (n-p)}$ ، $\bar{A}_{21} \in R^{m \times (n-p)}$ و $\bar{A}_{22} \in R^{p \times p}$ هستند.

اگر هیچ ماتریس $L \in R^{(n-p) \times (p-m)}$ ای نتوان پیدا کرد که ماتریس $\bar{A}_{11} + L\bar{A}_m$ را پایدار کند در این حالت هیچ رویکرد مقاومی وجود ندارد و الگوریتم متوقف می شود. در غیر این صورت ماتریس L را بدست می آوریم.

مرحله ی ۵: حال یک ماتریس تبدیل جدید به صورت زیر تعریف می شود:

$$T_* = \begin{bmatrix} I_{n-p} & L_* \\ 0 & T_0^T \end{bmatrix}$$

که در آن $L_* = [L \quad 0_{(n-p) \times m}]$ است. با اعمال این تبدیل جدید به سیستم ، ماتریس های (A_*, B_*, C_*) در می آیند.

مرحله ی ۶: پس از اعمال تبدیل مرحله ی قبل به سیستم می توان نوشت:

$$\dot{x}_1 = A_{11}x_1 + A_{12}y$$

$$\dot{y} = A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2u + B_2\zeta$$

ماتریس G_* را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$G_* = \begin{bmatrix} A_{12} \\ A_{22} - A_{22}^s \end{bmatrix}$$

که در آن A_{22}^s هر ماتریس پایداری با ابعاد مناسب می‌باشد.

مرحله ۷: ماتریس P_2 پاسخ یکتای معادله‌ی لیاپانوف برای ماتریس پایدار A_{22}^s و ماتریس طراحی مثبت معین متقارن Q_2 است.

مرحله ۸: حال ماتریس‌های بهره‌ی G_l و G_n را در مختصات اصلی (اولیه) به صورت زیر به دست می‌آوریم:

$$G_l = T_{pre}^{-1} T^{-1} T_*^{-1} G_*$$

$$G_n = \|F\| T_{pre}^{-1} T^{-1} T_*^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ P_2^{-1} \end{bmatrix}, F^T = P_2 B_2$$

مرحله ۹: رویتگر به فرم زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu - G_l(C\hat{x} - y) + G_n v$$

که در آن

$$v = \begin{cases} -\rho \frac{Ce}{\|Ce\|} & \text{if } Ce \neq 0 \\ 0 & \text{otherwise} \end{cases}$$

در ادامه، با استفاده از شبیه سازی، از این روش برای بازسازی خطای محرک استفاده می‌کنیم.

۳-۴-۲ نتایج شبیه‌سازی روی‌تگر مود لغزشی مقاوم ادواردز و اسپرجن برای بازسازی خطای محرک هواپیمای بویینگ ۷۴۷

در این بخش نیز از مدل دینامیکی و کنترل‌کننده ارائه شده در بخش ۳-۲-۲، و تقریب برای جمله غیرخطی $sign$ به صورت (۳-۳۰) و انتخاب $\delta = 0.06$ ، استفاده می‌کنیم. تبدیل مختصات استفاده شده بر اساس الگوریتم ارائه شده در ۳-۴-۱ به ترتیب به صورت زیر می‌باشند:

$$T_{pre} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$T = \begin{bmatrix} 1 & 0.0671 & 2.2732 & 0.1 \\ 0 & -0.0295 & -0.9986 & -0.044 \\ 0 & -0.3055 & 0.0509 & -0.9508 \\ 0 & -0.9518 & 0.0146 & 0.3066 \end{bmatrix}$$

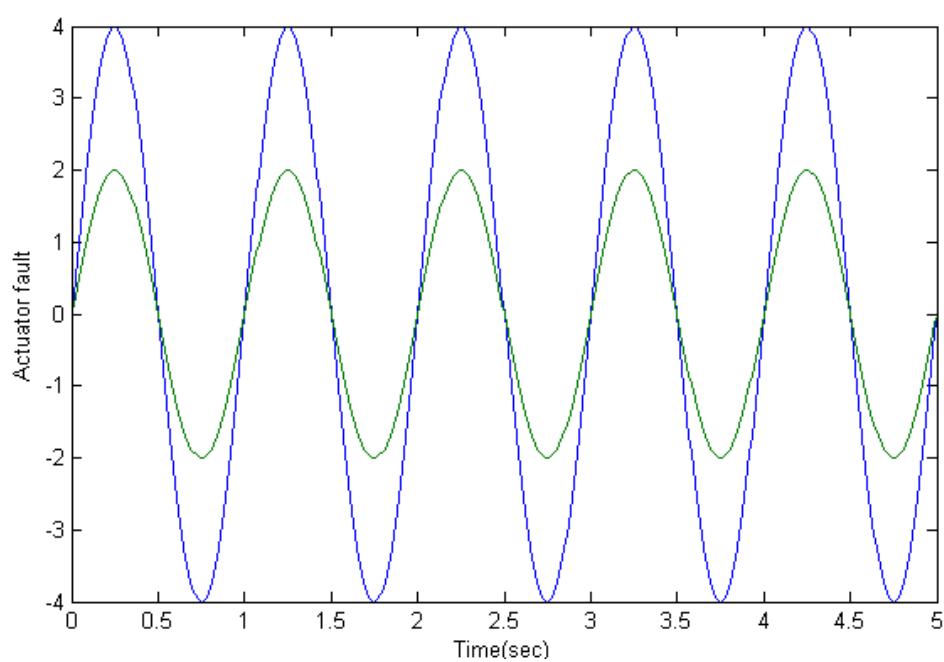
$$T_* = \begin{bmatrix} 1 & 250 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0295 & -0.3055 & -0.9518 \\ 0 & -0.9986 & -0.0509 & 0.0146 \\ 0 & -0.440 & -0.9508 & 0.3066 \end{bmatrix}$$

در نتیجه در مختصات جدید، ماتریس‌های سیستم به صورت زیر می‌باشند:

$$A = \begin{bmatrix} -10.3 & 168.3 & -2496.9 & -12.54 \\ 0 & -0.1 & 0.06 & 00 \\ 0 & -0.7 & 10.2 & 0.5 \\ 0 & 0.4 & -3 & -0.5 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -0.4751 & -2.0102 \\ 0.0073 & 0.0583 \\ 0.153 & 0.0242 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

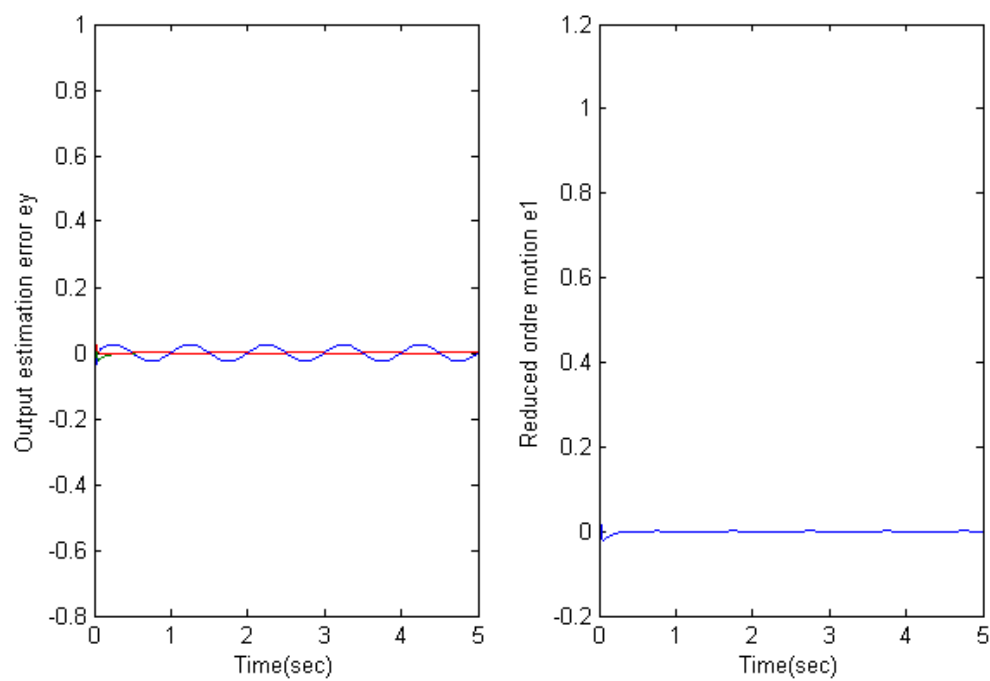
خطای محرک به صورت شکل ۳-۷ می‌باشد، دو خطای سینوسی با دامنه ۲ و ۴ به سیستم

اعمال می‌شود:



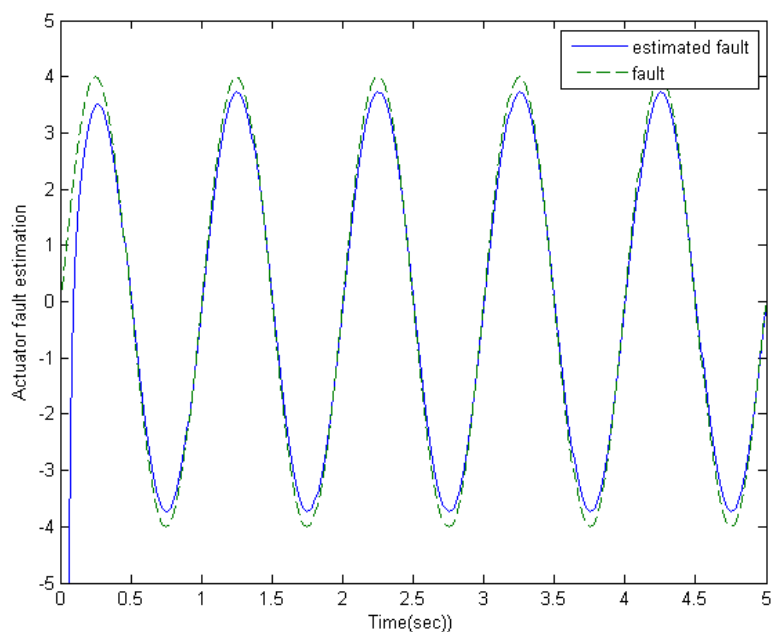
شکل ۳-۷ خطای محرک

تخمین حالت‌های سیستم در حضور خطای محرک در شکل ۳-۸ دیده می‌شود:

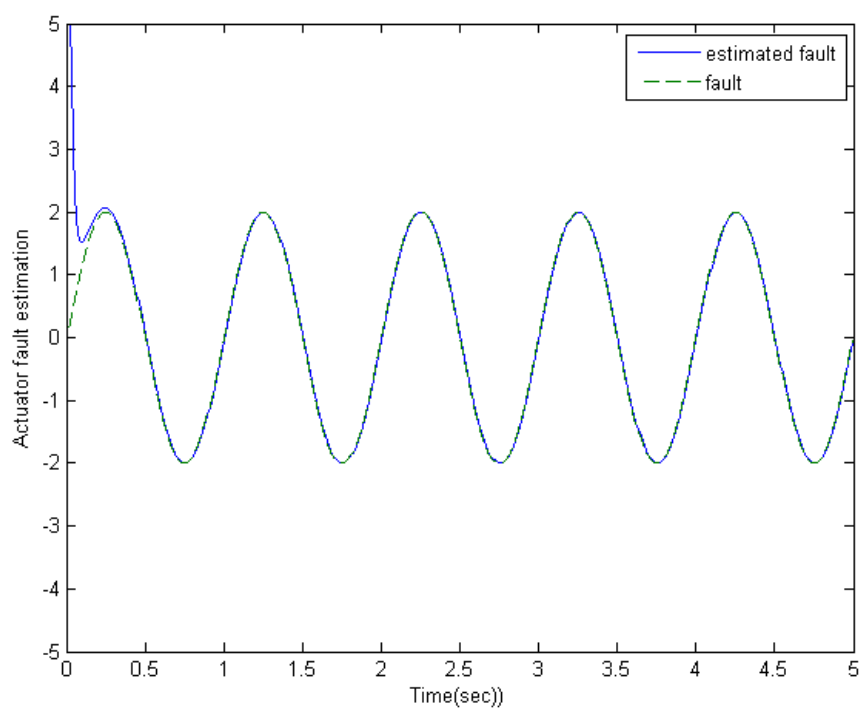


شکل ۳-۸ تخمین خطای حالت در حضور خطای محرک

با توجه به شکل ۳-۸، مشاهده می‌شود که خطای تخمین حالت، در حضور خطای محرک با دقت مناسبی به نزدیکی مبدا همگرا شده است. تخمین خطای محرک در شکل ۳-۹ و ۳-۱۰ نشان داده شده است:



شکل ۳-۹ تخمین خطای محرک



شکل ۳-۱۰ تخمین خطای محرک

با توجه به نتایج می‌توان مشاهده کرد که خطای محرک با خطای کمی، بعد از گذشت یک زمان گذرای کوچک همگرا شده است. از مشکلات این رویکرد می‌توان به، دانش در مورد حداکثر عدم قطعیت و خطای محرک اشاره کرد. در ادامه یک روش تطبیقی بررسی شده و یک الگوریتم برای تخمین حداکثر خطای محرک پیشنهاد می‌دهیم.

۳-۵ بررسی عملکرد رویکردهای مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطای محرک:

یکی از مشکلات در طراحی رویکرد مودلغزشی دانستن حداکثر خطای محرک می‌باشد، اما در شرایطی که اطلاعاتی از خطا و محدوده‌ی آن در دسترس نباشد طراحی رویکرد دچار مشکل شده و انتخاب نامناسب این محدوده ممکن است باعث کاهش عملکرد رویکرد شده و یا حتی ممکن است باعث عدم همگرایی و ناپایداری آن شود.

در ادامه دو روش مبتنی بر قانون تطبیق و رویکرد تطبیقی برای برطرف نمودن این مشکل بررسی می‌شود.

۳-۵-۱ رویکرد تطبیقی با تطبیق جمله‌ی ناپیوسته:

این رویکرد در [۴۷ و ۵۵] پیشنهاد شده است. قانون تطبیق با استفاده از روش مستقیم لیاپانوف بدست آمده و پایداری رویکرد تضمین شده است. در این روش جمله ناپیوسته v که خود وابسته به حداکثر خطای محرک می‌باشد توسط قانون تطبیق بدست آمده است.

با در نظر گرفتن سیستم (۳-۳۵) و (۳-۳۶)، رویکرد (۳-۴۰) و (۳-۴۱) و فرض اینکه خطای محرک مقداری ثابت با تغییرات آهسته زمانی باشد، قانون تطبیق به صورت زیر پیشنهاد شده است

$$\dot{v} = -2\gamma p_2^T e_y \quad (۳-۴۷)$$

که در آن γ ثابت مثبت می‌باشد.

