

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی برق و رباتیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی کنترل

تولید باقیمانده مقاوم برای تشخیص خطای یک سیستم غیر خطی به روش بهینه‌سازی

$$H_- / H_\infty$$

نگارنده: صادق صدقی کفشگری

استاد راهنما:

دکتر محمدعلی صدرنیا

دی ۱۳۹۵



مدیریت تحصیلات تکمیلی

بسمه تعالی

شماره: ۱۴۵۵. س

تاریخ: ۱۳۹۵/۱۱/۱۳

ویرایش: -----

فرم شماره ۷: صورتجلسه دفاع از پایان نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای صادق صدقی کفشگری به شماره دانشجویی ۹۳۱۱۰۹۴ رشته مهندسی برق گرایش کنترل که در تاریخ

۹۵/۱۱/۱۳ تحت عنوان:

تولید باقیمانده مقاوم برای تشخیص خطای یک سیستم غیر خطی به روش بهینه سازی H_∞ / H₂

با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می‌گردد:

<input type="checkbox"/> مردود	<input type="checkbox"/> دفاع مجدد	<input checked="" type="checkbox"/> قبول (با درجه: <u>قابل قبول</u> امتیاز: <u>۱۵</u>)
		<input type="checkbox"/> عملی
		<input checked="" type="checkbox"/> نظری

۲- بسیار خوب (۱۸/۹۹ - ۱۸)

۱- عالی (۲۰ - ۱۹)

۴- قابل قبول (۱۵/۹۹ - ۱۴)

۳- خوب (۱۷/۹۹ - ۱۶)

۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

امضاء	مرتبه علمی	نام و نام خانوادگی	عضو هیأت داوران
	دانشیار	محمد علی مهرنیا	۱- استاد راهنمای اول
—	—	—	۲- استاد راهنمای دوم
—	—	—	۳- استاد مشاور
	دانشیار	علیرضا الفی	۴- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی
	استادیار	حبیبه حسینی	۵- استاد ممتحن اول
	دانشیار	محمد حدادزادگان	۶- استاد ممتحن دوم

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده:
 وزارت علوم، تحقیقات و فناوری
 تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:

تقدیرم به :

خانواده‌م که وجودشان باعث دلگرمی و بنحانب بوده و محیط مناسبی را برای تدوین این پایان نامه فراهم کردند.

و به روح پاک مادریزگم که مظلومانه از بین ما پر کشید و

همدم مهربانم و لیل بودم

و همچنین دوستان عزیزم که مشوق راحتم بودند.

سپاس از:

استاد شایسته و صبور بنده جناب دکتر محمدعلی صدرنیا که با راهنمایی و شکیبایی ایشان پروژه به نتیجه مطلوب رسید و از هیچ مکانی دریغ

نموده اند و همچنین خبره بودن ایشان در زمینه تشخیص خطا و ارائه راهن درسی مبنی بر تشخیص خطای ایشان کمک فراوانی به بنده کرده است.

تعهد نامه

اینجانب **صادق صدقی کفشگری** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته برق کنترل دانشکده مهندسی برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه تولید باقیمانده مقاوم برای تشخیص خطای یک سیستم غیرخطی به روش H_∞ / H_- 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 .

چکیده

به دلیل پیشرفت و پیچیده تر شدن سیستم های امروزی کنترل آن ها نیز پیچیده تر شده است، در هر سیستمی بروز خطا اجتناب ناپذیر است، این خطاها می تواند خسارت های مالی و جانی را به همراه داشته باشد. به همین منظور تشخیص خطا در این سیستم ها از اهمیت ویژه ای برخوردار است. در این پایان نامه هدف تولید سیگنال باقیمانده است، از طرفی در هر سیستم واقعی وجود نویز و اغتشاش انکار ناپذیر است. این سیگنال های ناخواسته و همچنین عدم قطعیت های خود سیستم می توانند روند تشخیص خطا را دچار مشکل کنند بنابراین باید دنبال روشی بود که اولاً اثر اغتشاش و نویز و عدم قطعیت ها را از روی سیگنال باقیمانده حذف نمود و دوماً اثر خطا زیاد شود. از روی تگر ها به دلیل مزیت های زیاد آن ها در تولید باقیمانده استفاده می شود. در این پایان نامه روی تگر H_- مورد بحث و تحلیل قرار می گیرد به دلیل آن که برای هدف ذکر شده این روی تگر مناسب می باشد سپس طراحی برای یک سیستم غیر خطی که مدل هواپیمای جنگنده F۱۶ می باشد انجام می شود و سیگنال باقیمانده در حضور خطا و اغتشاش تولید می شود و سر انجام باقیمانده ی تولید شده از روی تگر H_- / H_∞ با دیگر روی تگرهای معروف در تشخیص خطا مقایسه می شود.

کلمات کلیدی: تشخیص خطای مقاوم، H_2 ، H_∞ ، H_- / H_∞ ، LMI

فهرست مطالب

فصل اول:مقدمه.....	۱
۱-۱-مروری بر کارهای گذشته.....	۴
فصل دوم:انواع خطا و روش های تشخیص آن.....	۹
۱-۲- مقدمه	۱۰
۲-۲- انواع خطا	۱۰
۳-۲-روش های مختلف تشخیص خطا	۱۳
۴-۲- روش تشخیص خطای مبتنی بر مدل.....	۱۴
فصل سوم:تشخیص خطا با استفاده از رویتنگر H_0 / H_1	۲۱
۱-۳- مقدمه	۲۲
۲-۳- طراحی رویتنگر H_0 / H_1	۲۲
فصل چهارم:تعریف سیستم.....	۲۹
۱-۴- مقدمه.....	۳۰
۲-۴- مدل غیرخطی ۶ درجه آزادی هواپیما.....	۳۰

۴۱	۳-۴- مدل طولی هواپیما
۴۷	فصل پنجم: نتایج شبیه سازی
۴۸	۱-۶- مقدمه
۴۸	۲-۶- طراحی رویتگرها
۶۱	فصل ششم: نتیجه گیری و پیشنهادات
۶۲	۱-۷- نتیجه گیری
۶۲	۲-۷- پیشنهادات
۶۳	منابع

فهرست اشکال

- شکل ۱-۲) خطا بر روی اجزای مختلف سیستم..... ۱۳
- شکل ۲-۲) خطای جمعی ۱۴
- شکل ۳-۲) خطای ضربی..... ۱۴
- شکل ۴-۲) شماتیک تشخیص خطا به روش مدل سیگنال..... ۱۵
- شکل ۶-۲) سیستم و رویتگر حالت..... ۳۰
- شکل ۵-۲) ساختار خطای خروجی..... ۱۶
- شکل ۶-۲) ساختار خطای چندجمله‌ای..... ۱۷
- شکل ۷-۲) سیستم و رویتگر حالت..... ۱۸
- شکل ۱-۳) بلوک دیاگرام یک سیستم تشخیص خطا مبتنی بر رویتگر..... ۲۴
- شکل ۱-۴) بردارهای سرعت و نیرو وارد بر هواپیما..... ۳۲
- شکل ۲-۴) شماتیک زوایای یاو - پیچ - رول هواپیما..... ۳۴
- شکل ۳-۴) شماتیک بردار نیروی پیشران موتور..... ۳۸
- شکل ۴-۴) نمودار قدرت خروجی موتور..... ۳۹
- شکل ۵-۴) شماتیک حرکت طولی هواپیما..... ۴۲
- شکل ۶-۴) ضرایب C_x و C_{xq} هواپیما..... ۴۵
- شکل ۷-۴) ضرایب C_z و C_{zq} هواپیما..... ۴۵
- شکل ۸-۴) ضرایب C_m و C_{mq} هواپیما..... ۴۶
- شکل ۱-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر لیونبرگر..... ۵۲
- شکل ۲-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش با رویتگر لیونبرگر..... ۵۲
- شکل ۳-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر لیونبرگر..... ۵۲

- شکل ۴-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش با رویتگر لیونبرگر..... ۵۳
- شکل ۵-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر H_2 ۵۳
- شکل ۶-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش با رویتگر H_2 ۵۴
- شکل ۷-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر H_2 ۵۴
- شکل ۸-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش با رویتگر H_2 ۵۴
- شکل ۹-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر H_∞ ۵۵
- شکل ۱۰-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش با رویتگر H_∞ ۵۵
- شکل ۱۱-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر H_∞ ۵۶
- شکل ۱۲-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش با رویتگر H_∞ ۵۶
- شکل ۱۳-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۵۸
- شکل ۱۴-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۵۸
- شکل ۱۵-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۵۸
- شکل ۱۶-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۵۹
- شکل ۱۷-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش در سیستم غیر خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۵۹
- شکل ۱۸-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش در سیستم غیر خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۶۰
- شکل ۱۹-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش در سیستم غیر خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۶۰
- شکل ۲۰-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش در سیستم غیر خطی با رویتگر H_- / H_∞ ۶۰

فصل اول

مقدمه

در سال های اخیر سیستم ها پیشرفت زیادی کردند و همچنین برای کنترل آن ها روش های متعدد و پیچیده ای بوجود آمده است به همین دلیل و همچنین نقش مهم آن ها در زندگی انسان همیشه باید این سیستم ها را کنترل و نظارت کرد چون که عدم کارایی این سیستم ها و بروز اخلال در روند معمولی آن ها باعث به خطر افتادن ایمنی این سیستم ها می شود و باعث ناهماهنگی در اجزای سیستم و حتی از کار افتادن آن سیستم می شود.

اما در برخی از سیستم ها که با جان انسان ها سر و کار دارد نظارت بر آن ها خیلی مهم و حیاتی است و کوچکترین تغییر در رفتار طبیعی سیستم باید ثبت و سپس آنالیز گردد تا فاجعه ای انسانی، حیاتی و یا زیستی رخ ندهد.[۱]

به دلیل اهمیت بالای موضوعی که به آن اشاره شد شاخه ای از علم تحت عنوان تشخیص و شناسایی خطا به وجود آمده است.

رویکردی که در این پایان نامه در نظر گرفته شده است تشخیص خطای بر پایه مدل است و همچنین از نوع مقاوم می باشد، به این ترتیب که ابتدا مدل ریاضی سیستم در دسترس است و از این مدل به عنوان سیستم ایده آل استفاده می شود و خروجی سیستم واقعی را با خروجی سیستم ایده آل مقایسه می گردد که تفاضل این دو خروجی را سیگنال باقیمانده می نامند . اگر سیگنال باقیمانده صفر باشد یعنی در سیستم واقعی هیچ خطایی رخ نداده است ولی اگر غیر صفر باشد ممکن است ناشی از عدم تطابق سیستم های

واقعی و ایده آل باشد و یا حاصل از خطای وارده به سیستم باشد در هر دو صورت با طراحی یک آستانه برای سیگنال باقیمانده توسط طراح با تجربه ای که از سیستم واقعی و ایده آل آن دارد می توان به درستی خطا را تشخیص داد.

برای حصول این مهم و تولید سیگنال باقیمانده که به خوبی بتواند خطا را تشخیص دهد روش های متفاوتی وجود دارد که در بین این روش ها رویتهای حالت از آنجایی که به خوبی می توانند مدل های مختلف خطا همچون خطای فیدبک ، خطای ورودی و همچنین خطا در ساختار سیستم که به آن خطای اجزا نیز گفته می شود را تشخیص دهد از جایگاه ویژه ای برخوردار است.

در این پایان نامه ضمن اینکه از رویتهای حالت برای تشخیص خطا استفاده می شود، از یک رویکردی به نام LMI^۱ بهره برده می شود که ضمن تولید سیگنال باقیمانده بتواند اغتشاشات را از روی سیگنال باقیمانده حذف کند یا به عبارتی در برابر اغتشاشات مقاوم باشد چون که وجود اغتشاش در سیستم های واقعی اجتناب ناپذیر است و همچنین خطا را در سیگنال باقیمانده بیشتر کند .

راه حل LMI در واقع ترکیبی از رویتهای H_{∞} و H_2 می باشد و بهینه است. [۲]

۱-Linear Matrix Inequality

رویتگر H_{∞} در واقع رویتگری است که برای حذف اغتشاشات بسیار مناسب است و رویتگر H_- برای افزایش خطا بکار می رود.

در طراحی فیلتر H_-/H_{∞} محدودیتی وجود دارد به این گونه که این فیلتر باید در برابر اغتشاش غیر حساس و آن را حذف کند و در برابر خطا حساس باشد و آن را افزایش دهد، این دو موضوع در تضاد با یکدیگرند به همین دلیل باید مصالحه ای بین این دو هدف صورت بگیرد تا هدف اصلی یعنی حذف اغتشاش و برجسته کردن خطا بر روی سیگنال باقیمانده حاصل شود.

۱-۱) مروری بر کارهای گذشته

در [۳] از یک رویتگر ورودی نامعلوم برای تشخیص و شناسایی خطای محرک هواپیمای F۱۶ استفاده شده است و این رویتگر در برابر عدم قطعیت های مدل غیرخطی هواپیما مقاوم شده است.

در [۴] از یک فیلتر مقاوم برای تشخیص خطای زاویه پیچ هواپیمای F۱۶ استفاده شده است که از مدل خطی شده حرکت طولی هواپیما برای تشخیص خطا به کار برده است.

در [۵] از یک رویتگر خطی به نام رویتگر لیونبرگر برای تشخیص و شناسایی خطا در بال هواپیما تحت شرایط مختلف از جمله هنگام بلند شدن هواپیما و حرکت هواپیما با سرعت ثابت تحت شرایط پایدار جوی و همچنین در شرایط جوی آشفته استفاده شده است.

در [۶] از جایابی قطب ها برای طراحی فیلتر بهینه برای تشخیص خطای محرک و سنسور هواپیما استفاده شده است و نتایج شبیه سازی ها آورده شده است.

در [۷] از یک رویکرد اغتشاش برای تشخیص و شناسایی خطای هواپیما در مدل طولی آن در حضور اغتشاشات استفاده شده است به گونه ای که در انتها خطا و مکان مانیتور می شود.

در [۸] از یک روش جدید به نام شکل دهی حلقه برای طراحی رویکرد مقاوم برای تشخیص خطای محرک و سنسور هواپیما استفاده شده است که در نتیجه یک سیگنال باقیمانده مجزا از اغتشاش تولید می کند .

در [۹] از یک پایگاه غنی داده ها که توسط دانشمندان علم مانیتورینگ بدست آمده است برای تشخیص و شناسایی خطا استفاده می شود که در این مقاله برای مانیتور کردن خطای موتور هواپیما به کار برده شده است.

در [۱۰] از روش تطبیقی برای تشخیص خطا محرک هواپیما F۱۶ استفاده شده است که یک روش آنلاین برای مانیتور کردن عیب است در این روش از فیلتر کالمن برای تولید باقیمانده استفاده شده است.

در [۱۱] از یک روش تطبیقی برای طراحی رویکرد ورودی نامعلوم برای تشخیص خطای محرک هواپیمای F۱۶ استفاده شده است به گونه ای که از چند رویکرد موازی با یکدیگر برای تولید باقیمانده استفاده شده است.

در [۱۲] از یک الگوریتم هوشمند فازی برای تشخیص عیب در هواپیما استفاده می کند به گونه ای که از

مدل فازی برای تخمین حالت های سیستم استفاده می کند و سیگنال باقیمانده را مانیتور می کند.

فصل بندی پایان نامه به شرح زیر است:

در فصل اول مقدمه که شامل تعاریف و رویکردهایی که قرار است انجام گیرد .

در فصل دوم به خطا پرداخته می شود و همچنین مدل های مختلف خطا و مدل های مختلف تشخیص

خطا بیان می گردد و همچنین به معرفی و تحلیل چند نمونه از مهم ترین رویتگرها پرداخته می شود .

در فصل سوم به رویتگر اصلی مورد بحث این پایان نامه یعنی رویتگر H_{∞}/H_2 با رویکرد LMI که یک فیلتر

بهینه برای تولید سیگنال باقیمانده است پرداخته می شود .

در فصل چهارم تعریفی از سیستم بیان می شود که سیستم مورد بحث این پایان نامه مدل غیرخطی

هواپیمای جنگنده F۱۶ است و به همراه معادلات حالت غیرخطی از آن ارائه می شود.

در فصل پنجم شبیه سازی ها در محیط سیمولینگ متلب برای سیستم غیرخطی و هم خطی انجام شده

است و نتایج شبیه سازی ها آورده شده است .