برای بدست آوردن قانون تطبیق، با تعریف $e_y(t) = \hat{y}(t) - y(t)$ داریم:

$$\dot{e}_1 = A_{11}e_1 \quad (48-3)$$

$$\dot{e}_y = A_{21}e_1 + A_{22}^s e_y + P_2^{-1}v - B_2\zeta \quad (49-3)$$

ماتریس A_{11} پایدار می‌باشد، در نتیجه پایداری $e_1(t)$ تضمین می‌شود، با فرض همگرا شدن $e_1(t)$ به مبدا، معادله (49-3) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\dot{e}_y(t) = A_{22}^s e_y + P_2^{-1}v - B_2\zeta \quad (50-3)$$

برای بدست آوردن قانون تطبیق و تضمین پایداری e_y تابع مثبت معین زیر را پیشنهاد می‌کنیم:

$$V = e_y^T P_2 e_y + \frac{1}{2\gamma} \tilde{v}^T \tilde{v} \quad (51-3)$$

که در آن γ ثابت مثبت و $\tilde{v} = P_2^{-1}v - B_2\zeta$ می‌باشد و $P_2^{-1}v$ تخمین $B_2\zeta$ است. با مشتق‌گیری نسبت به زمان از (51-3) داریم:

$$\dot{V} = e_y^T (A_{22}^{sT} P_2 + P_2 A_{22}^s) e_y + 2e_y^T P_2 \tilde{v} + \frac{1}{\gamma} \dot{\tilde{v}}^T \tilde{v} \quad (52-3)$$

با تعریف $A_{22}^{sT} P_2 + P_2 A_{22}^s = -Q$ که در آن Q ماتریس مثبت معین است، همچنین با فرض آهسته زمانی بودن تغییرات خطا داریم $\dot{\tilde{v}} = \dot{v}$ در نتیجه:

$$\dot{V} = -e_y^T Q e_y + (2\gamma e_y^T P_2 + \dot{\hat{v}}^T) \frac{\hat{v}}{\gamma} \quad (53-3)$$

که با جایگذاری قانون تطبیق (3-47) در (3-53) داریم $\dot{V} = -e_y^T Q e_y \leq 0$ ، که پایداری سیستم تضمین می‌شود. و در حالت ماندگار داریم $e_1(t), e_y(t) \rightarrow 0$ ، در نتیجه از (3-49) داریم:

$$v_{eq} - B_2 \zeta \rightarrow 0$$

و با جایگذاری از (3-47) در آن خطا به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\zeta = -2\gamma(B_2^T B_2)^{-1} B_2^T P_2 \int_0^t e_y(\tau) d\tau \quad (54-3)$$

که در آن B_2 دارای ستون‌های مستقل می‌باشد.

و با توجه به رابطه‌ی (3-37)، $f(x, u, t) = B\zeta(x, u, t)$ سیگنال خطای f با توجه به معادله‌ی بالا بازسازی می‌شود.

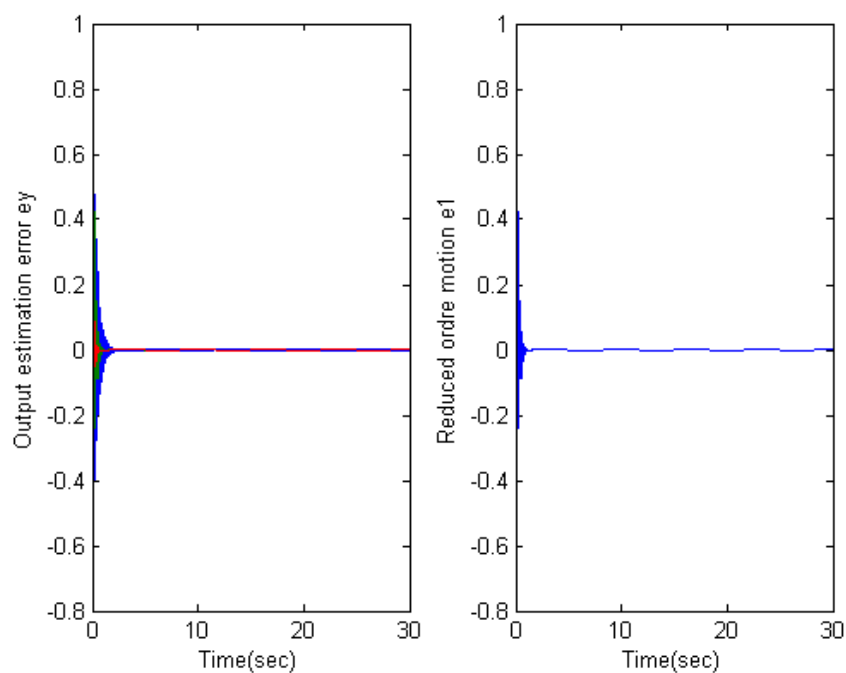
در ادامه به شبیه سازی این روش و بررسی مزیت‌ها و معایب آن می‌پردازیم.

۳-۵-۲ نتایج شبیه‌سازی روی‌تگر تطبیقی با تطبیق جمله‌ی ناپیوسته برای بازسازی خطای محرک هواپیمای بوبینگ ۷۴۷:

در این قسمت برای شبیه سازی از روی‌تگر بخش ۳-۵-۱ استفاده می‌کنیم، با توجه به مطالب ارائه شده در این بخش، در طراحی این روی‌تگر فرض شده که خطای محرک دارای تغییرات آهسته زمانی است. ابتدا فرض می‌کنیم خطا به صورت زیر می‌باشد

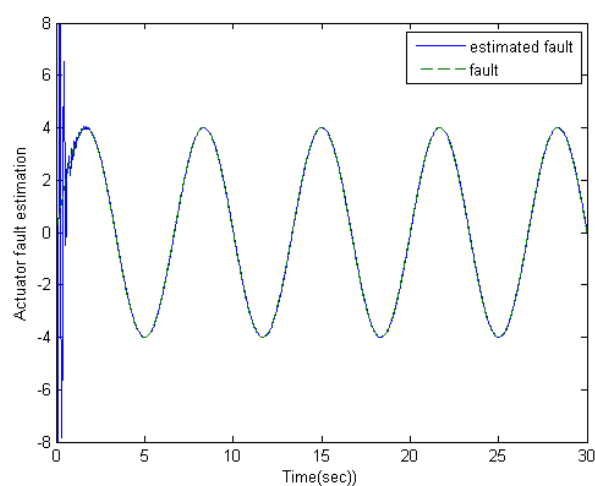
$$4 \sin(0.3\pi t) [1 \quad 0.5]$$

است، با $\gamma = 10000$ خطای تخمین حالت به صورت زیر می‌باشد

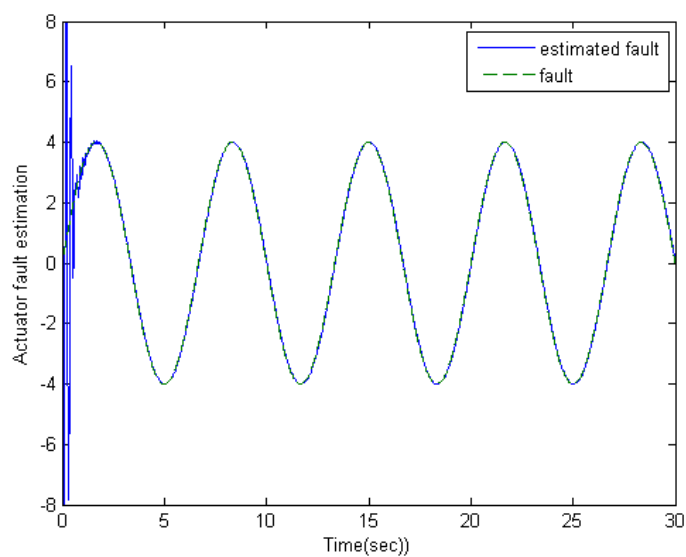


شکل ۳-۱۱ خطای تخمین حالت، رویترگر تطبیقی

در شکل ۳-۱۱ خطای تخمین حالت برای رویترگر تطبیقی، مشاهده می‌شود، خطای محرک به سیستم اعمال شده، و ملاحظه می‌شود که در حضور این خطا، تخمین حالت با دقت مناسبی انجام شده است. و تنها در لحظات اولیه نوسانات نامطلوبی در سیستم مشاهده می‌شود. در شکل ۳-۱۲ و ۳-۱۳ خطای محرک به همراه تخمین آن مشاهده می‌شود:



شکل ۳-۱۲ تخمین خطای محرک

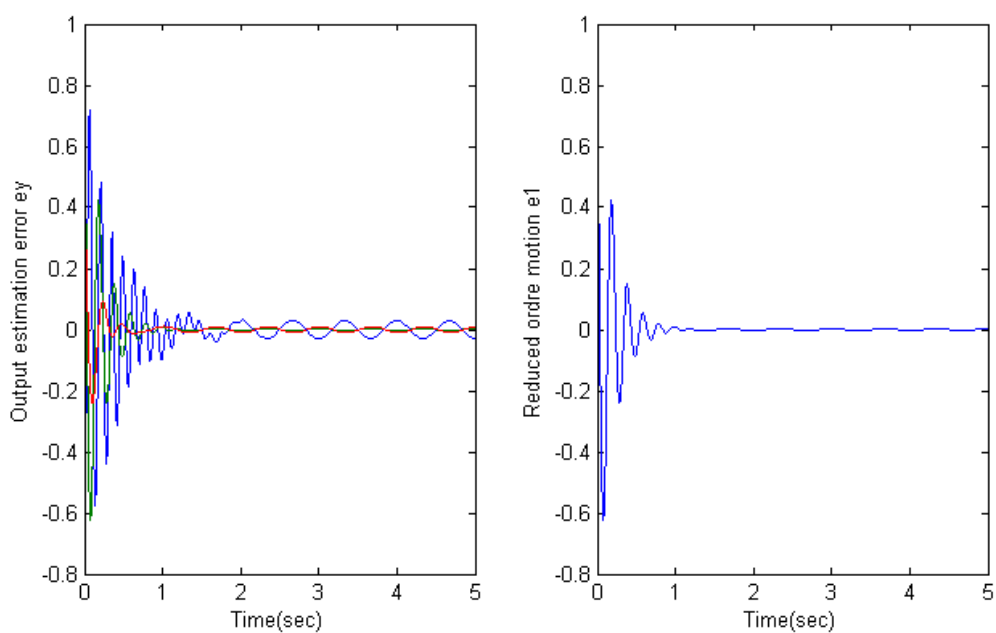


شکل ۳-۱۳ تخمین خطای محرک

در شکل ۳-۱۲ و ۳-۱۳ تخمین خطای محرک مشاهده می‌شود، در این حالت خطای محرک دارای تغییرات آهسته زمانی بود و عملکرد مناسب رویتگر در تخمین حالت و تخمین خطای محرک مشاهده گردید. برای بررسی بیشتر بار دیگر از این رویتگر برای تخمین حالت و خطای سیستم، در حضور خطا به صورت زیر بررسی می‌کنیم:

$$4 \sin(3\pi t) \begin{bmatrix} 1 & 0.5 \end{bmatrix}$$

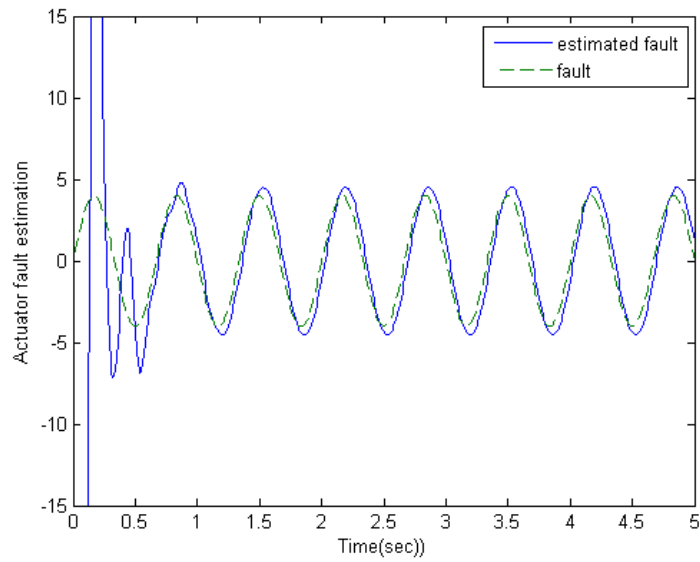
در این حالت، خطای تخمین حالت در شکل ۳-۱۴ نمایش داده شده:



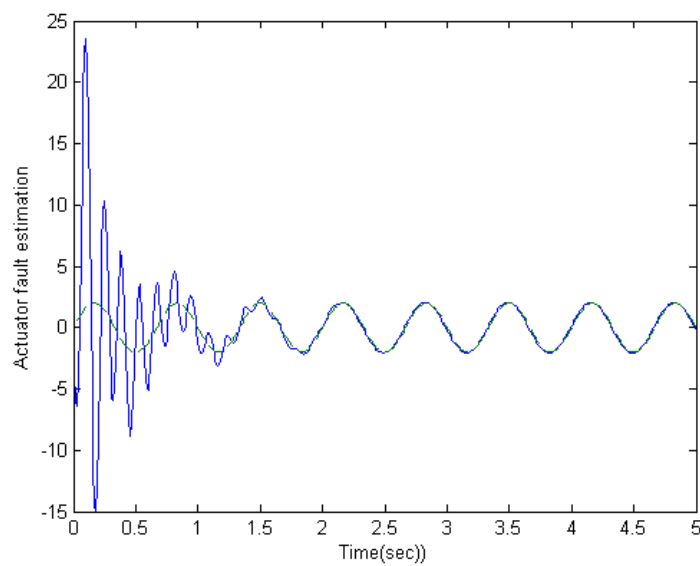
شکل ۳-۱۴ خطای تخمین حالت

مشاهده می‌شود در این حالت، تخمین خروجی با مشکل مواجه شده و دارای نوسانات نامطلوب

می‌باشد، همچنین تخمین خطای محرک در شکل ۳-۱۵ و ۳-۱۶ نشان داده شده است:



شکل ۳-۱۵ تخمین خطای محرک



شکل ۳-۱۶ تخمین خطای محرک

با توجه به نتایج شبیه سازی این بخش می توان بیان کرد، این رویکرد در تخمین خطای محرک، زمانی که خطا دارای تغییرات آهسته زمانی باشد موفق عمل کرده ولی در زمانی که تغییرات خطای محرک با فرکانس بالا باشد، این روش دچار مشکل شده و در تخمین خطا، با مشکل مواجه است.

۳-۵-۳ رویکرد مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطای محرک:

در این بخش یک رویکرد مود لغزشی تطبیقی پایدار برای تخمین حالت های سیستم و بازسازی خطای محرک پیشنهاد می کنیم. برای طراحی فرض می کنیم که خطای محرک محدود ولی با حداکثر دامنه نامعلوم است.