در فصل ششم نتیجه گیری و همچنین پیشنهادات ارائه می شود. رویکردی که در این پایان نامه انجام

گرفته است به این ترتیب است که در ابتدا مفاهیم خطا و تشخیص خطا گفته می شود و از مزایای استفاده

از رویتگرهای حالت برای تشخیص عیب مطالبی گفته می شود و سپس به تحلیل مفصل یکی از این رویتگرها پرداخته می شود و سپس سیستم توصیف می شود و رویتگر مورد بحث بر روی سیستم پیاده سازی می شود و سرانجام در قسمت شبیه سازی ها سیگنال باقیمانده با استفاده از این رویتگر تولید و با دیگر روش های مطرح شده مقایسه می گردد.

فصل دوم

انواع خطا

و

روش های تشخیص خطا

۲-۱) مقدمه

از سال ۱۹۶۰ تاثیرات اتوماسیون بر روی عملکرد و طراحی تکنیکی سیستم ها به صورت قابل توجهی افزایش یافت. این توسعه سیستم ها تقاضا برای درست عمل کردن سیستم ها را افزایش داد. در ابتدا اپراتورهای انسانی نقش نظارت را بر عهده داشتند. اما بعد ها روش های کامپیوتری جایگزین اپراتورهای انسانی شدند. [۱۳]

خطا ممکن است به صورت انواع مختلفی وارد سیستم شود. رابطه بین سیگنال ورودی U و خروجی سیگنال Y با یک مدل ریاضی از سیستم بیان می شود. مدل سازی ممکن است به صورت پیوسته با زمان باشد یا گسسته با زمان مطرح شود.

در این پایان نامه مدل پیوسته با زمان از سیستم در نظر گرفته می شود. خود مدل های پیوسته با زمان ممکن است خطی باشد یا غیرخطی باشد. و یا ممکن است متغیر با زمان باشد و یا نامتغیر با زمان باشد. در این پایان نامه سیستم خطی و غیرخطی نامتغیر با زمان سیستم تحلیل می شود.

در این فصل در ابتدا مدل های مختلف خطا گفته می شود و سپس به بررسی روش های مختلف تشخیص، جداسازی و شناسایی خطا پرداخته می شود.

۲-۲) انواع خطا

خطا انواع مختلفی دارد و همچنین دسته بندی های مختلفی برای مدل کردن خطا وجود دارد از جمله دسته های خطا می توان به خطا بر اساس محل وارد شدن به سیستم و یا نوع وارد شدن آن خطا به سیستم طبقه بندی کرد.

در ادامه به توضیح بیشتر این دسته بندی ها پرداخته می شود. [۱۴]

۲-۲-۱) دسته بندی خطا بر اساس محل وارد شدن به سیستم

در سیستم های معمول کنونی خطا ممکن است به سه محل وارد شود: [۱۵]

۱. خطا در سنسور: خطا ممکن است در سنسور که یک المان اندازه گیری متغیرهای محیطی

است وارد شود، خطا در سنسور چون اطلاعات غلطی از محیط به سیستم می دهد باعث

می شود تا خروجی سیستم مقدار دلخواهی نباشد و یا سیستم ناپایدار گردد به همین دلیل

تشخیص خطا در سنسور بسیار مهم است. [۱۶]

۲. خطا در محرک: خطا ممکن است در محرک وارد شود. محرک ها یکی از مهمترین اجزای

سیستم هستند. محرک ها توان سیستم را تأمین می کنند. خطا در محرک ممکن است باعث

آسیب رساندن به خود سیستم و یا محیطی که سیستم با آن در ارتباط است شود، بنابراین

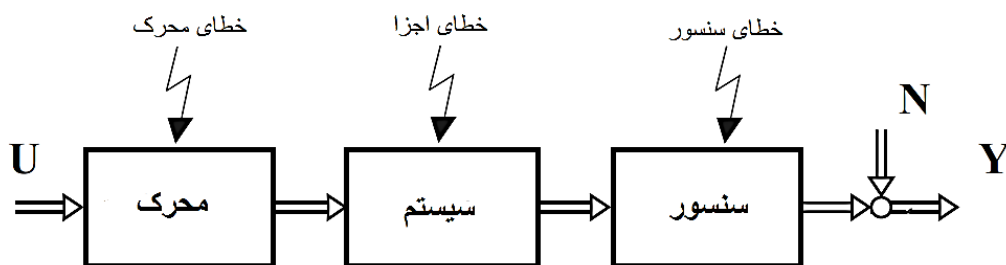
تشخیص به موقع خطا در محرک از اهمیت بالایی برخوردار است. در این پایان نامه نیز خطا

در محرک سیستم هواپیما وارد می‌شود. [۱۷]

۳. خطا در پارامترهای سیستم: خطا ممکن است در پارامترهای سیستم وارد شود. پارامترهای

یک سیستم در واقع تعیین کننده مدل سیستم می‌باشند در واقع پارامترها اجزای تشکیل

دهنده سیستم هستند. [۱۷]



شکل ۱-۲) خطا بر روی اجزای مختلف سیستم

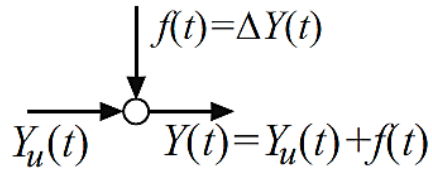
در شکل (۱-۲) خطا بر روی اجزای مختلف سیستم به صورت شماتیک آورده شده است.

۲-۲-۲) دسته بندی خطا بر اساس نوع وارد شدن آن به سیستم

خطا ممکن است به صورت اشکال مختلفی وارد سیستم شود از جمله :

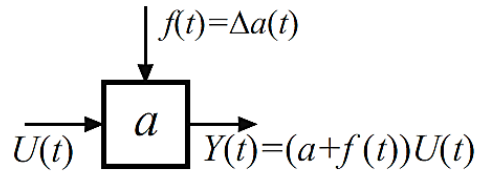
۱. خطای جمعی: رفتار خطا ممکن است به صورت جمعی وارد سیستم شود به

صورت شکل زیر: [۱۸]



شکل ۲-۲) خطای جمعی

۲. خطای ضربی: رفتار خطا ممکن است به صورت ضربی باشد همانند شکل زیر: [۱۸]



شکل ۳-۲) خطای ضربی

۳-۲) روش‌های مختلف تشخیص خطا [۱۹]

روش‌های مختلفی برای تشخیص خطا وجود دارد ولی این روش‌ها را می‌توان به دو دسته کلی تقسیم نمود:

۱. تشخیص خطا بر پایه مدل: در این روش از یک مدل ریاضی سیستم برای تشخیص و شناسایی

خطا استفاده می‌کنند. از جمله این روش‌ها می‌توان به روش معادلات برابری و روش‌های

مبتنی بر روی تگرهای حالت سیستم اشاره کرد. در این پایان نامه یکی از روش‌های مبتنی بر

روی تگر حالت مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد.

۲. تشخیص خطا بر پایه غیرمدل: در این روش به جای استفاده از مدل ریاضی سیستم از یک

پایگاه داده که تحت آزمایش سیستم در شرایط مختلف به دست آمده است استفاده می‌شود.

از این روش زمانی استفاده می‌شود که به دست آوردن مدل ریاضی سیستم پیچیده و یا

غیرممکن باشد.