بار دیگر مدل ریاضی سیستم را به فرم زیر در نظر می گیریم

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + f(x, u, t) \quad (55-3)$$

$$y(t) = CX(t) \quad (56-3)$$

که در معادلات بالا $A \in R^{n \times n}$ و $B \in R^{n \times m}$ و $C \in R^{p \times n}$ است که $p \geq m$ (تعداد خروجی های سیستم بزرگتر یا مساوی ورودی های سیستم است.) و تابع نامعلوم f خطای سیستم است که

$$f: R^n \times R^m \times R_+ \rightarrow R^n$$

$$f(x, u, t) = B\zeta(x, u, t)$$

که تابع $\zeta: R^n \times R^m \times R_+ \rightarrow R^m$ یک تابع نامعلوم ولی محدود است به ترتیب زیر:

$$\|\zeta(x, u, t)\| \leq \rho \quad \forall x \in R^n, u \in R^m, t \geq 0$$

با فرض مرتبه کامل بودن C, B و همچنین:

$$\text{rank}(CB) = m \quad (۱)$$

(۲) صفرهای (A, B, C) همگی در سمت چپ محور موهومی باشند.

در نتیجه با توجه به مطالب بیان شده در [۲۳]، می توان یک تبدیل خطی ناویژه T را چنان یافت که معادلات (۵۵-۳) در مختصات جدید به صورت زیر تغییر یابند:

$$\dot{x}_1 = A_{11}x_1 + A_{12}y \quad (۵۷-۳)$$

$$\dot{y} = A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2(u + \zeta) \quad (۵۸-۳)$$

که در معادلات بالا $x_1 \in R^{(n-p)}$ و $y \in R^p$ است و همچنین ماتریس A_{11} یک ماتریس پایدار است.

در بخش قبل رویترگر مود لغزشی برای بازسازی خطای محرک طراحی و تحلیل گردید و معادلات رویترگر به صورت زیر بدست آمد:

$$\dot{\hat{x}}_1 = A_{11}\hat{x}_1 + A_{12}\hat{y} - A_{12}e_y \quad (۵۹-۳)$$

$$\dot{\hat{y}} = A_{21}\hat{x}_1 + A_{22}\hat{y} + B_2u - (A_{22} - A_{22}^s)e_y + P_2^{-1}v \quad (۶۰-۳)$$

که در آن A_{22}^s ماتریس پایدار می باشد، همچنین بردار خطای $e_y(t)$ و جمله ناپیوسته v به صورت زیر می باشد

$$e_y(t) = \hat{y}(t) - y(t) \quad (۶۱-۳)$$

$$v = -\hat{\rho} \|P_2\| \|B_2\| \frac{e_y}{\|e_y\|} \quad (۶۲-۳)$$

که $P_2 \in R^{p \times p}$ و ماتریس لیاپانوف برای A_{22}^s می باشد ($A_{22}^{sT} P_2 + P_2 A_{22}^s < 0$)، همچنین :

$$\|\zeta(x, u, t)\| \leq \rho \quad (۶۳-۳)$$

دینامیک خطای رویترگر، با توجه با معادلات (۵۶-۳) و (۵۷-۳) به صورت زیر می باشد:

$$\dot{e}_1(t) = A_{11} e_1(t) \quad (۶۴-۳)$$

$$\dot{e}_y = A_{21} e_1 + A_{22}^s e_y + P_2^{-1} v - B_2 \zeta \quad (۶۵-۳)$$

A_{11} ماتریس پایدار است، در نتیجه e_1 به صورت مجانبی به مبدا همگرا می شود، هدف در این بخش، طراحی v به نحوی است که e_y پایدار شود. همچنین فرض می کنیم که حداکثر خطای رویترگر نامعلوم می باشد.

با در نظر گرفتن تابع مثبت معین زیر به عنوان تابع لیاپانوف کاندید:

$$V = e_y^T P_2 e_y + \frac{1}{2\gamma} \bar{\rho}^2 \quad (۶۶-۳)$$

که در آن $\bar{\rho} = \rho - \hat{\rho}$ که $\hat{\rho}$ تخمین ρ است و γ یک ثابت مثبت می باشد. با مشتق گیری از (۳-۶۶) و جایگذاری از (۶۵-۳) در آن داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 + e_y^T (P_2 A_{22}^s + (A_{22}^s)^T P_2) e_y + 2e_y^T v - 2e_y^T P_2 B_2 f - \\ & \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} \end{aligned} \quad (۶۷-۳)$$

با توجه به پایدار بودن A_{22}^s داریم:

$$P_2 A_{22}^s + (A_{22}^s)^T P_2 = -Q$$

در نتیجه معادله (۶۷-۳) را می توان به صورت زیر ساده کرد:

$$\dot{V} = -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 + 2e_y^T v - 2e_y^T P_2 B_2 f - \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho}$$

$$\leq -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 + 2e_y^T v + 2||e_y^T|| ||P_2|| ||B_2|| \rho - \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho}$$

با جایگذاری از (۶۲-۳) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 - 2||e_y^T|| ||P_2|| ||B_2|| \hat{\rho} + 2||e_y^T|| ||P_2|| ||B_2|| \rho - \\ & \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} \end{aligned} \quad (۶۸-۳)$$

اگر قانون تطبیق را به صورت:

$$\dot{\hat{\rho}} = \gamma(2||e_y^T|| ||P_2|| ||B_2||)$$

پیشنهاد دهیم، پایداری و محدود بودن خطای ردیابی تضمین می شود، اما با توجه به اینکه همواره $\dot{\hat{\rho}} \geq 0$ است در نتیجه، ρ یک پارامتر غیر کاهشی است، این باعث می شود که در حضور اغتشاش، و یا خطاهای ناگهانی با دامنه بالا، ρ افزایش یافته و دیگر کاهش نیابد، که این خود کاهش عملکرد سیستم را نتیجه می دهد. در نتیجه برای اینکه ρ بتواند کاهش یافته و همچنین دارای حد بالا باشد، از قانون تطبیق زیر استفاده می کنیم:

$$\dot{\hat{\rho}} = (2\gamma ||e_y^T|| ||B_2|| ||P_2|| - \varphi \hat{\rho}) \quad (۶۹-۳)$$

که در رابطه‌ی بالا φ یک ثابت مثبت است. در نتیجه با جایگذاری (۶۹-۳) در (۶۸-۳) داریم:

$$\begin{aligned}\dot{V} &\leq \\ &-e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 - 2 \|e_y^T\| \|P_2\| \|B_2\| \hat{\rho} + 2 \|e_y^T\| \|P_2\| \|B_2\| \rho - \\ \frac{1}{\gamma} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} &= -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 - \frac{\varphi}{\gamma} \hat{\rho} \bar{\rho}\end{aligned}\quad (۷۰-۳)$$

در نتیجه (۷۰-۳) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned}\dot{V} &\leq -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 + \frac{\varphi}{\gamma} \hat{\rho} \bar{\rho} \\ &= -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 - \frac{\varphi}{\gamma} (0.5\rho - \hat{\rho})^2 + \frac{\varphi}{4\gamma} \rho^2 \\ &\leq -e_y^T Q e_y + 2e_y^T P_2 A_{21} e_1 + \frac{\varphi}{4\gamma} \rho^2 \\ &\leq -\lambda_{\min}(Q) \|e_y\|^2 + 2 \|e_y\| \|P_2 A_{21} e_1\| + \frac{\varphi}{4\gamma} \rho^2\end{aligned}\quad (۷۱-۳)$$

با توجه به اینکه همواره نامسواری زیر برای هر a, b حقیقی برقرار است:

$$a^2 + b^2 \geq 2ab$$

در نتیجه (۷۱-۳) به صورت زیر ساده می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{V} &\leq -\lambda_{\min}(Q) \|e_y\|^2 + 2 \|e_y\| \|P_2 A_{21} e_1\| + \frac{\varphi}{4\gamma} \rho^2 \\ &\leq -(\lambda_{\min}(Q) - 1) \|e_y\|^2 + \|P_2 A_{21} e_1\|^2 + \frac{\varphi}{4\gamma} \rho^2 \leq 0\end{aligned}$$

در نتیجه زمانی که شرط زیر برقرار باشد داریم $\dot{V} \leq 0$ و پایداری سیستم تضمین شده است:

$$\|e_y\| \geq \sqrt{\frac{\|P_2 A_{21} e_1\|^2 + \frac{\varphi}{4\gamma} \rho^2}{(\lambda_{\min}(Q) - 1)}}$$

با این شرط طراحی که باید همواره:

$$\lambda_{\min}(Q) \geq 1$$

در نتیجه پایداری رویتگر تضمین می‌شود. و با انتخاب به اندازه کافی کوچک φ و به اندازه کافی بزرگ γ ، و همچنین $\lambda_{\min}(Q) \gg 1$ می‌توان خطای ردیابی سیستم را کاهش داد. و در نهایت می‌توان خطای محرک را به صورت زیر در طول حرکت لغزشی بازسازی کرد:

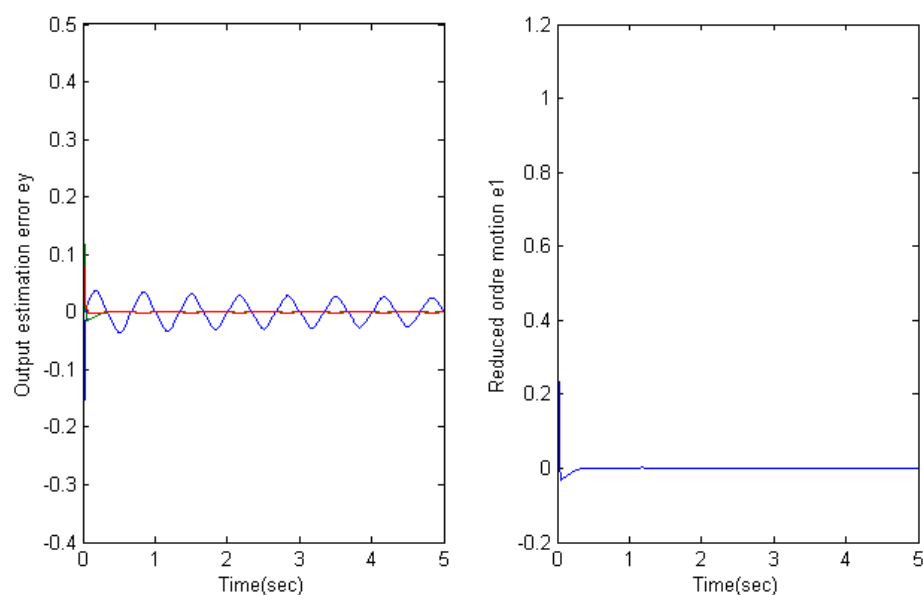
$$f \approx -\hat{\rho} \|B_2\| (B_2^T B_2)^{-1} B_2^T \frac{e_y}{\|e_y\| + \delta}$$

۳-۵-۴ نتایج شبیه‌سازی رویتگر مود لغزشی تطبیقی برای بازسازی خطای محرک برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷:

در این بخش با استفاده از شبیه‌سازی به بررسی رویتگر پیشنهادی می‌پردازیم. در قسمت قبل ملاحظه شد که رویتگر تطبیقی، ارایه شده در بخش ۳-۵-۲ قادر به تخمین مناسب از خطاهای با فرکانس بالا نمی‌باشد، در این بخش از یک خطای متغیر با زمان به صورت زیر استفاده می‌کنیم:

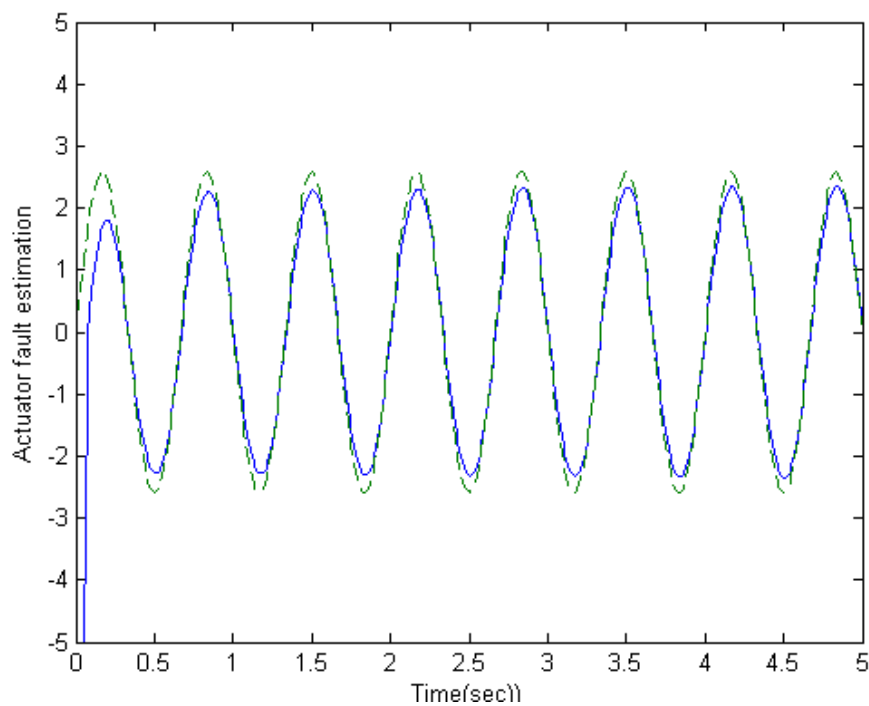
$$4.3 \sin(3\pi t) [0.6 \quad 1]$$

خطای تخمین حالت به صورت شکل ۳-۱۷ می‌باشد:

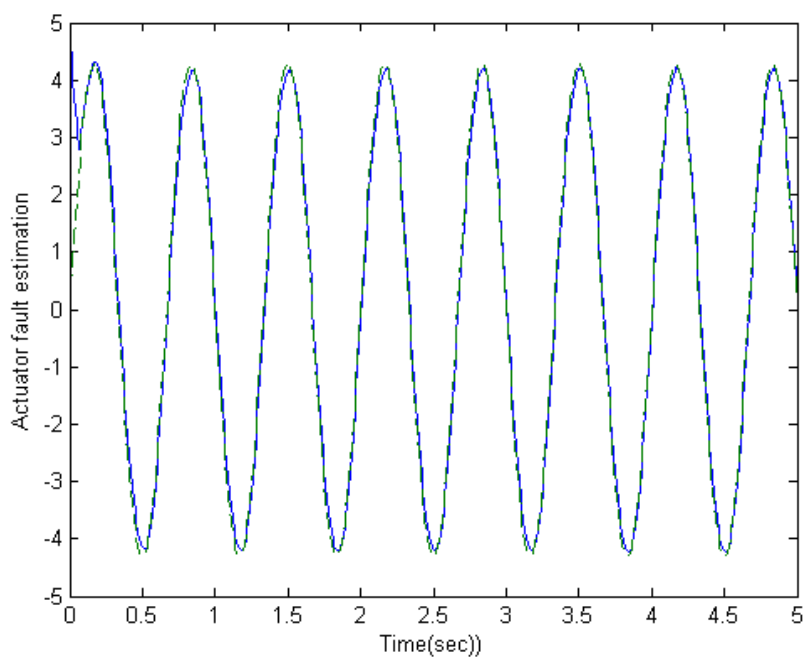


شکل ۳-۱۷ خطای تخمین خروجی

مشاهده می‌شود با وجود حضور خطا با دامنه بالا، خطای تخمین خروجی با دقت مناسبی به محدوده‌ای نزدیک مبدا همگرا شده است. تخمین خطای محرک در شکل ۳-۱۸ و ۳-۱۹ نمایش داده شده‌اند:



شکل ۳-۱۸ تخمین خطای محرک



شکل ۳-۱۹ تخمین خطای محرک

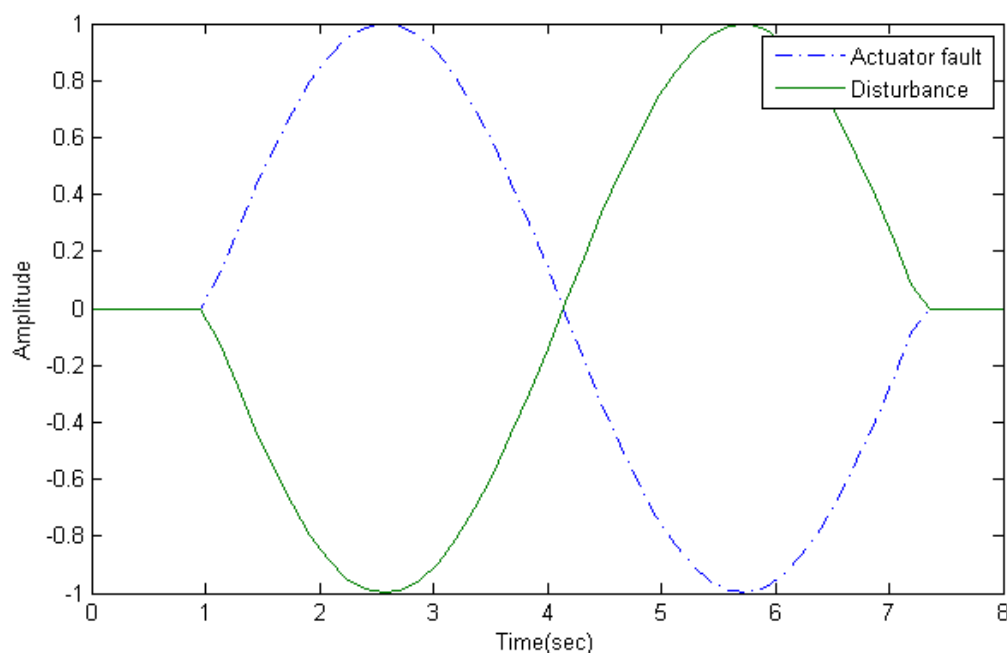
با توجه به شکل ۳-۱۸ و ۳-۱۹ ملاحظه می‌شود که تخمین خطای محرک با استفاده از رویکرد پیشنهادی، نسبت به رویکرد بررسی شده در ۳-۵-۲ برای خطاهای محرک با تغییرات سریع‌تر نیز با دقت مناسبی می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. این رویکرد بدون نیاز به حداکثر خطای محرک، با استفاده از قانون تطبیق و تضمین پایداری، تخمین حالت و خطای محرک مقاوم را بدست می‌آورد.

فصل چهارم

بازسازی خطای محرک به صورت مجزا از اغتشاش

۱-۴ مقدمه

در فصل قبل، مسئله بازسازی خطای محرک با استفاده از رویکرد مودلغزشی بررسی شد. در فصل ۳ بیان صریحی از اغتشاش و عدم قطعیت در سیستم نشد، در نتیجه این روش‌ها نسبت به عدم قطعیت و اغتشاش مقاوم نیستند. در [۲۳] از یک رویکرد مودلغزشی بر اساس رویکرد معرفی شده در [۸] برای بازسازی خطا استفاده شده است. در این طرح ارائه شده، در فرایند بازسازی خطا به طور صریح اغتشاش خارجی در نظر گرفته نشده و در نتیجه نسبت به آن مقاوم نمی‌باشد. وجود اغتشاش بر روی خطا می‌تواند باعث دیده نشدن خطا شود، که این خود موجب خرابی محرک و آسیب دیدن سیستم می‌شود. به طور مثال اگر محرک دارای خطا و اغتشاش به صورت شکل ۱-۴ باشد، در نتیجه مجموع این دو سیگنال به عنوان خطای محرک، دیده می‌شود. با توجه به این شکل خطای محرک صفر دیده شده در صورتی که محرک دارای خطا می‌باشد، در نتیجه تاثیر عدم قطعیت و اغتشاش بر روی سیستم، ممکن است باعث دیده نشدن خطا و در نتیجه خرابی و آسیب دیدن سیستم در طول زمان شود.



شکل ۱-۴ خطا و اغتشاش محرک

در [۳۳] بر اساس طرح ارائه شده در [۲۳] یک رویکرد مقاوم مود لغزشی برای بازسازی خطا ارائه شده، همچنین این رویکرد بهره L_2 از اغتشاش به بازسازی خطا را مینیمم می‌کند. با وجود اینکه در این مقاله تأثیر اغتشاش بر روی بازسازی خطا به طور کامل حذف نشده ولی تأثیر آن حداقل شده است.

در [۳۴] یک روش برای ترکیب خطا و اغتشاش ارائه شده که در آن بردار خطای افزوده (اغتشاش و خطا) را بازسازی می‌کند، اگرچه روش ارائه شده در آن جداسازی خطا و اغتشاش را به طور موفقیت آمیزی انجام می‌دهد ولی برای طراحی چنین سیستمی، نیاز به برآورده شدن قیدها و شروط بسیاری است، همچنین در فرایند بازسازی خطا و به طور کلی در سیستم‌های کنترل نیازی به ساخت مستقیم اغتشاش نیست و تنها، کاهش اثر اغتشاش و دفع آن هدف می‌باشد. در [۳۵] دو روش ارائه شده در [۲۳] و [۳۴] مقایسه و بررسی شده‌اند، در نهایت به این نتیجه رسیده شده که برای دفع اغتشاش در فرایند بازسازی خطا نیاز به بازسازی اغتشاش نمی‌باشد.

در این بخش، پس از بیان مسئله، شرایط باز سازی خطا به همراه جداسازی اغتشاش بررسی و بیان می‌شود، سپس یک رویکرد تطبیقی برای بازسازی خطای محرک به همراه جداسازی اغتشاش پیشنهاد می‌دهیم، رویکرد پیشنهاد شده بر اساس رویکرد طراحی شده در بخش ۳-۵-۳ می‌باشد.

۲-۴ فرمول‌بندی مسأله

سیستم زیر را در نظر می‌گیریم:

$$\dot{X} = AX + B(u + f) + Q\xi \quad (1-4)$$

$$y = CX \quad (2-4)$$

که در آن $X \in R^n, y \in R^p, f \in R^m, \xi \in R^h$ هستند. X بردار حالت، y بردار خروجی، f بردار خطای محرک و ξ مجموع عدم قطعیت و اغتشاش می‌باشد. فرض می‌کنیم که $p > m$ می‌باشد.

هدف بازسازی خطای محرک f به نحوی است که از عدم قطعیت و اغتشاش ξ مجزا باشد. در [۳۳] یک رویکرد مقاوم برای بازسازی f به نحوی طراحی شده که تاثیر عدم قطعیت و اغتشاش ξ بر روی آن حداقل شود، شرط لازم و کافی برای اینکار به صورت زیر است:

$$A1. \text{rank}(CB) = \text{rank}(B)$$

$$A2. (A, B, C) \text{ is minimum phase}$$

در [۳۳] اغتشاش به طور کامل رفع نمی‌شود و تنها تاثیر آن حداقل شده است. در روش ارائه شده در

$$[۳۴] \text{ اغتشاش به طور کامل رفع شده، و با ترکیب } f \text{ و } \xi \text{ بردار خطای افزوده به صورت } \bar{f} = \begin{bmatrix} f \\ \xi \end{bmatrix}$$

تشکیل شده و $\bar{f}$ بازسازی می‌شود. یکی از شروط لازم برای بازسازی $\bar{f}$ به صورت زیر می‌باشد:

$$\text{rank}(C[B \quad Q]) = \text{rank}[B \quad Q] \quad (۳-۴)$$

از آنجایی که معمولاً در حلقه کنترل، بازسازی خطا به همراه رفع اغتشاش مورد نیاز است، این شرایط محدود کننده و محافظه کارانه می‌باشد.

قضیه ۴-۱: [۵۸]

اگر شرایط $A1, A2$ برقرار باشند و همچنین داشته باشیم

$$\text{rank}(C[B \quad Q]) = \text{rank}(CB) + \text{rank}(CQ) \quad (۴-۴)$$

آنگاه تبدیل‌های خطی ناویژه $\xi \rightarrow T_1^{-1}\xi, x \rightarrow T_2x$ وجود دارد، به نحوی که سیستم (۴-۱) و

(۴-۲) به فرم زیر تبدیل می‌شوند

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ B_0 \end{bmatrix}, \quad C = [0 \quad C_2], \quad Q = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \end{bmatrix}$$

$A_1 \in R^{(n-p) \times (n-p)}, B_2 \in R^{p \times q}, B_0 \in R^{q \times q}$ معکوس پذیر است. همچنین

$$Q_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \bar{Q}_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \} n-p-h+k \\ \} h-k \end{matrix}, \quad Q_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \bar{Q}_2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \} p-q-k \\ \} k \\ \} q \end{matrix}$$

که در آن $rank(CQ) = k$ سیستم تبدیل شده در این حالت به صورت زیر می باشد:

$$\dot{x}_1 = A_{11}x_1 + A_{12}y + Q_1\xi \quad (5-4)$$

$$\dot{y} = A_{21}x_1 + A_{22}y + B_2(u + f) + Q_2\xi \quad (6-4)$$

که در معادلات بالا $x_1 \in R^{(n-p)}$ و $y \in R^p$ است.

۳-۴ طراحی رویتگر تطبیقی

در ابتدا قبل از طراحی فرض می کنیم که خطای محرک محدود ولی دارای باند نامعلوم است:

$$\|f\| \leq \rho$$

با تعریف خطای تخمین حالت ها به صورت $e_1 = \hat{x}_1 - x_1$ و $e_y = e_2 = \hat{y} - y$

$\hat{x} = [\hat{x}_1 \quad \hat{x}_2]^T$ رویتگر مود لغزشی را به صورت زیر پیشنهاد می دهیم:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu - G_l e_y + G_n v$$

که در آن

$$G_n = \begin{bmatrix} -L \\ I_p \end{bmatrix}^T P_0^{-1}, \quad L = [L_0 \quad 0]$$

که در آن، $P_0 = P_0^T$, $L_0 \in R^{(n-p) \times (p-q)}$ ماتریس هاس طراحی می باشند، و بردار v در ادامه و

توسط قانون تطبیق بدست می آید. در نتیجه دینامیک خطای رویتگر به صورت زیر نوشته می شود:

$$e = [e_1 \quad e_2]^T$$

$$\dot{e} = A_0 e + G_n v - Bf - Q\xi \quad (۷-۴)$$

$$A_0 = A - G_l C$$

با پیشنهاد تابع مثبت معین $V = 0.5e^T P e + 0.5\gamma_1^{-1}\bar{\rho}^2$ ، که در آن P ماتریس مثبت معین، و γ_1 ثابت مثبت و $\bar{\rho} = \rho - \hat{\rho}$ که $\hat{\rho}$ تخمین ρ می‌باشد. با مشتق‌گیری از تابع V و جایگذاری از (۴-۷) داریم:

$$\dot{V} = e^T (PA_0 + A_0^T P) e - 2e^T P B f - 2e^T P Q \xi + 2e^T P G_n v - \gamma_1^{-1} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho}$$

با فرض وجود G_l که A_0 پایدار شود، اگر قرار دهیم:

$$PA_0 + A_0^T P = -\tilde{P}$$

که در آن $\tilde{P}$ ماتریس مثبت معین است، و P یک ماتریس مثبت معین با شرط زیر می‌باشد:

$$P = \begin{bmatrix} P_1 & P_1 L \\ L^T P_1 & T^T P_0 T + L^T P_1 L \end{bmatrix} > 0$$

که در آن $P_1 \in R^{(n-p) \times (n-p)}$ ، در نتیجه با فرض اینکه باند بالای عدم قطعیت β می‌باشد داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -e^T \tilde{P} e - 2e^T P B f + 2\|e^T\| \|PQ\| \beta + 2e^T P G_n v - \gamma_1^{-1} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} \\ \dot{V} &\leq -\lambda_{\min}(\tilde{P}) \|e\|^2 - 2e^T C^T P_0 C B f + 2\|e\| \|PQ\| \beta + 2e^T P G_n v - \\ &\quad \gamma_1^{-1} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} = \\ &\quad -\lambda_{\min}(\tilde{P}) \|e\|^2 - 2e_y^T P_0 C B f + 2\|e\| \|PQ\| \beta + 2e^T v - \gamma_1^{-1} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} \\ &\leq -\lambda_{\min}(\tilde{P}) \|e\|^2 - 2\|e_y^T\| \|P_0 C B\| \rho + 2\|e\| \|PQ\| \beta + 2e^T v - \gamma_1^{-1} \dot{\hat{\rho}} \bar{\rho} \end{aligned} \quad (۸-۴)$$

با پیشنهاد قانون تطبیق و v به صورت زیر داریم:

$$\dot{\hat{\rho}} = (2\gamma_1 \|e_y\| \|P_0 CB\| - \varphi \hat{\rho}) \quad (9-4)$$

$$v = -\hat{\rho} \|P_0 CB\| \frac{e_y}{\|e_y\|} \quad (10-4)$$

در نتیجه معادله (۸-۴) به صورت زیر ساده می شود.

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\lambda_{\min}(\tilde{P}) \|e\|^2 + 2\|e\| \|PQ\| \beta - \frac{\varphi}{\gamma_1} \hat{\rho} \bar{\rho} \\ &= -\lambda_{\min}(\tilde{P}) \|e\|^2 + 2\|e\| \|PQ\| \beta - \frac{\varphi}{\gamma_1} (0.5\rho - \hat{\rho})^2 \\ &\quad + \frac{\varphi}{4\gamma_1} \rho^2 \leq -\lambda_{\min}(\tilde{P}) \|e\|^2 + 2\|e\| \|PQ\| \beta + \frac{\varphi}{4\gamma_1} \rho^2 \\ &\leq -(\lambda_{\min}(\tilde{P}) - 2) \|e\|^2 + (\|PQ\| \beta)^2 + \frac{\varphi}{4\gamma_1} \rho^2 \end{aligned}$$

در نتیجه تا زمانی که

$$\|e\| \geq \sqrt{\frac{(\|PQ\| \beta)^2 + \frac{\varphi}{4\gamma_1} \rho^2}{\lambda_{\min}(\tilde{P}) - 2}}$$

پایداری سیستم تضمین شده و در واقع $\dot{V} < 0$ است. و با انتخاب $\lambda_{\min}(\tilde{P})$ و γ_1 به اندازه کافی بزرگ می توان ناحیه همگرایی را به اندازه کافی کوچک کرد.