۲-۴) روش تشخیص خطای مبتنی بر مدل

در این بخش به بررسی برخی از روش‌های مختلف تشخیص خطا بر پایه مدل پرداخته می‌شود. [۲۰]

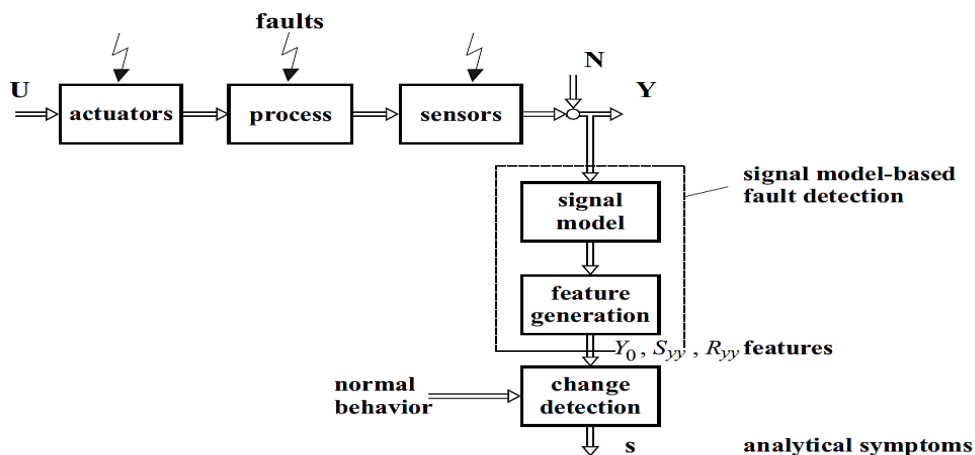
• روش مدل سیگنال:

در این روش از هارمونیک سیگنال یک سیستم برای تشخیص خطا استفاده می‌شود به طوری که اطلاعات

مربوط به سیگنال یک سیستم از جمله دامنه و فاز و فرکانس سیستم در حالت بدون خطا از سیستم در

دسترس است و سپس تغییر در یکی از این پارامترهای سیگنال سیستم نشان دهنده وجود خطا در سیستم

است. [۲۱]



شکل ۲-۴) شماتیک تشخیص خطا به روش مدل سیگنال

در شکل (۲-۴) شماتیکی از تشخیص خطا به روش مدل سیگنال مشاهده می‌شود.

• تشخیص خطا به روش معادلات برابری

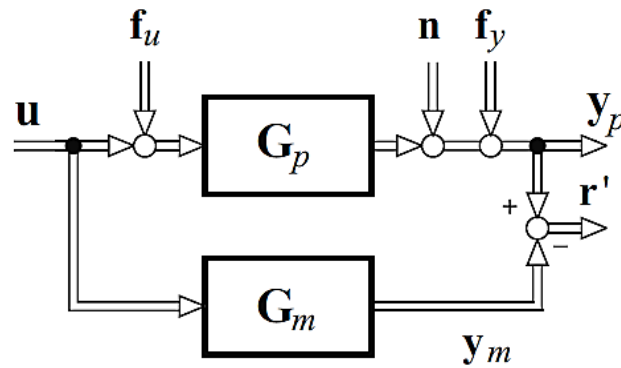
در این روش از تشخیص خطا که برای سیستم‌های خطی استفاده می‌شود در ابتدا در نظر بگیرید: [۲۲]

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

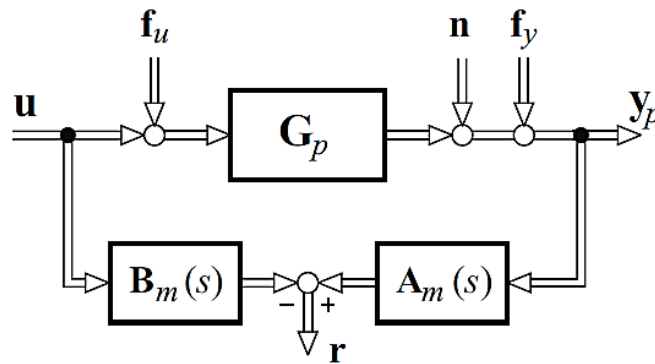
مدل سیستم واقعی باشد و همچنین فرض کنید:

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

مدل سیستم ایده‌آل باشد و به صورت اشکال زیر مدل شوند:



شکل ۵-۲ ساختار خطای خروجی



شکل ۶-۲ ساختار خطای چندجمله ای

با توجه به شکل‌های (۵-۲) و (۶-۲) روابط زیر برقرار است:

$$\begin{aligned}
 r'(s) &= y_p(s) - y_m(s) = y_p(s) - G_m(s)u(s) \\
 &= G_p(s)[u(s) + f_u(s)] + n(s) + f_y(s) - G_m(s)u(s) \\
 &= \Delta G_m(s)u(s) + G_p(s)f_u(s) + n(s) + f_y(s)
 \end{aligned}
 \tag{۳-۲}$$

$$\begin{aligned}
 r(s) &= A_m(s)y_p(s) - B_m(s)u(s) \\
 &= A_m(s)[G_p(s)[u(s) + f_u(s)] + n(s) + f_y(s)] - B_m(s)u(s)
 \end{aligned}
 \tag{۴-۲}$$

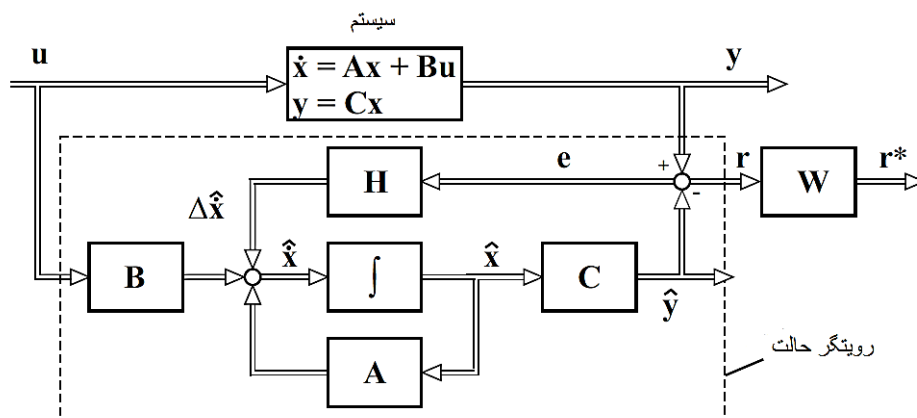
با توجه به روابط (۳-۲) و (۴-۲) مشاهده می‌شود که اگر مدل ایده‌آل سیستم با مدل واقعی سیستم برابر شود معادله زیر بدست می‌آید:

$$r(s) = A_m(s)[f_y(s) + n(s)] + B_m(s)f_u(s) \quad (۵-۲)$$

روش معادلات برابری یک روش سریع و دقیق برای تولید سیگنال باقیمانده است تنها سختی این روش آن است که باید مدل دقیقی از سیستم واقعی داشته باشیم تا بتوان سیگنال باقیمانده دقیقی تولید کرد و از معایب این روش آن است که برای تشخیص خطای سیستم‌هایی که در آن‌ها پارامترهای سیستم دچار خطا می‌شوند مناسب نمی‌باشد.

• تشخیص خطا به روش رویتگر حالت و تخمین حالت :

رویتگرهای حالت از اختلاف بین مقدار اندازه‌گیری شده و مقدار ایده‌آل سیستم برای تولید سیگنال باقیمانده استفاده می‌کنند [۲۳].



شکل ۷-۲) سیستم و رویتگر حالت

در شکل (۷-۲) شماتیک رویتگر حالت را مشاهده می‌کنید. [۲۴]

رویتگرهای حالت برای سیستم‌های خطی تغییرناپذیر با زمان استفاده می‌شوند.

در ابتدا سیستم را به صورت معادلات حالت شکل زیر در نظر بگیرید:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (۶-۲)$$

با فرض معلوم بودن پارامترهای سیستم رویتگر حالت به شکل زیر است:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + He(t) \\ e(t) = y - C\hat{x} \end{cases} \quad (۷-۲)$$

خطای حالت به صورت شکل زیر است:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{x}}(t) = \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}(t) \\ \tilde{x}(t) = [A - HC]\tilde{x}(t) \end{cases} \quad (۸-۲)$$

در ادامه برخی از رویتگرهای معروف برای تشخیص خطا مطرح می‌شود.

۱- رویتگر لیونبرگر: [۲۵]

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + L(y - C\hat{x}) \\ \hat{y} = C\hat{x} \end{cases} \quad (۹-۲)$$

باید مقدار L به گونه‌ای طراحی شود که مقادیر ویژه ماتریس $A-LC$ سمت چپ محور موهومی قرار گیرد

که این امر با جایابی قطب‌ها بدست می‌آید.