۴-۴ بازسازی خطای محرک به صورت مجزا از اغتشاش

در این قسمت بر اساس رویکرد طراحی شده در قسمت قبل تخمین خطای محرک مقاوم نسبت به عدم قطعیت و اغتشاش را بدست می آوریم. تخمین خطای محرک را به صورت زیر در نظر می گیریم:

$$\hat{f} = WP^{-1}v_{eq} \quad (11-4)$$

که در آن، $W = [W_1 \quad B_0^{-1}]$ در نتیجه با توجه به معادله (۷-۴) داریم:

$$W\dot{e}_y = WA_{21}e_1 + WG_{l2}e_y + WP^{-1}v - WB_2f - WQ_2\xi \quad (12-4)$$

اگر خطای تخمین خطای محرک را به صورت $e_f = \hat{f} - f$ تعریف کنیم، در نتیجه داریم:

$$e_f = -WA_{21}e_1 - WG_{l2}e_y + WQ_2\xi + W\dot{e}_y \quad (13-4)$$

در نتیجه با توجه به پایداری رویتگر و همگرا شدن خطاهای ردیابی به ناحیه‌ای در نزدیکی مبدا، می‌توان گفت که اگر جمله $WQ_2\xi$ برابر با صفر شود، خطای تخمین، خطای محرک در ناحیه‌ای در نزدیکی مبدا بوده و می‌توان خطای محرک را با رویتگر مقاوم تطبیقی مود لغزشی با دقت مناسبی تخمین زد.

با توجه به قضیه ۴-۱ ماتریس Q_2 به صورت زیر می‌باشد:

$$Q_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \bar{Q}_2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{12} \\ Q_{22} \end{bmatrix}$$

در نتیجه با این آرایش برای ماتریس Q_2 اگر $W = [W_1 \quad W_2]$ در نتیجه $WQ_2 = W_1Q_{21}$ به سادگی می‌توان دید که $WQ_2 = 0$ می‌باشد اگر $W_1 = [W_{12} \quad 0]$ که در آن W_{12} ماتریس طراحی می‌باشد. در نتیجه بازسازی خطای مقاوم، به صورت مجزا از اغتشاش و عدم قطعیت حاصل می‌شود. در ادامه با استفاده از شبیه سازی این عملکرد این رویتگر را بررسی می‌کنیم.

۴-۵ نتایج شبیه‌سازی

در این قسمت با استفاده از شبیه سازی، عملکرد رویتگر پیشنهادی را بر روی مدل سیستم

هواپیمای بویینگ ۷۴۷ بررسی می‌شود. مدل ریاضی سیستم به صورت زیر می‌باشد:

$$A = \begin{bmatrix} -0.0558 & -0.9968 & 0.0802 & 0.0415 \\ 0.5980 & -0.1150 & -0.0318 & 0 \\ -3.0500 & 0.3880 & -0.4650 & 0 \\ 0 & 0.0805 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.00729 & 0.0583 \\ -0.4750 & -2.0100 \\ 0.1530 & 0.0241 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (14-4)$$

فرض می‌کنیم که ماتریس A دارای عدم قطعیت می‌باشد و معادله (۱۴-۴) مقادیر نامی و معلوم را نشان می‌دهند

$$\dot{X} = (A + \Delta A)X + B(u + f)$$

که ΔA ماتریس عدم قطعیت و نامعلوم می‌باشد، فرض می‌کنیم:

$$A + \Delta A = \begin{bmatrix} -0.0558 & -0.9968 & 0.0802 & 0.0415 \\ 0.5980 & -0.1150 & -0.0318 & 0 \\ -3.1500 & 0.3980 & -0.4750 & 0 \\ 0 & 0.0815 & 0.9 & 0 \end{bmatrix} \quad (15-4)$$

با توجه به معادلات (۱۴-۴) و (۱۵-۴) مشاهده می‌شود که تنها دو سطر از ماتریس A دارای عدم قطعیت هستند. پس در نتیجه می‌توان نوشت

$$\Delta Ax = Q\xi(x) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -0.1 & 0.01 & -0.01 & 0 \\ 0 & 0.001 & 0.1 & 0 \end{bmatrix} x$$

دو تبدیل خطی برای بدست آوردن مختصات قضیه ۱-۴ به صورت زیر بدست می‌آیند:

$$T_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad T_2 = \begin{bmatrix} 1 & 2.2727 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -21.6091 & 1 & 0 \\ 0 & 6.9682 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

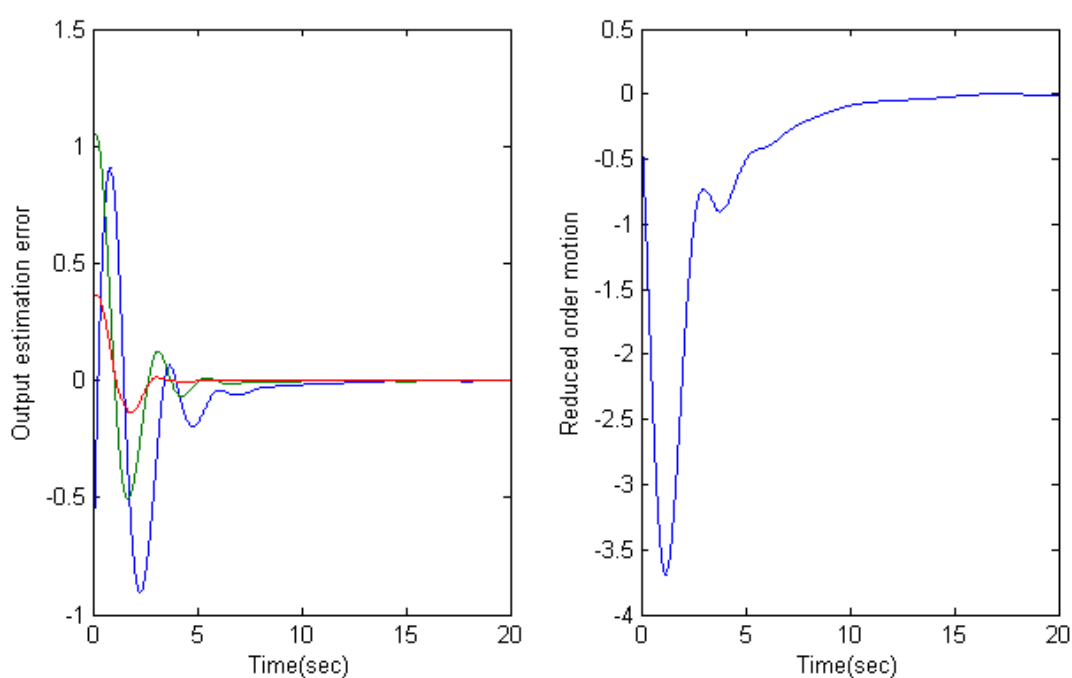
که در نتیجه در این مختصات داریم:

$$T_2 \tilde{Q} T_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & -0.044 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

فرض می‌کنیم که خطای محرک به صورت زیر می‌باشد

$$f = \begin{bmatrix} 2\sin(0.5t) \\ 0.6\sin(0.5t) \end{bmatrix}$$

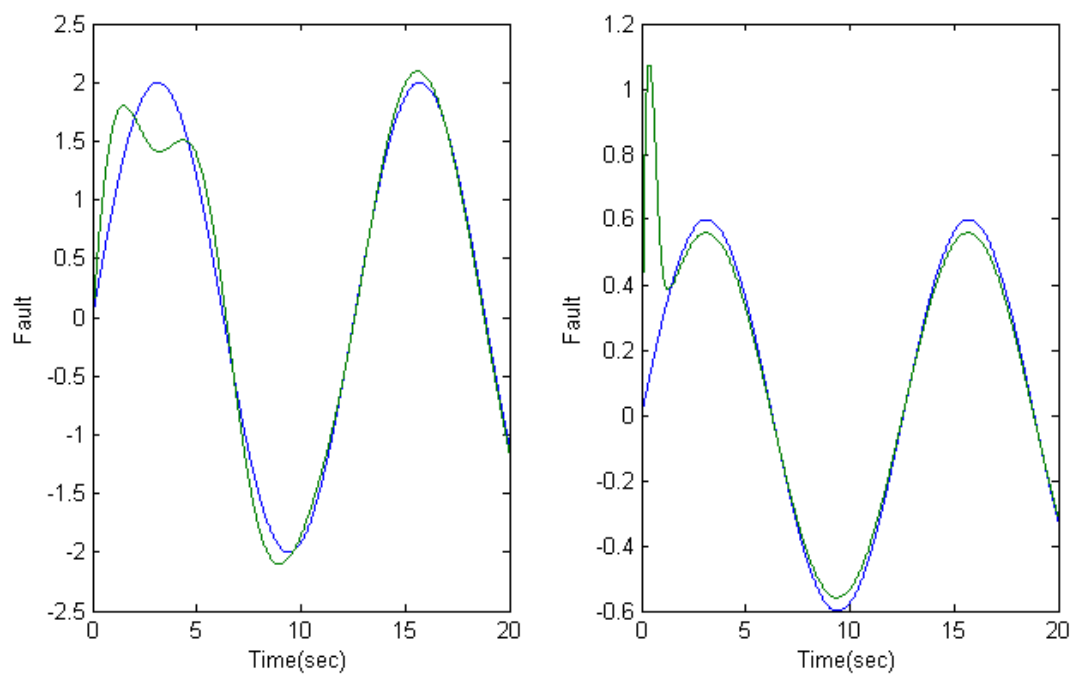
با اجرای شبیه سازی، خطای ردیابی خروجی و خطای ردیابی حالت به صورت شکل ۴-۲ می‌باشد:



شکل ۴-۲ خطای ردیابی خروجی و حالت

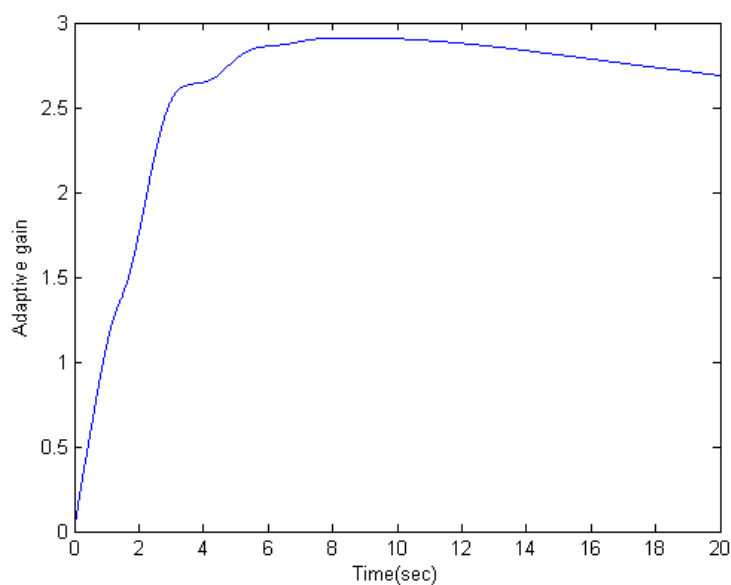
ملاحظه می‌شود در حضور خطای محرک و عدم قطعیت در سیستم، رویکرد مود لغزشی با دقت مناسبی خروجی و حالت سیستم را تقریب زده است. تقریب خروجی‌ها با سرعت و دقت بهتری انجام شده ولی تقریب حالت، بعد از گذر از یک حالت گذرا به ناحیه‌ای در نزدیکی مبدا همگرا شده است.

عملکرد بازسازی خطای محرک در شکل ۴-۳ نشان داده شده است، با توجه به این شکل دیده می‌شود که خطای اول که دارای دامنه بیشتر می‌باشد با خطای بیشتری ردیابی شده و پس از گذر از یک حالت گذرا به نزدیکی خطای محرک همگرا شده است



شکل ۴-۳ عملکرد بازسازی خطا

همچنین بهره تطبیق به صورت شکل ۴-۴ تغییر می‌کند.



شکل ۴-۴ بهره تطبیق

در این بخش با استفاده از رویکرد تطبیقی پیشنهاد شده در فصل ۳، یک رویکرد تطبیقی مقاوم برای بازسازی خطای محرک در حضور اغتشاش و عدم قطعیت طراحی شد، نتایج شبیه سازی نشان

دهنده عملکرد مناسب روش پیشنهادی در بازسازی خطای محرک مقاوم است، مزیت الگوریتم پیشنهادی در عدم نیاز به حداکثر دامنه خطای محرک و همچنین جداسازی اغتشاش از خطای محرک بدست آمده است.

فصل پنجم

بازسازی خطا و کنترل تحمل پذیر خطا با استفاده از کنترل کننده ی مود
لغزشی دینامیک تطبیقی مبتنی بر رویتگر LTR

۵-۱ مقدمه

در این فصل یک روش پیشنهادی برای بازسازی سیگنال خطای محرک و همچنین کنترل تحمل‌پذیر این خطا معرفی می‌شود، این روش پیشنهاد شده بر روی یک دسته سیستم خطی تک ورودی و دارای عدم قطعیت اعمال می‌شود. در این روش پیشنهاد شده از کنترل کننده‌ی مود لغزشی دینامیک^۱ به دلیل ویژگی‌های مقاوم بودن و کاهش دادن چترینگ^۲ بدون اینکه دقت کنترل کاهش یابد، استفاده شده است [۵۸-۶۱]. برای بهبود عملکرد این روش، کنترل کننده‌ی مود لغزشی دینامیک تطبیقی^۳ مورد استفاده قرار می‌گیرد که این کنترل کننده بر پایه‌ی تئوری لیاپانوف است، در این روش قانون تطبیق برای بدست آوردن باند بالای عدم قطعیت‌ها به کار گرفته می‌شود.

در این روش، بین سیستم شامل خطای مورد بررسی و کنترل کننده‌ی گفته شده یک انتگرالگیر وجود دارد و باعث شده تا سیستم یک مرتبه بزرگتر از سیستم واقعی باشد همچنین این انتگرالگیر باعث شده تا سطح لغزش تعریف شده در کنترل کننده با دیگر سطح لغزش‌ها متفاوت باشد به این صورت که یک جزء از سطح لغزش نامشخص است برای تخمین این جزء نامشخص و بدست آوردن کامل سطح لغزش از یک رویکرد بهینه‌ی خاص به نام LTR^۴ استفاده شده است که در ادامه توضیح داده خواهد شد. ساختار این روش بر پایه‌ی [۶۲] است.

مزیت این روش بازسازی خطا با دیگر روش‌های تشخیص خطا این است که علاوه بر اینکه خطای موجود در سیستم شناسایی و بازسازی می‌شود سیستم در حین این بازسازی، کنترل می‌شود.

۵-۲ معرفی سیستم شامل خطا

^۱ Dynamic sliding mode control

^۲ Chattering

^۳ Adaptive dynamic sliding mode control

^۴ Loop transfer recovery

فرض می‌کنیم سیستم شامل خطا دارای معادلات حالت به صورت زیر است:

$$\dot{X} = AX + B(u + DX + f(X, u, t))$$

$$X = [x_1, x_2, x_3, \dots, x_n]^T, \dot{X} = [x_2, x_3, \dots, x_{n+1}]^T \quad (۱-۵)$$

که در آن بردار X بردار حالت‌های سیستم است که همانطور که در بالا نیز نوشته شده این سیستم دارای n متغیر حالت است. تمامی این متغیرهای حالت در دسترس هستند. بردار $\dot{X}$ بردار مشتق متغیرهای حالت است که در آن $\dot{x}_n = x_{n+1}$. ورودی اسکالر سیستم است. $D \in R^{1 \times n}$ عدم قطعیت سیستم است که این عدم قطعیت محدود بوده و دارای باند بالای $\bar{D}$ است. $\|D\| \leq \bar{D} < \infty$ ولی این باند بالا نامشخص است. و در نهایت $f(X, u, t) \in R^1$ سیگنال خطای سیستم است که محدود است. همچنین ماتریس حالت سیستم و ماتریس ورودی سیستم به صورت زیر هستند:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \ddots & \vdots \\ \vdots & \vdots & \ddots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \\ a_0 & a_1 & \dots & a_{n-2} & a_{n-1} \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (۲-۵)$$

برای اعمال کنترل‌کننده به این سیستم باید (A, B) کنترل‌پذیر باشد. اگر معادلات (۱-۵) و

(۲-۵) را در نظر بگیریم آخرین جزء بردار مشتق حالت به صورت زیر خواهد بود:

$$x_{n+1} = a_0 x_1 + a_1 x_2 + \dots + a_{n-1} x_n + u + DX + f(X, u, t) \quad (۳-۵)$$

حال کنترل‌کننده‌ی مود لغزشی دینامیک را باید طوری طراحی کنیم که سیگنال صاف کنترل بدست آید و همچنین سطح لغزش این کنترل‌کننده باید به صورت مناسبی بر حسب حالت‌های سیستم تعریف شود تا با صفر شدن آن، بردار حالت سیستم و x_{n+1} صفر شوند و طبق معادله‌ی (۵-۵)

۳) سیگنال خطا برحسب سیگنال کنترل صاف، بدست بیاید $f(X, u, t) \rightarrow -u$ برای رسیدن به توضیحات بالا سطح لغزش کنترل کننده به صورت زیر تعریف می شود:

$$s = \lambda_1 x_1 + \lambda_2 x_2 + \dots + \lambda_n x_n + \lambda_{n+1} x_{n+1} \quad (۴-۵)$$

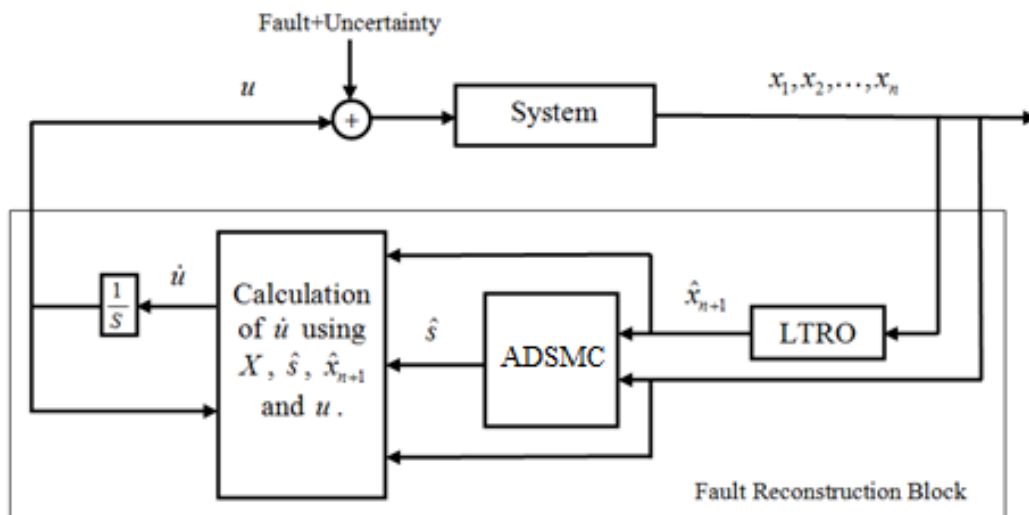
توجه ۱: بردار حالت $X = [x_1, x_2, x_3, \dots, x_n]^T$ و x_{n+1} صفر می شوند زمانی که سطح لغزش s صفر شود. همچنین باید ضرایب $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_{n+1}$ به طور مناسب انتخاب شوند تا

$$\lambda_{n+1} s^n + \lambda_n s^{n-1} + \dots + \lambda_2 s + \lambda_1 = 0$$

هورویتز باشد.

ولی برای طراحی این سطح لغزش یک مشکل وجود دارد به این صورت که جمله ی آخر سطح لغزش $(\lambda_{n+1} x_{n+1})$ به دلیل اینکه شامل اغتشاش D و خطای f است نامعلوم است ولی دیگر جمله های سطح لغزش چون همگی متغیرهای حالت سیستم هستند در دسترس اند. حال برای رفع این مشکل باید جمله ی آخر سطح لغزش یعنی x_{n+1} را به طریقی بدست آوریم برای این کار از یک رویتگر مقاوم بهینه ی خاص به نام LTR استفاده می کنیم [۶۲].

شکل ۵-۱، بلوک دیاگرام روش به کار رفته در اینجا، برای بازسازی سیگنال خطا را نمایش می دهد که هر بلوک موجود در آن در ادامه توضیح داده شده است.



شکل ۵-۱- بلوک دیاگرام روش بازسازی خطا با استفاده از کنترل کننده‌ی تطبیقی مود لغزشی دینامیک

۵-۳ طراحی رویتگر LTR برای تخمین سطح لغزش

برای تخمین جمله‌ی نامعلوم x_{n+1} ، بردار دو بعدی Q را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$Q = [x_n, x_{n+1}]^T \quad (5-5)$$

اولین جزء این بردار یکی از حالت‌های سیستم بوده و در دسترس است ولی جزء دوم را باید به دست آوریم به این ترتیب عمل می‌کنیم که از این بردار مشتق زمانی می‌گیریم، و عبارت زیر به دست می‌آید:

$$\dot{Q} = [\dot{x}_n, \dot{x}_{n+1}]^T \rightarrow$$

$$\dot{Q} = [x_{n+1}, a_0 x_2 + a_1 x_3 + \dots + a_{n-1} x_{n+1} + \dot{u} + D\dot{X} + \dot{f}(X, u, t)]^T \quad (5-6)$$

اگر ماتریسهای C, E, H را به صورت زیر تعریف کنیم:

$$E = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = [0 \quad 0 \quad \dots \quad 1] \in R^{n \times 1} \quad (5-7)$$

با این شرایط معادله‌ی (۵-۶) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{Q} = EQ + H(CA^2X + CABu + CB\dot{u} + \Delta p) \quad (۵-۸)$$

که Δp موجود در معادله‌ی بالا به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Delta p = CAB(DX + f) + CBD\dot{X} + CB\dot{f} \quad (۵-۹)$$

اگر معادله‌ی (۵-۸) را در نظر بگیریم، برای تخمین بردار Q رویترگر LTR به صورت زیر پیشنهاد می‌شود [۶۲]:

$$\hat{Q} = E\hat{Q} + H(CA^2X + CABu + CB\dot{u}) + L(x_n - G\hat{Q}) \quad (۵-۱۰)$$

که L در معادله‌ی بالا به صورت زیر است:

$$L = \frac{PG^T}{\mu}, \mu > 0, G = [1, 0] \quad (۵-۱۱)$$

و P موجود در معادله‌ی بالا از معادله‌ی ریکاتی^۱ زیر به دست می‌آید:

$$(I + E)P + P(I + E)^T - \frac{PG^TGP}{\mu} + \varphi HH^T = 0 \quad (۵-۱۲)$$

در معادله‌ی بالا $\varphi > 0$ باید به اندازه‌ی کافی بزرگ انتخاب شود تا معادله‌ی ریکاتی برقرار شود.

لم ۱. در صورتی که $(E + I, H, G)$ مینیمم-فاز^۲ باشد با P بدست آمده از معادله‌ی ریکاتی بالا نتیجه‌ی زیر حاصل می‌شود [۶۲]:

$$\lim_{\varphi \rightarrow \infty} (P/\varphi) = 0$$

^۱ Riccati

^۲ Minimum-phase

با توجه به لم ۱ می توان نتیجه گیری کرد که با انتخاب مناسب پارامتر طراحی φ به طوری که به اندازه ی کافی بزرگ باشد، رویتر LTR با استفاده از معادله ی (۵-۱۰) می تواند تخمین مناسبی از بردار Q با خطای تخمین کوچک ارائه دهد.

قضیه ی ۱: با تخمین بردار Q توسط معادله ی رویتر (۵-۱۰)، یک خطای تخمین کوچک

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\tilde{Q}(t)\| \leq \varepsilon_1 \|X\| + \varepsilon_2 |u| + \text{رابطه ی } \tilde{Q} = Q - \hat{Q} \\ \varepsilon_3 \text{ برقرار باشد که } \lim_{\varphi \rightarrow \infty} \varepsilon_i = 0: (i = 1, 2, 3)$$

اثبات: اگر $\tilde{Q} = Q - \hat{Q}$ را تعریف کنیم در این حالت با توجه به معادلات (۵-۸) و (۵-۱۰) معادله ی زیر حاصل می شود:

$$\dot{\tilde{Q}} = (E - LG)\tilde{Q} + H\Delta p \quad (۵-۱۳)$$

برای معادله ی دینامیکی خطای (۵-۱۳)، یک تابع کاندید لیاپانوف به صورت زیر پیشنهاد می دهیم:

$$V = \tilde{Q}^T P^{-1} \tilde{Q}$$

حال مشتق زمانی این تابع پیشنهاد شده را به صورت زیر می نویسیم:

$$\dot{V} \leq -2V - \frac{1}{\mu} \|G\tilde{Q}\|^2 - \varphi \|H^T P^{-1} \tilde{Q}\|^2 + 2\|\Delta p\| \|H^T P^{-1} \tilde{Q}\| \quad (۵-۱۴)$$

اگر در معادله ی بالا دو جمله ی آخر را در نظر بگیریم بیشترین مقدار آن ها زمانی حاصل می شود که $\|H^T P^{-1} \tilde{Q}\| = \|\Delta p\|/\varphi$ باشد و این بیشترین مقدار برابر با $\|\Delta p\|^2/\varphi$ خواهد بود در نتیجه معادله ی زیر حاصل می شود:

$$\dot{V} \leq -2V - \frac{1}{\mu} \|G\tilde{Q}\|^2 + \frac{\|\Delta p\|^2}{\varphi} \leq -V - (V - \frac{\|\Delta p\|^2}{\varphi}) \quad (۱۵-۵)$$

بنابر معادله‌ی (۱۵-۵)، تا زمانی که $V > \frac{\|\Delta p\|^2}{\varphi}$ برقرار باشد $\dot{V} < -V$ خواهد بود، بنابراین

$$V(t) \geq \underline{\sigma}(P^{-1}) \|\tilde{Q}\|^2 = 1/\overline{\sigma}(P) \|\tilde{Q}\|^2 \quad \text{با استفاده از} \quad \lim_{t \rightarrow \infty} V(t) \leq \frac{\|\Delta p\|^2}{\varphi}$$

معادله‌ی زیر نتیجه می‌شود:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\tilde{Q}(t)\| \leq \sqrt{\frac{\overline{\sigma}(P)}{\varphi}} \|\Delta p\| \leq \varepsilon_1 \|X\| + \varepsilon_2 |u| + \varepsilon_3 \quad (۱۶-۵)$$

که نامعادله‌ی بالا، با توجه به تعریف Δp در معادله‌ی (۹-۵) که ترکیبی خطی از X و u است حاصل

می‌شود، در نهایت با استفاده از لم ۱، می‌توان نوشت $\lim_{\varphi \rightarrow \infty} \varepsilon_i = 0: (i = 1, 2, 3)$.

توجه ۲: نتیجه‌ی قضیه‌ی ۱ می‌تواند به صورت $\lim_{\varphi \rightarrow \infty} \|\tilde{Q}\| = 0$ نوشته شود.

۵-۴ کنترل مود لغزشی دینامیک تطبیقی

با توجه به بخش قبل، تخمین سطح لغزش تعریف شده در معادله‌ی (۴-۵) به صورت زیر بدست

می‌آید:

$$\hat{S} = \lambda_1 x_1 + \lambda_2 x_2 + \dots + \lambda_n x_n + \lambda_{n+1} \hat{x}_{n+1} \quad (۱۷-۵)$$

که در معادله‌ی بالا $\hat{x}_{n+1}$ جزء دوم بردار $\hat{Q}$ در معادله‌ی رویتگر (۱۰-۵) است.

توجه ۳: بردار حالت $X = [x_1, x_2, x_3, \dots, x_n]^T$ و $\hat{x}_{n+1}$ صفر می‌شوند زمانی که سطح لغزش

$\hat{S}$ صفر شود. همچنین باید ضرایب $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_{n+1}$ به طور مناسب انتخاب شوند تا

$$\lambda_{n+1}s^n + \lambda_n s^{n-1} + \dots + \lambda_2 s + \lambda_1 = 0 \text{ هرویتز باشد.}$$

در بخش قبلی رویتر LTR، اثر عدم قطعیت Δp را از بین برده ولی یک خطای تخمین حالت x_n ($H^T L(x_n - G\hat{Q})$) را تولید می کند.

توجه ۴: یک ثابت مثبت و نامعلوم Δ وجود دارد که باند بالای خطای تخمین حالت x_n را مشخص می کند به صورت زیر:

$$|H^T L(x_n - G\hat{Q})| \leq \Delta$$

قضیه ۲: معادله های دینامیکی زیر باعث می شوند تا سیستم حلقه بسته پایدار بوده و تمامی سیگنالها در حلقه ی کنترل محدود شوند.

$$\dot{u} = -(CA^2X + CABu) - \frac{1}{\lambda_{n+1}} \left(\sum_{i=1}^{n-1} \lambda_i x_{i+1} + \lambda_n \hat{x}_{n+1} \right) - \hat{\Delta} \text{sgn}(\hat{s}) - \frac{\sigma}{\lambda_{n+1}} \hat{s} \quad (18-5)$$

$$\dot{\hat{\Delta}} = (\gamma \lambda_{n+1} |\hat{s}| - \beta \hat{\Delta})$$

که در آن σ و γ و β ثابت های طراحی هستند و باید مقادیری مثبت داشته باشند.