۲- رویتگر H^2 : [۲۶]

رویتگر H^2 در واقع یک رویتگر مقاوم برای تولید باقیمانده و تخمین حالت های سیستم است که روابط

آن به صورت زیر می باشد:

$$L = XC^T + B_d D_d^T \quad (10-2)$$

در معادله (10-2) L بهره رویتگر است و مقدار X از رابطه زیر بدست می آید:

$$(A - B_d D_d^T C)X + X(A - B_d D_d^T C)^T - XC^T C X + B_d B_d^T - B_d D_d^T D_d B_d^T = 0 \quad (11-2)$$

۳- رویتگر H^∞ : [۲۷]

مقدار بهره رویتگر به صورت زیر به دست می آید :

$$L = -(XC^T + B_d D_d^T)R^{-1} \quad (12-2)$$

که در این رابطه R به صورت زیر است:

$$R = \gamma^2 I - D_d^T D_d$$

و مقدار X از رابطه زیر بدست می آید:

$$(A - B_d D_d^T R^{-1} C)X + X(A - B_d D_d^T R^{-1} C)^T - XC^T R^{-1} C X + B_d B_d^T - B_d D_d^T D_d B_d^T = 0$$

(۱۳-۲)

۴- رویتگر H_0/H_∞

این رویتگر نسبت به بقیه پیچیده تر است به این دلیل که این رویتگر می‌تواند غیر از اینکه

اغتشاش را نادیده بگیرد بر روی سیگنال خطا نیز اثر بگذارد.

در فصل بعد به طور مفصل در مورد طراحی این رویتگر بحث می‌شود.

فصل سوم

تشخیص خطا با استفاده از

رویتگر H_- / H_∞

۳-۱) مقدمه

در این فصل به طراحی رویتگر H_2/H_∞ پرداخته می‌شود در واقع این رویتگر به طور همزمان به کاهش اثر اغتشاش و افزایش اثر خطا بر روی سیگنال باقیمانده می‌پردازد.

دو پارامتر طراحی L و H با استفاده از مفاهیم طراحی رویتگر مقاوم به دست می‌آید. [۲۸]

۳-۲) طراحی رویتگر H_2/H_∞

معادله حالت یک سیستم خطی تغییر ناپذیر با زمان در حالت کلی در حضور اغتشاش و نویز به

صورت زیر را در نظر بگیرید: [۳۲]

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + B_d d(t) + B_f f(t) + Bu(t), \\ y(t) &= Cx(t) + D_d d(t) + D_f f(t) \end{aligned} \quad (۱-۳)$$

که در آن $x(t) \in R^n$ ، $u(t) \in R^{n_u}$ ، $y(t) \in R^{n_y}$ به ترتیب بردار متغیرهای حالت و ورودی و

خروجی سیستم می‌باشند. و $d(t) \in R^{n_d}$ بردار اغتشاش و $f(t) \in R^{n_f}$ بردار خطا و همچنین

$B_d \in R^{n \times n_d}$ و $D_d \in R^{n_y \times n_d}$ ماتریس‌های توزیع اغتشاش و $B_f \in R^{n \times n_f}$ و $D_f \in R^{n_y \times n_f}$ ماتریس

های توزیع خطا می‌باشند.

سیستم به صورت زیر نیز توصیف می شود :

$$F(s) = \left[\begin{array}{c|c} A+LC & L \\ \hline HC & H \end{array} \right] \in RH_{\infty}^{n_f \times n_y}$$

$$y(s) = G(s)u(s) + G_d(s)d(s) + G_f(s)f(s) \quad (۲-۳)$$

که در آن :

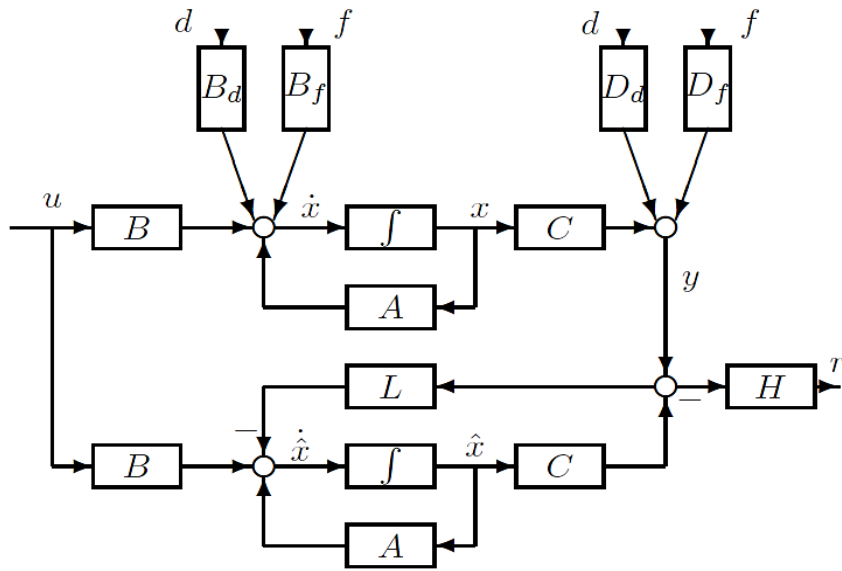
$$[G(s) \quad G_d(s) \quad G_f(s)] = \left[\begin{array}{c|ccc} A & B & B_d & B_f \\ \hline C & 0 & D_d & D_f \end{array} \right] \quad (۳-۳)$$

$G(s)$ ماتریس انتقال سیستم و $G_d(s)$ و $G_f(s)$ به ترتیب ماتریس های انتقال اغتشاش و خطا می

باشند.

درکل سیگنال باقیمانده برای نشان دادن تناقض بین متغیرهای سیستم واقعی و مدل شده ی آن است که

باید تنها به اغتشاشات و خطا های وارد شده به سیستم واقعی پاسخ دهد .



شکل ۱-۳) بلوک دیاگرام یک سیستم تشخیص خطا مبتنی بر رویتگر

شکل (۱-۳) در واقع یک فیلتر است که با معادلات زیر نمایش داده می شود

$$r(s) = F(s)[G_d(s)d(s) + G_f(s)f(s)] \quad (۴-۳)$$

که در آن

$$F(s) = \begin{bmatrix} A + LC & | & L \\ \hline HC & & | & H \end{bmatrix} \quad (۵-۳)$$

سیستم با رویتگر در حالت کلی به صورت زیر توصیف می شود:

$$r(s) = T_{rf}(s)f(s) + T_{rd}(s)d(s) \quad (۶-۳)$$

که در آن

$$[T_{nd}(s) \quad T_{nf}(s)] = F(s)[G_d(s) \quad G_f(s)] = \left[\begin{array}{c|c} A+LC & B_d+LD_d \quad B_f+LD_f \\ \hline HC & HD_d \quad HD_f \end{array} \right] \quad (7-3)$$

۳-۳) روابط ریاضی برای طراحی رویتگر

مساله (۴-۱) اگر $G_f(s) \in RH_\infty^{n_y \times n_f}$, $G_d(s) \in RH_\infty^{n_y \times n_d}$, $G(s) \in RH_\infty^{n_y \times n_u}$

و همچنین [۳۳]

$$\gamma_0 = \min_{\|FG_f\|_{\infty} \geq 1} \|FG_d\|_{\infty} \quad (8-3)$$

که در آن

$$F(s) = \left[\begin{array}{c|c} A+LC & L \\ \hline HC & H \end{array} \right] \in RH_\infty^{n_f \times n_y} \quad (9-3)$$

یک فیلتر بهینه است.

لم (۳-۱) با فرض برقرار بودن مساله (۳-۱) داریم: [۳۳]

$$\gamma_0 = \min\{\gamma: Z \in R^{n \times (n_y - n_f)}, S \in R^{n_f \times (n_y - n_f)}, P = P^T \in R^{n \times n},$$

$$\begin{bmatrix} P(A - B_f D_f^\dagger C) + Z D_f^\perp C + * & * & * \\ (B_d - B_f D_f^\dagger D_d)^T P + (D_f^\perp D_d)^T Z^T & -\gamma^2 I & * \\ D_f^\dagger C + S D_f^\perp C & D_f^\dagger D_d + S D_f^\perp D_d & -I \end{bmatrix} \leq 0$$

$$\gamma_0 := \min_{\|\tilde{F}G_d\|_{\infty} \geq 1} \|\tilde{F}G_d\|_{\infty} = \min \|FG_d\|_{\infty} =: \gamma \quad (10-3)$$

که در آن

$$\tilde{F}(s) = \begin{bmatrix} A + \tilde{L}C & | & \tilde{L} \\ \hline \tilde{H}C & & | & \tilde{H} \end{bmatrix} \in RH_{\infty}^{n_f \times n_y}, F(s) = \begin{bmatrix} A + LC & | & L \\ \hline HC & & | & H \end{bmatrix} \in RH_{\infty}^{n_f \times n_y}$$