اثبات: تابع لیانوف زیر در نظر گرفته می شود:

$$V = \frac{1}{2} \hat{s}^2 + \frac{1}{2\gamma} \tilde{\Delta}^2 \quad (19-5)$$

که در تابع بالا γ یک ثابت مثبت بوده و $\tilde{\Delta} = \Delta - \hat{\Delta}$ و $\hat{\Delta}$ تخمین باند بالای نامعلوم عدم قطعیتها (Δ) را نشان می دهد. با مشتق گیری از معادله ی (۱۹-۵) نسبت به زمان معادله ی زیر بدست می آید:

$$\dot{V} = \hat{s}\dot{\hat{s}} - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\Delta}}\tilde{\Delta} \quad (20-5)$$

با جایگذاری معادله‌ی (۱۷-۵) در معادله‌ی (۲۰-۵):

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \hat{s}(\sum_{i=1}^{n-1} \lambda_i x_{i+1} + \lambda_n \hat{x}_{n+1} + \lambda_{n+1} (CA^2 X + CABu + CB\dot{u} + \\ & H^T L(x_n - G\hat{Q})) - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\Delta}}\tilde{\Delta} \end{aligned} \quad (21-5)$$

که در معادله‌ی بالا، L در معادله‌ی (۱۱-۵) تعریف شده و همچنین $CB = 1$.

با جایگذاری $\dot{u}$ از معادله‌ی (۱۸-۵) در معادله‌ی (۲۱-۵) معادله‌ی زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \hat{s}(-\lambda_{n+1}\hat{\Delta}sgn(\hat{s}) + \lambda_{n+1}H^T L(x_n - G\hat{Q}) - \sigma\hat{s}) - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\Delta}}\tilde{\Delta} \\ \dot{V} \leq & \hat{s}(-\lambda_{n+1}\hat{\Delta}sgn(\hat{s}) + \lambda_{n+1}\Delta sgn(\hat{s}) - \sigma\hat{s}) - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\Delta}}\tilde{\Delta} \\ = & -\sigma\hat{s}^2 + |\hat{s}|\lambda_{n+1}(\Delta - \hat{\Delta}) - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\Delta}}\tilde{\Delta} \end{aligned} \quad (22-5)$$

اگر از قانون تطبیق $\dot{\hat{\Delta}} = \gamma\lambda_{n+1}|\hat{s}|$ استفاده کنیم $\dot{V} \leq 0$ شده و پایداری سیستم حلقه بسته تضمین می‌شود. ولی یک مشکل وجود دارد به این صورت که بهره‌ی تطبیق غیر کاهشی است یعنی می‌تواند بدون محدودیت افزایش یابد ($\dot{\hat{\Delta}} \geq 0$). که این مشکل می‌تواند باعث کاهش عملکرد سیستم کنترلی شود بنابراین برای از بین بردن این مشکل قانون تطبیق به صورت زیر تغییر می‌یابد:

$$\dot{\hat{\Delta}} = (\gamma\lambda_{n+1}|\hat{s}| - \beta\hat{\Delta}) \quad (23-5)$$

که در آن β یک ثابت مثبت است. بنابراین با به کار بردن معادله‌ی بالا معادله‌ی (۵-۲۲) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\dot{V} \leq -\sigma \hat{s}^2 + \frac{\beta}{\gamma} \tilde{\Delta} \hat{\Delta} = -\sigma \hat{s}^2 - \frac{\beta}{\gamma} \left(\frac{1}{2} \Delta - \hat{\Delta} \right)^2 + \frac{\beta}{4\gamma} \Delta^2 \leq -\sigma \hat{s}^2 + \frac{\beta}{4\gamma} \Delta^2$$

منفی شدن $\dot{V}$ در معادله‌ی بالا به ازای شرط زیر حاصل می‌شود:

$$|\hat{s}| \geq \sqrt{\frac{\beta}{4\sigma\gamma}} \Delta$$

بنابراین با تنظیم پارامترهای طراحی β ، σ و γ می‌توان $\hat{s}$ را نزدیک مبدا قرار داد، به این ترتیب پایداری سیستم حلقه بسته تضمین می‌شود.

۵-۵ نتایج شبیه‌سازی

برای درک بیشتر این روش پیشنهاد شده، یک مثال توضیح داده شده. یک سیستم خطی تک ورودی به صورت زیر داده شده که سیگنال خطای این سیستم با روش پیشنهادی بازسازی شده و نتایج شبیه‌سازی نشان داده شده است:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -3 & -5 & -3 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}, \dot{X} = \begin{bmatrix} x_2 \\ x_3 \\ \hat{x}_4 \end{bmatrix} \quad (۵-۲۴)$$

برای این مثال، پارامترهای سطح لغزش معادله‌ی (۵-۱۷) به صورت $\lambda_1 = 10$ ، $\lambda_2 = 30$ ، $\lambda_3 = 10$ و $\lambda_4 = 10$ و دیگر پارامترهای این روش به صورت $\phi = 100$ ، $\mu = 0.1$ ، $\sigma = 10$ ، $\beta = 0.01$ و $\gamma = 10$ هستند و همچنین مقادیر اولیه‌ی حالت‌ها به صورت $X(0) = [1 \ 1 \ 1]^T$ می‌باشد. بردار عدم قطعیت به صورت $D = [1, 1, 1]$ می‌باشد. سیگنال

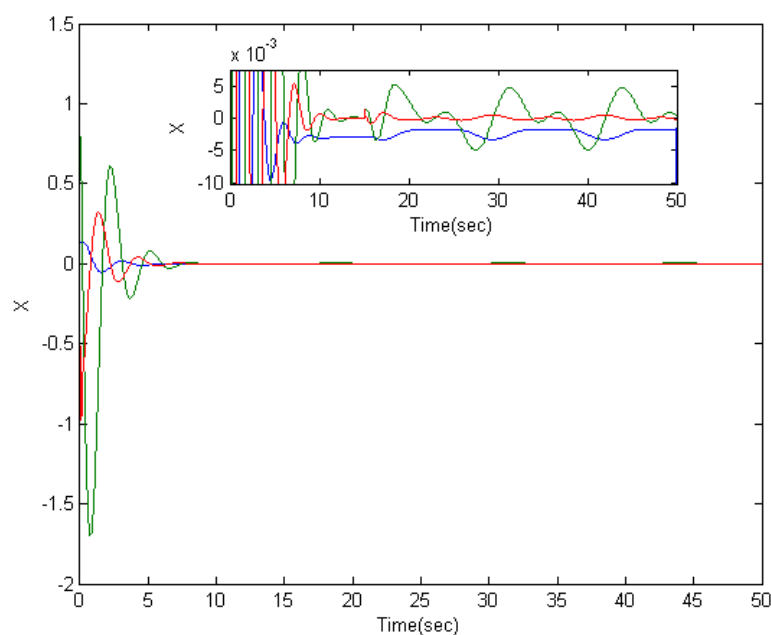
خطا به صورت $f(t) = 0.3 \sin(t) + \cos(0.5t)$ است که پس از ثانیه‌ی $t \geq 15$ به سیستم وارد می‌شود. نتایج شبیه‌سازی به صورت شکل‌های زیر می‌باشد.

در شکل ۵-۲، مشاهده می‌شود که حالت‌های سیستم حتی در حضور خطا و عدم قطعیت در سیستم نیز به ناحیه‌ای بسیار نزدیک به صفر همگرا می‌شوند و به این ترتیب ثابت می‌شود که سیستم تحمل‌پذیر خطا است.

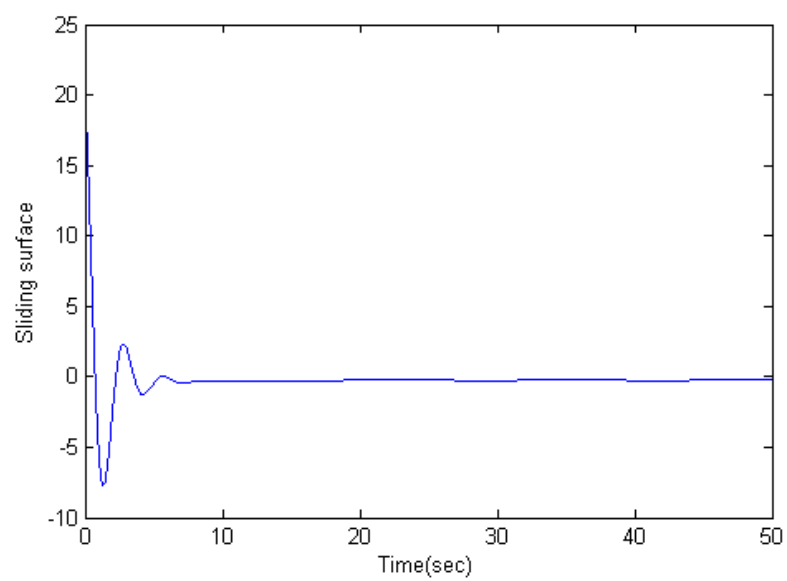
در شکل ۵-۳، مشاهده می‌شود که سطح لغزش به ناحیه‌ای بسیار نزدیک به صفر همگرا شده و همچنین فاقد چترینگ می‌باشد.

شکل ۵-۴، تلاش کنترلی را نمایش می‌دهد که سیگنالی صاف و بدون چترینگ است.

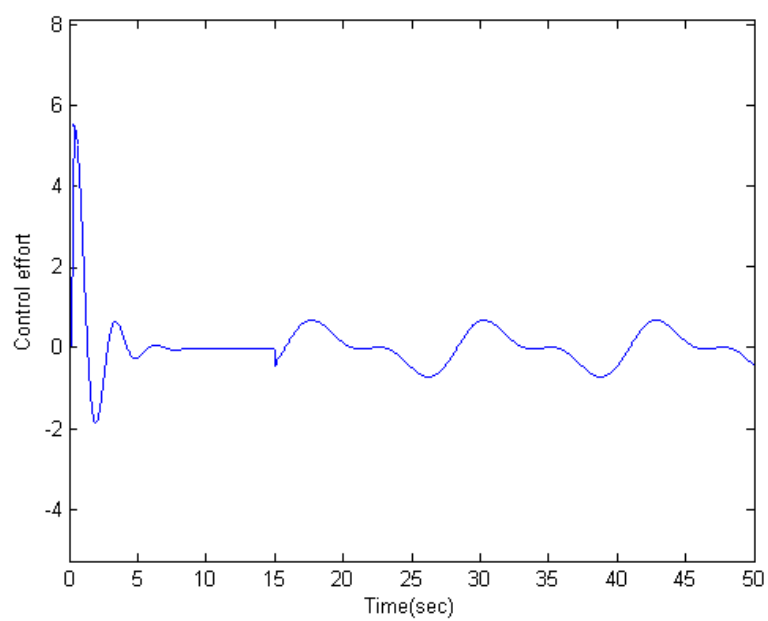
در شکل ۵-۵، سیگنال خطا و تخمین آن نمایش داده شده است که این شکل حاکی از آن است که $u = -f$ بوده و تخمین و بازسازی خطا به درستی انجام گرفته است.



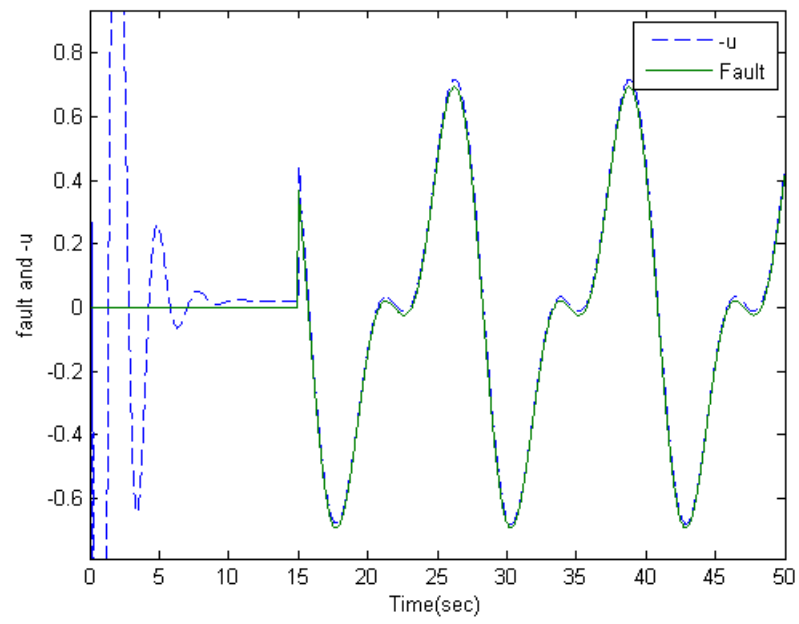
شکل ۵-۲- حالت‌های سیستم



شکل ۵-۳- سطح لغزش



شکل ۵-۴- تلاش کنترلی



شکل ۵-۵- سیگنال خطا و $(-u)$

فصل ششم

نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۶-۱ نتیجه گیری

در این پایان نامه ابتدا در فصل اول به بررسی و اهمیت موضوع بازسازی خطا پرداختیم، سپس با بررسی برخی از روش‌های انجام شده در زمینه بازسازی خطا و رویکردهای مودل‌گزشی چارچوب کلی تحقیق را مشخص کردیم. در فصل دوم برخی تعاریف و برتری بازسازی خطا مورد بررسی قرار گرفت همچنین یک مدل ریاضی برای دینامیک عرضی هواپیما ارائه شد و در فصل سوم رویکردهای مودل‌گزشی مورد بررسی قرار گرفتند.

در فصل سوم، با مرور و بررسی رویکردهای مودل‌گزشی، با استفاده از تحلیل ریاضی، و نتایج شبیه سازی معایب و مزایای رویکردهای مودل‌گزشی بررسی شدند. با توجه به اینکه بازسازی خطا با استفاده از رویکر مودل‌گزشی، نیاز به دانستن حداکثر خطای محرک دارد، در نهایت با بررسی یک نوع رویکر تطبیقی که نیازی به دانستن حداکثر خطای محرک ندارد، با تحلیل ریاضی و شبیه سازی، معایب آن بررسی و مشخص گردید. سپس یک رویکر تطبیقی پایدار، برای تخمین حالت‌های سیستم و بازسازی خطای محرک پیشنهاد دادیم. پایداری این رویکر پیشنهادی با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف اثبات شده است. همگرایی خطای تخمین حالت به ناحیه‌ای در نزدیکی مبدا تضمین شده و در نتیجه تخمین خطای محرک با خطای محدود، تضمین گردیده است. نتایج شبیه سازی مزیت و برتری رویکر پیشنهادی را نشان می‌دهد.

در فصل چهارم با فرض وجود عدم قطعیت و اغتشاش در سیستم، به تأثیر این عوامل بر فرایند بازسازی خطا پرداختیم، با توجه به اینکه وجود عدم قطعیت و اغتشاش در سیستم ممکن است باعث دیده نشدن خطای محرک شود، یک رویکر مودل‌گزشی تطبیقی برای بازسازی خطا پیشنهاد کردیم، رویکر پیشنهادی پایدار بوده و تضمین همگرایی حالت‌ها به محدوده‌ای در نزدیکی حالت‌های اصلی سیستم تضمین شده است. مزیت رویکر پیشنهادی در جداسازی اغتشاش از خطای محرک می‌باشد

در نتیجه رویتر پیشنهادی نسبت به اغتشاش و عدم قطعیت مقاوم است، علاوه بر این رویتر پیشنهادی با استفاده از قانون تطبیق دامنه عدم قطعیت و خطای محرک را تخمین می‌زند و در نتیجه الگوریتم پیشنهادی بی‌نیاز از دانش در مورد دامنه عدم قطعیت و خطای محرک می‌باشد.

در فصل سه و چهار اساس بازسازی خطای محرک، بر پایه رویتر مودلغزشی بود. اما در فصل پنجم با استفاده از روش کنترل مودلغزشی دینامیک یک کنترل‌کننده تحمل پذیر خطا طراحی شده است. با پیشنهاد یک سطح لغزش مناسب، و با فرض محدود بودن خطای محرک، علاوه بر کنترل تحمل پذیر خطا، بازسازی خطای محرک نیز بدست آمده است. در این بخش برای تخمین جمله نامعلوم سطح لغزش کنترل‌کننده از یک رویتر مقاوم LTR استفاده شده است، همچنین برای تخمین حداکثر عدم قطعیت و اغتشاش وارد بر سیستم از کنترل مودلغزشی دینامیک تطبیقی استفاده شده است. مزیت روش پیشنهادی در تضمین پایداری سیستم، حذف چترینگ به علت استفاده از کنترل مودلغزشی دینامیک، بازسازی همزمان خطا و همچنین کنترل تحمل پذیر خطا، عدم نیاز به حداکثر دامنه عدم قطعیت و اغتشاش خارجی، تخمین حالت مقاوم سیستم می‌باشد.

۶-۲ پیشنهادات

موارد زیر برای کارهای تحقیقاتی در آینده پیشنهاد می‌شود:

- استفاده از روش‌های هوشمند برای بهینه سازی کنترل‌کننده‌ها و رویترهای پیشنهادی.
- استفاده از مدل غیرخطی سیستم.
- بازسازی خطای سنسور.
- استفاده از روش‌های فازی و عصبی برای کاهش وابستگی طراحی به مدل ریاضی سیستم.

- [1] International Civil Aviation Organization (ICAO) 2013.
- [2] International Air Transport Association (IATA), IATA Annual Report 2005 Edition, IATA Press, 2005.
- [3] Guangqing Jia, Adaptive observer and sliding mode observer based actuator fault diagnosis for civil aircraft, B.A.Sc., Beijing Institute of Technology, Beijing, China, 1997.
- [4] D.G. Luenberger, "An introduction to observers," IEEE Transactions on Automatic Control, 16:596–602, 1971.
- [5] V.I. Utkin, "Sliding Modes in Control Optimization," Springer-Verlag, Berlin, 1992.
- [6] B.L. Walcott and S.H. Zak, "State observation of nonlinear uncertain dynamical systems," IEEE Transactions on Automatic Control, 32:166–170, 1987.
- [7] B.L. Walcott and S.H. Zak, "Combined observer-controller synthesis for uncertain dynamical systems with applications," IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 18:88–104, 1988.
- [8] C. Edwards and S.K. Spurgeon, "On the development of discontinuous observers," International Journal of Control, 59:1211–1229, 1994.
- [9] Q.R. Butt, A.I. Bhatti, M.R. Mufti, M.A. Rizvi, I. Awan, "Modeling and online parameter estimation of intake manifold in gasoline engines using sliding mode observer," Simulation Modelling Practice and Theory 32 (2013) 138-154.
- [10] M. Comanescu, L. Xu, "Sliding-mode MRAS speed estimators for sensorless vector control of induction machine," IEEE Transactions on Industrial Electronics 53 (2005) 146-153.
- [11] A. Benchaib, A. Rachid, E. Audrezet, M. Tadjine, "Real-time sliding-mode observer and control of an induction motor," IEEE Transactions on Industrial Electronics 40 (1999) 128-138.
- [12] M. Chanes, G. Zheng, "On sensorless induction motor drives: Sliding Mode Observer and Output Feedback Controller," IEEE transactions on Industrial Electronics 56 (2009) 3404-3413.
- [13] C. Picardi, F. Scibilia, "Sliding-mode observer with resistances or speed adaptation for field-oriented induction motor drives," in: Proc. of the 32nd IEEE Annual Conf. on Ind. Electron. (IECON'06), 2006, pp. 1481-1486.
- [14] S. solvar, V. Le, M. Ghanes, J.P. Barbot, G. Santomenna, "Sensorless second order sliding mode observer for induction motor," in: Proc. of the IEEE Int. Conf. on Control Appl. (CCA'10), 2010, pp. 1934-1983.
- [15] S. Baev, I. Shkolnikov, Y. Shtessel, A. Poznyak, "Parameter identification of non-linear system using traditional and high order sliding modes," in: Proceedings of the 2006 American control Conference Minneapolis, Minnesota, USA, June 14-16, 2006.
- [16] H. Shraim, B. Ananou, L. Fridman, H. Noura, M. Ouladsine, "Sliding mode observer for the estimation of vehicle parameters, forces and states of the center of gravity," in: Proceeding

of the 45th IEEE Conference on Decision & Control (2006), San Diego, CA, USA, December 13-15.

[17] R. A. McCann, M. S. Islam, Student Member, IEEE, and I. Husain, Senior Member, IEEE “Application of a sliding-mode observer for position and speed estimation in switched reluctance motor drives,” IEEE Transaction on Industry Applications 37(1), 2001.

[18] M. S. Islam, I. Husain, R. J. Veillette, C. Batur, “Design and performance analysis of sliding-mode observers for sensor less operation of switched reluctance motors,” IEEE Transaction on Control Systems Technology 11 (3) (May 2003).

[19] A. Stotsky, I. Kolmanovsky, “Simple unknown input estimation techniques for automotive application, in: Proceeding of the American Control Conference,” Arlington, VA, 2001.

[20] C. Edwards & S. K. Spurgeon, “Sliding mode control: theory and applications,” London: Taylor and Francis Ltd, (1998).

[21] X. G. Yan, C. Edwards & S. K. Spurgeon, “Decentralised robust sliding mode control for a class of nonlinear interconnected systems by static output feedback,” Automatica, 40(4), 613–620, 2004.

[22] C. Edwards and S.K. Spurgeon, “A sliding mode observer based FDI scheme for the ship benchmark,” European Journal of Control, 6:341–356, 2000.

[23] C. Edwards, S.K. Spurgeon, and R.J. Patton, “Sliding mode observers for fault detection and isolation,” Automatica, 36(4):541–553, April 2000.

[24] W. Chen and M. Saif, “Robust fault detection in uncertain nonlinear systems via a second order sliding mode observer,” Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, 1:573–578, 2001.

[25] B. Sreedhar, B. Fern´andez, and G.Y. Masada, “Robust fault detection in nonlinear systems using sliding mode observers,” 2nd IEEE Conference on Control Applications, 2:715–721, 1993.

[26] H. Yang and M. Saif, “Fault detection in a class of nonlinear systems via adaptive sliding observer,” 1995 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics, 3:2199–2204, 1995.

[27] K. Watanabe and D.M. Himmelblau, “Instrument fault detection in system with uncertainties,” International Journal of Systems Science, 13(2):137–158, 1982.

[28] Y. Xiong and M. Saif, “Robust and nonlinear fault diagnosis using sliding mode observers,” Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control, 1(1):567–572, 2001.

[29] T.K. Yeu and S. Kawaji, “Fault detection and isolation for descriptor systems using sliding mode observer,” Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, 1:596–597, 2001.

[30] L. Ma, Y. Yang, F. Wang, and N. Lu, “A sliding mode observer approach for fault detection and diagnosis in uncertain nonlinear systems,” Proceedings of the 4th World Congress on Intelligent Control and Automation, 4(4):2714–2717, 2002.

- [31] A. Akhenak, M. Chadli, D. Maquin, and J. Ragot, "Sliding mode multiple observer for fault detection and isolation," 42nd IEEE International Conference on Decision and Control, 1:953–958, 2003.
- [32] J. Wang, J. Zhao, and L. Ma, "A robust fault detection and isolation method via sliding mode observer," 5th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2(2):1727–1730, 2004.
- [33] C.P. Tan, C. Edwards, "Sliding mode observers for robust detection and reconstruction of actuator and sensor faults" *Int. J. Robust Nonlinear Control* **13**, 443–463, 2003.
- [34] M. Saif and Y. Guan, "A new approach to robust fault detection and identification" *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 29:685–695, 1993.
- [35] C. Edwards and C.P. Tan, "A comparison of sliding mode and unknown input observers for fault reconstruction" *European Journal of Control*, 12:245–260, 2006.
- [36] K.J. Åström, T. Hagglund, "Pid Controllers: Theory, Design and Tuning," Instrument Society of America, Research Triangle Park (1995).
- [37] H.W. Sorenson, "Kalman Filtering: Theory and Application," IEEE Press, New York (1985).
- [38] G. Welch, G. Bishop, "An introduction to the Kalman filter" Technical report TR 95-041, University of North Carolina, 2006.
- [39] J.M. Maciejowski, "Multivariable Feedback Design" Addison-Wesley, Reading (1989).
- [40] H.H. Rosenbrock, "State Space and Multivariable Theory" Wiley, New York (1970).
- [41] S. Skogestad, I. Postlethwaite, "Multivariable Feedback Control: Analysis and Design" Wiley, New York (1996).
- [42] K. Zhou, J.C. Doyle, K. Glover, "Robust and Optimal Control. Prentice Hall," New Jersey (1996).
- [43] H. Alwi, C. Edwards, C.P. Tan, *Fault Detection and Fault-Tolerant Control Using Sliding Modes*, Springer, 2011.
- [44] C. Edwards, T. Lombaerts, H. Smaili, "Fault Tolerant Flight Control: A Benchmark Challenge," vol. 399. Springer, Berlin (2010).
- [45] S. Simani, C. Fantuzzi, R.J. Patton, *Model-Based Fault Diagnosis in Dynamic Systems Using Identification Techniques*, Springer, 200.
- [46] R. Isermann, *Fault-Diagnosis Systems, An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance*, Springer, 2005.

سیاهی. م ، رساله‌ی دکتری ، " سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا، مطالعه‌ی موردی هواپیمای بدون سرنشین " برق و
[47]

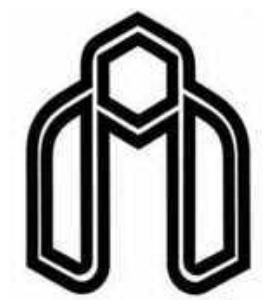
رباتیک، دانشگاه شاهرود [۲۰۰۹]

- [48] R. J. Patton, P.M. Frank and R. N. Clark, "Fault Diagnosis in Dynamic Systems, Theory and Application" Control Engineering Series. Prentice Hall, London, 1989.
- [49] J. Chen and R. J. Patton, "Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems," Kluwer Academic, 1999.
- [50] R.J. Patton, P.M. Frank and R. N. Clark, "Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems" Springer-Verlag, London Limited, 2000.
- [51] M. Basseville and I. V. Nikiforov, "Detection of Abrupt Changes: Theory and Application" Prentice-Hall Inc, 1993.
- [52] J. Gertler, "Fault Detection and Diagnosis in Engineering Systems" Marcel Dekker, New York, 1998.
- [53] X.G. Yan, C. Edwards, "Nonlinear robust fault reconstruction and estimation using a sliding mode observer," *Automatica* 43, 1605 – 1614, 2007.
- [54] E. Ostertag, Mono- Multivariable Control and Estimation, Linear, Quadratic and LMI Methods, Chapter 1, Springer- Verlag Berlin Heidelberg 2011.
- [55] M. Siah, M.A. Sadrnia, A. Darabi, "Fault diagnosis using adaptive technique" *Journal of Applied Sciences* 8(22): 4129-4136, 2008.
- [56] J.J.E. Slotine, J.K. Hedrick, E.A. Misawa, "On sliding observers for nonlinear systems" *Trans. ASME J. Dyn. Syst. Meas. Control* **109**, 245–252, 1987.
- [57] K. Y. Ng, C. P. Tan, R. Akmeliawati and C. Edwards, "Disturbance decoupled fault reconstruction using sliding mode observers," *Proc. IFAC World Congress*, Vol. 17, pp. 7215–7220, 2008.
- [58] J. Y. Hung, W. B. Gao & J. C. Hung, "Variable structure control: a survey" *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 40, 2–22 1993.
- [59] G. Bartolini, "Chattering phenomena in discontinuous control systems" *International Journal of Systems Science*, 20, 2471–2481, 1989.
- [60] G. Bartolini, A. Ferrara & E. Usai "Chattering avoidance by secondorder sliding mode control" *IEEE Transactions on Automatic Control*, 43, 241–246, 1998.
- [61] G. Bartolini & P. Pydynowski, "An improved, chattering free, V.S.C scheme for uncertain dynamical systems" *IEEE Transactions on Automatic Control*, 41, 1220–1226, 1996.
- [62] M. Chen, C. Chen and F. Yang, "An LTR-observer-based dynamic sliding mode control for chattering reduction", *Automatica*, vol. 453, pp. 1111-1116, 2007.

Abstract:

It is well known that the reliability of control systems is very important therefore design of fault detection or fault reconstruction methods is very important and vital. In this thesis, first we used sliding mode observers for fault reconstruction and analyzed their performance, then with analyze an adaptive sliding mode observer, we proposed a different adaptive sliding mode observer for fault reconstruction and analyze it's stability using Lyapunov theorem. For design this proposed adaptive sliding mode observer we do not need the upper bound of fault and it is estimated with adaptation law. In the study, due to uncertainty and disturbance in the system, and their impact on fault reconstruction process, a stable adaptive sliding mode observer for actuator fault reconstruction is proposed, in the proposed method disturbance decoupled is guaranteed. Advantages of the proposed actuator fault reconstruction is fault reconstruction decoupled from disturbance, and need for knowledge about the maximum amplitude of fault is also a eliminated. In addition using sliding mode observers for fault reconstruction we used a dynamic sliding mode control for design a closed loop control system that is robust respect to actuator fault. This proposed method, is a fault tolerant control and if we suppose that the actuator fault is bounded this controller is able to reconstruct it. Moreover in this method, we used adaptation law for estimate the upper bound of uncertainties and disturbances. In this proposed method, sliding surface of dynamic sliding mode control is basis for fault reconstruction and this sliding surface is different. For estimate the unknown states of system, we used a robust LTR observer. Finally, the stability of closed loop system is guaranteed using Lyapunov method.

Key words: Fault reconstruction, Adaptive sliding mode observer, Dynamic sliding mode control.



Shahrood University of Technology

Department of Electrical & Robotic Engineering

Robust Fault Detection Using a Sliding Mode Observer For Boeing 747 Aircraft

Parisa Ansari-Bonab

Supervisor:

Dr. Mohammad-Ali Sadrnia

Advisor:

Dr. Ali Karami-Mollaei

February 2014