لم (۲-۳) با فرض برقرار بودن تمام مفروضات مساله (۱-۳) داریم: [۳۳]

$$\gamma_0 := \min_{\|\tilde{F}G_d\|_{\infty} \geq 1} \|\tilde{F}G_d\|_{\infty} = \min_{F(s)G_f(s) = I_{n_f}} \|FG_d\|_{\infty} =: \gamma \quad (11-3)$$

که در آن

$$\tilde{F}(s) = \begin{bmatrix} A + \tilde{L}C & | & \tilde{L} \\ \hline \tilde{H}C & & | & \tilde{H} \end{bmatrix} \in RH_{\infty}^{n_f \times n_y}, F(s) = \begin{bmatrix} A + LC & | & L \\ \hline HC & & | & H \end{bmatrix} \in RH_{\infty}^{n_f \times n_y}$$

اکنون مستقیماً از پارامترهای L و H استفاده می کنیم به طوری که داشته باشیم $HD_f = I_{n_f}$ و

$B_f + LD_f = 0$ از آنجایی که $D_f \in R^{n_f \times n_y}$ دارای رتبه کامل ستونی است پس

به طوری که: $D_f^\dagger \in R^{n_f \times n_y}, D_f^\perp \in R^{(n_y - n_f) \times n_y}$

$$\begin{cases} D_f^\dagger D_f = I \\ D_f^\perp D_f = 0 \end{cases} \quad (12-3)$$

که همه L و H هایی که شرایط (۱۲-۳) را برآورده می کنند به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} L &= -B_f D_f^\dagger + R D_f^\perp \\ H &= D_f^\dagger + S D_f^\perp \end{aligned} \quad (13-3)$$

قضیه (۱-۳) با فرض درست بودن لم (۲-۳) داریم: [۳۴]

$$\gamma_0 = \min\{\gamma : R \in R^{n \times (n_y - n_f)}, S \in R^{n_f \times (n_y - n_f)}, P = P^T \in R^{n \times n},$$

$$\begin{bmatrix} P(A - B_f D_f^\dagger C) + Z D_f^\perp C + * & * & * \\ (B_d - B_f D_f^\dagger D_d)^T P + (D_f^\perp D_d)^T Z^T & -\gamma^2 I & * \\ D_f^\dagger C + S D_f^\perp C & D_f^\dagger D_d + S D_f^\perp D_d & -I \end{bmatrix} \leq 0 \quad (14-3)$$

که در آن نماد * از تقارن به دست می آید.

فصل چهارم

تعریف سیستم

۴-۱) مقدمه

مدلسازی یکی از مهم ترین بخش ها در مهندسی کنترل است که با فرموله کردن سیستم به ما اجازه می دهد سیستم را تحلیل کرده و کنترل کننده مناسبی برای آن طراحی کنیم. و همچنین با شبیه سازی کردن سیستم میتوان کنترل کننده های مختلف را روی سیستم آزمایش کرد.[۳۶]

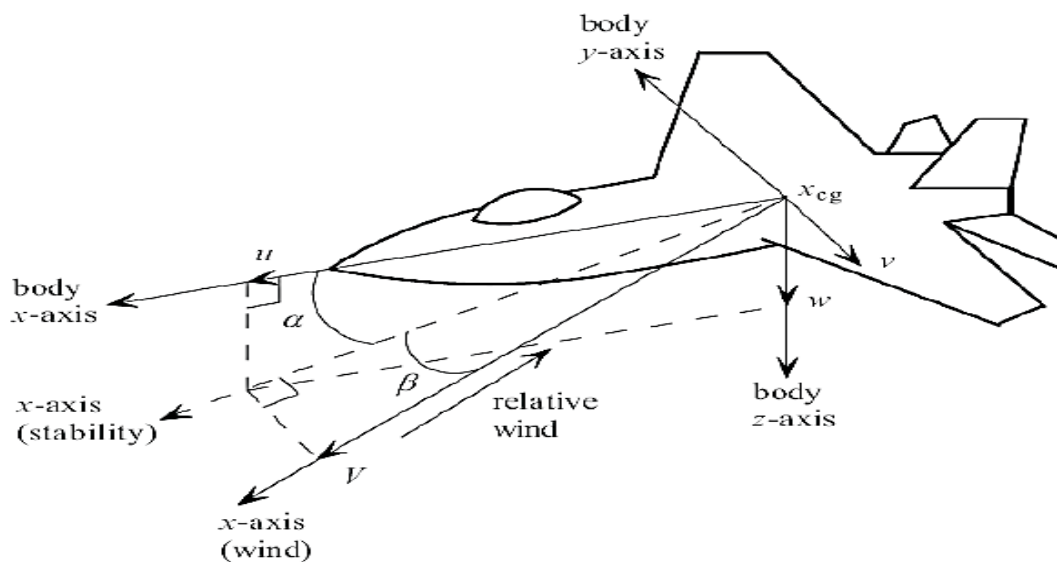
در این بخش یک سیستم غیرخطی که هواپیمای جنگنده F16 می باشد در نظر گرفته می شود که توسط ارتش نیروی هوایی آمریکا ساخته و توسعه داده شده است. تحلیل دینامیک های پرواز در ابتدا توسط بلیک لاک در سال ۱۹۹۱ مطرح شد و سپس در سال ۲۰۰۰ توسط مالدر با جزییات بیشتری مطرح شد.

۴-۲) مدل غیرخطی ۶ درجه آزادی هواپیما^۱

هواپیمایی را به صورت شکل زیر در نظر بگیرید که دارای ۶ درجه آزادی که عبارتند از جابه جایی خطی و جابه جایی های زاویه ای می باشد .

هدف تعیین مدل ریاضی برای توصیف حرکت این پرواز می باشد . در ابتدا معادلات حالت را برای این ۶ متغیر حالت مطرح می شود که برای تحقق این امر معادلات نیرو و سپس معادلات سینماتیک و معادلات ممان حاکم بر سیستم بیان می شود.[۳۷]

^۱-non_linear model



شکل ۱-۴ بردارهای سرعت و نیرو وارد بر هواپیما

در شکل (۱-۴) داریم:

محور طولی چسبیده به بدنه هواپیما که از مرکز جرم میگذرد: X:

محور عرضی در امتداد بال ها که از مرکز جرم میگذرد: Y:

محور ارتفاع عمود بر بدنه که از مرکز جرم می گذرد: Z:

۱-۲-۴ معادلات نیرو^۲: [۳۷]

$$\dot{U} = RV - QV - \frac{F_x^G}{m} + \frac{F_x^A}{m} + \frac{F_x^T}{m} \quad (۱-۴)$$

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{F_y^G}{m} + \frac{F_y^A}{m} + \frac{F_y^T}{m} \quad (۲-۴)$$

$$\dot{W} = QU - PV + \frac{F_z^G}{m} + \frac{F_z^A}{m} + \frac{F_z^T}{m} \quad (۳-۴)$$

۲- Force Equation

که در این روابط:

U : (ft/s) سرعت خطی در محور طولی هواپیما

V : (ft/s) سرعت خطی در محور عرضی هواپیما

W : (ft/s) سرعت خطی در امتداد محور ارتفاع هواپیما

P : (rad/s) سرعت زاویه ای حول محور طولی هواپیما

Q : (rad/s) سرعت زاویه ای حول محور عرضی هواپیما

R : (rad/s) سرعت زاویه ای حول محور ارتفاع هواپیما

F_x^G : (lb) نیروی گرانشی در امتداد محور x

F_y^G : (lb) نیروی گرانشی در امتداد محور y

F_z^G : (lb) نیروی گرانشی در امتداد محور z

F_x^A : (lb) نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور x

F_y^A : (lb) نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور y

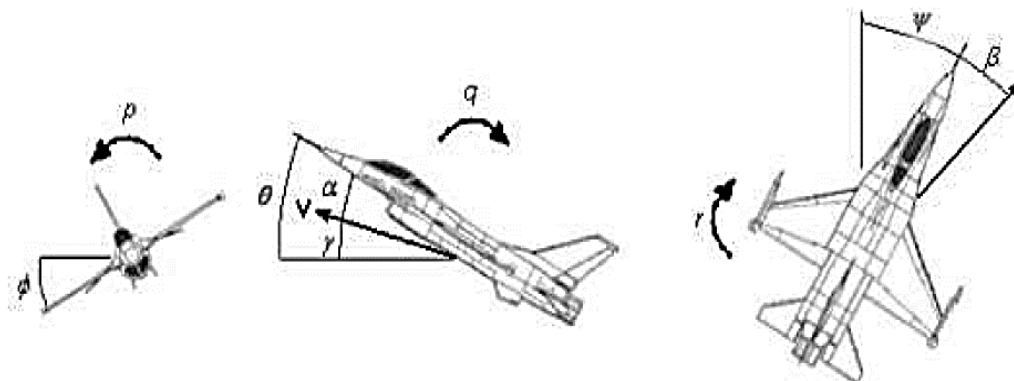
F_z^A : (lb) نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور z

F_x^T : (lb) نیروی پیشران موتور در امتداد محور x

F_y^T : (lb) نیروی پیشران موتور در امتداد محور y

F_z^T : (lb) نیروی پیشران موتور در امتداد محور z

۲-۲-۴ معادلات سینماتیکی^۳: [۳۷]



شکل ۲-۴) شماتیک زوایای یاءو - پیچ - رول هواپیما

$$\dot{\phi} = P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \quad (۴-۴)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (۵-۴)$$

$$\dot{\psi} = Q \sin \phi \sec \theta + R \cos \phi \sec \theta \quad (۶-۴)$$

که در این روابط:

ϕ : زاویه رول (roll) هواپیما (rad)

θ : زاویه پیچ (pitch) هواپیما (rad)

ψ : زاویه یاءو (yaw) هواپیما (rad)

۳-۲-۴ معادلات ممان^۴: [۳۷]

$$\Gamma \dot{P} = J_{xz} (J_x - J_y + J_z) PQ - [J_z (J_z - J_y) + J_{xz}^2] QR + J_z M_x + J_{xz} M_z \quad (۷-۴)$$

$$J_y \dot{Q} = (J_z - J_x) PR - J_{xz} (P^2 - R^2) + M_y \quad (۸-۴)$$

۳- Kinematic Equations

۴- Moment Equations

$$\Gamma \dot{R} = \left[(J_x - J_y) J_x + J_{xz}^2 \right] PQ - J_{xz} (J_x - J_y + J_z) QR + J_{xz} M_x + J_x M_z \quad (۹-۴)$$

که در این

روابط

$$\Gamma = J_x J_z - J_{xz}^2$$

M_x, M_y, M_z : گشتاور کل حول محورهای x, y, z هواپیما (slug.ft)

که به صورت زیر تعریف می شوند:

$$M_x = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz}$$

$$M_y = \dot{q}I_y + pq(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz}$$

$$M_z = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz}$$

J_x : اینرسی حول محور x (slug.ft^۲)

J_y : اینرسی حول محور y (slug.ft^۲)

J_z : اینرسی حول محور z (slug.ft^۲)

J_{xz} : ضرب خارجی ممان اینرسی حول محور x و محور z (slug.ft^۲)

۴-۲-۴ معادلات ناوبری^۵: [۳۷]

معادلات حالت جابه جایی خطی به صورت زیر تعریف می شود:

$$\dot{x}_N = U \cos \theta \cos \psi + V (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + W (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \quad (10-)$$

۴)

$$\dot{y}_E = U \cos \theta \sin \psi + V (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + W (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \quad (11-۴)$$

$$\dot{z}_E = -U \sin \theta + V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (12-۴)$$

که در این معادلات :

x_E : مختصات جغرافیایی (مربوط به مختصات جغرافیایی سیستم می باشد) جابه جایی در راستای شمال (ft)

y_E : (ft) مختصات جغرافیایی (مربوط به مختصات جغرافیایی سیستم می باشد) تراز شرقی

z_E : ارتفاع هواپیما (ft)

۴-۲-۵) تحلیل نیروهای وارد بر هواپیما

نیروهایی که به هواپیما وارد می شوند به ۳ دسته کلی تقسیم می شوند

الف) نیروهای گرانشی که جاذبه زمین به صورت عمودی وارد می شود:

$$\begin{pmatrix} F_x^G \\ F_y^G \\ F_z^G \end{pmatrix} = -mg \begin{pmatrix} \sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \quad (13-۴)$$

g : شتاب جاذبه زمین (ft/s^۲)

ب) نیروهای آیرودینامیکی که به علت حرکت هواپیما در هوا از طریق اتمسفر به بدنه هواپیما وارد

میشود.

$$\begin{pmatrix} F_x^A \\ F_y^A \\ F_z^A \end{pmatrix} = \bar{q}S \begin{pmatrix} C_{x,t} \\ C_{y,t} \\ C_{z,t} \end{pmatrix} \quad (۱۴-۴)$$

\bar{q} (lb/ft^۲) فشار دینامیکی هوا :

ج) نیروهای پیشران موتور که از قسمت انتهایی هواپیما به صورت افقی وارد می شوند.

$$\begin{pmatrix} F_x^T \\ F_y^T \\ F_z^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (۱۵-۴)$$

T (lb) نیروی پیشران موتور :

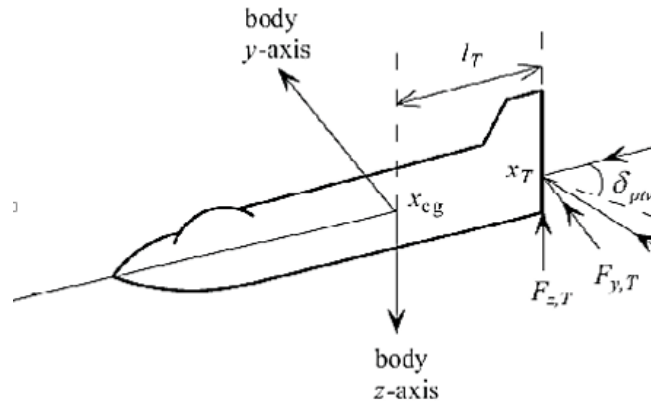
در نتیجه با برآیند گیری از نیروها ، نیروهای در امتداد محور x,y,z بدست می آید:

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_x^G + F_x^A + F_x^T \\ F_y^G + F_y^A + F_y^T \\ F_z^G + F_z^A + F_z^T \end{pmatrix} \quad (۱۶-۴)$$

۴-۲-۶) مدلسازی موتور [۳۶]

موتور هواپیمای F۱۶ یک موتور توربوفن می باشد که مدل دقیق و کامل آن در [۳۸] گفته شده است.

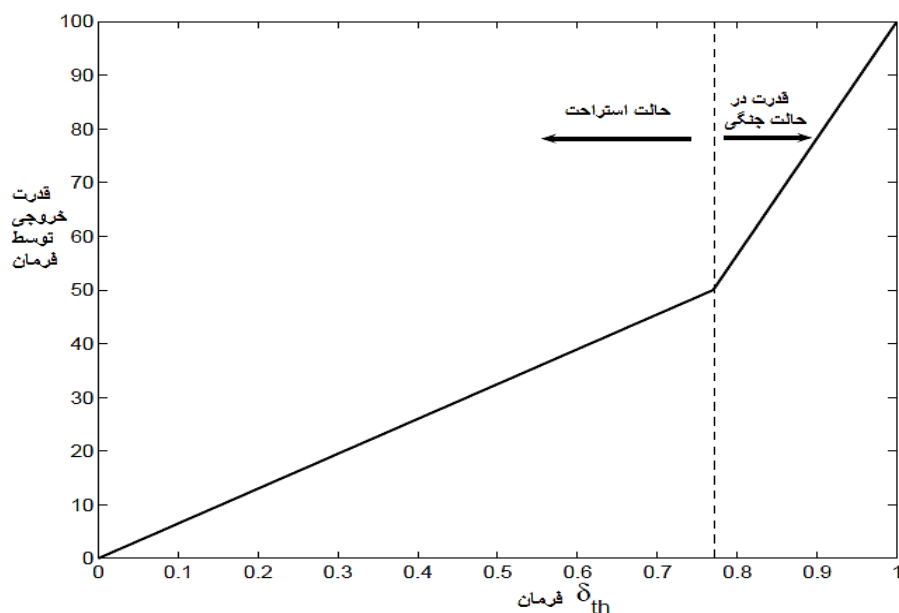
در این بخش مختصری به مدل موتور می پردازیم.



شکل ۴-۳ شماتیک بردار نیروی پیشران موتور

فرمان کنترل δ_{th} توسط خلبان به موتور داده می شود که مقدار آن بین $(0 \leq \delta_{th} \leq 1)$ می باشد که خود به دو بخش تقسیم می شود.

$(0 \leq \delta_{th} \leq 0.77)$ و $(0.77 \leq \delta_{th} \leq 1)$ بدین صورت که در بازه اول در حالت معمول پرواز هواپیما اعمال میشود که حالت استراحت نامیده می شود و در بازه دوم زمانی که هواپیما در حالت جنگی خود قرار گرفته توسط خلبان به موتور اعمال میشود که این فرمان در واقع تعیین کننده قدرت خروجی موتور هواپیماست.



شکل ۴-۴) نمودار قدرت خروجی موتور

همان گونه که مشاهده می کنید قدرت موتور از فرمان δ_{th} تبعیت کرده و مقدار کل نیرویی که موتور به بدنه وارد می کند را با T نمایش می دهیم.

نیروی T در حالت کلی با تنظیم انحراف زاویه ای δ_{ptv} و δ_{ytv} به هواپیما وارد می شود

$$\begin{pmatrix} F_x^T \\ F_y^T \\ F_z^T \end{pmatrix} = T \begin{pmatrix} \cos \delta_{ytv} \sin \delta_{ptv} \\ \sin \delta_{ytv} \\ -\sin \delta_{ptv} \cos \delta_{ytv} \end{pmatrix} \quad (۱۷-۴)$$

۷-۲-۴) معادلات تکمیلی مدل سازی غیرخطی

$$V_T = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \quad (۱۸-۴)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{W}{U} \right) \quad (۱۹-۴)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{V}{V_T} \right) \quad (۲۰-۴)$$

با مشتق گیری از روابط (۱۸-۴) و (۱۹-۴) و (۲۰-۴) روابط زیر به دست می آیند

$$\dot{V}_T = \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V_T} \quad (21-4)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{v\dot{w} - w\dot{v}}{u^2 + w^2} \quad (22-4)$$

$$\dot{\beta} = \frac{v\dot{V}_T - v\dot{V}_T}{V_T^2 \cos \beta} \quad (23-4)$$

که در این روابط:

V_T : سرعت کلی هواپیما (ft/s)

α (rad) زاویه حمله هواپیما (زاویه بین بردار سرعت و محور طولی هواپیما):

β (rad) زاویه سر خوردن (که یکی از متغیرهای دینامیکی در نظر گرفته می شود):

با جایگذاری روابط (1-4) و (2-4) و (3-4) در (21-4) و (22-4) و (23-4) روابط زیر حاصل می شود:

$$\dot{V}_T = \frac{1}{m} (-D + F_T \cos \alpha \cos \beta + mg_1)$$

(24-4)

$$\dot{\alpha} = q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta + \frac{1}{mV_T \cos \beta} (-L - F_T \sin \alpha + mg_3) \quad (25-4)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{1}{mV_T} (Y - F_T \cos \alpha \sin \beta + mg_2) \quad (26-4)$$

که در این روابط داریم:

$$D = -C_{X,T} \cos \alpha \cos \beta - C_{Y,T} \sin \beta - C_{Z,T} \sin \alpha \cos \beta$$

$$Y = -C_{X,T} \cos \alpha \sin \beta + C_{Y,T} \cos \beta - C_{Z,T} \sin \alpha \sin \beta$$

$$L = C_{X,T} \sin \alpha - C_{Z,T} \cos \alpha$$

که در این روابط :

$$C_{X,T} = C_X(\alpha, \delta_e) + \frac{q\bar{c}}{2V_T} C_{xq}(\alpha)$$

$$C_{Z,T} = C_Z(\alpha, \delta_e) + \frac{q\bar{c}}{2V_T} C_{zq}(\alpha)$$

$$C_{m,T} = C_m(\alpha, \delta_e) + \frac{q\bar{c}}{2V_T} C_{mq}(\alpha)$$

که در این روابط :

C_{xq} : ضریب دمپ آیرودینامیکی در طول محور X

C_x : ضریب نیروی آیرودینامیکی در طول محور X

C_{zq} : ضریب دمپ آیرودینامیکی در طول محور Z

C_z : ضریب نیروی آیرودینامیکی در طول محور Z

C_{mq} : ضریب دمپ ممان

C_m : ضریب ممان

\bar{c} (ft) وتر آیرودینامیکی بال های هواپیما :

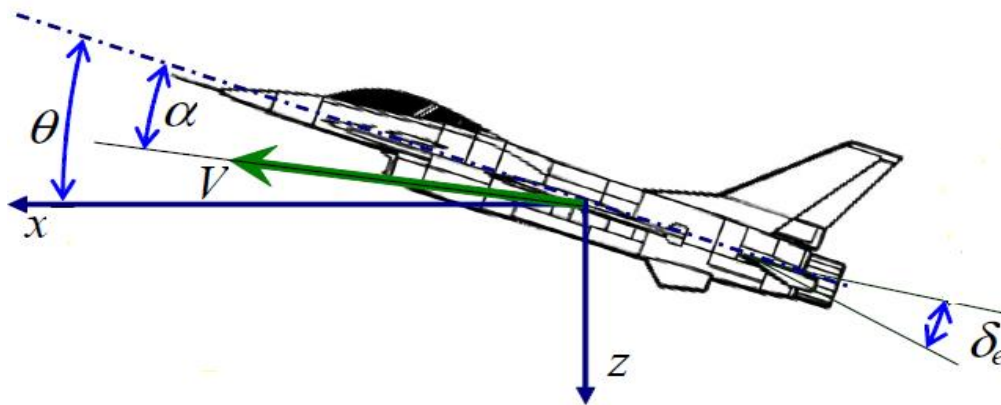
و همچنین

$$g_1 = g (-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \sin \phi \cos \theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta)$$

$$g_2 = g (\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta)$$

$$g_3 = g (\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \phi \cos \theta)$$

۳-۴ مدل طولی هواپیما [۳۷]



شکل ۴-۵) شماتیک حرکت طولی هواپیما

اکنون حرکت هواپیما محدود به حرکت طولی فرض می شود یعنی هواپیما در راستای محورهای x, z

چرخش و همچنین جابه جایی عرضی ندارد. با توجه به شکل (۴-۶) در حرکت طولی فرض زیر برقرار

است :

$$\{ \psi = 0, \delta_{ytv} = 0, \beta = 0, \Phi = 0 \}$$

برای توصیف حرکت طولی هواپیما، تنها به داشتن ۵ متغیر حالت احتیاج است: [۳۷]

V_T : سرعت کلی هواپیما

α : زاویه بین بردار V_T و محور طولی هواپیما

θ : زاویه محور طولی هواپیما با خط افق

q : نرخ تغییرات θ نسبت به زمان

h : ارتفاع هواپیما که فاصله آن با سطح آزاد دریا محاسبه می شود.

با قرار دادن فرض (۱-۴) در معادلات (۸-۴) و (۱۲-۴) و (۲۴-۴) و (۲۵-۴) روابط زیر بدست می آیند:

$$\begin{aligned}\dot{V}_T &= \frac{1}{m}(-D + F_T \cos \alpha) + mg_1 \\ &= \frac{\bar{q}S}{m}(C_{X,T} \cos \alpha + C_{Z,T} \sin \alpha) + \frac{F_T}{m} \cos \alpha + g \sin(\alpha - \theta)\end{aligned}\quad (۲۷-۴)$$

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= q + \frac{1}{mV_T}(-L - F_T \sin \alpha + mg_3) \\ &= q - \frac{\bar{q}S}{mV_T}(C_{X,T} \sin \alpha - C_{Z,T} \cos \alpha) - \frac{F_T}{mV_T} \sin \alpha + \frac{g}{V_T} \cos(\alpha - \theta)\end{aligned}\quad (۲۸-۴)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} \bar{q} S \bar{c} C_{m,T} \quad (۲۹-۴)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (۳۰-۴)$$

$$\dot{h} = -u \sin \theta + w \cos \theta = V_T \sin(\alpha - \theta) \quad (۳۱-۴)$$

S : (ft^۲) سطح بال ها

در نهایت معادلات حاکم بر حرکت طولی هواپیما به صورت زیر استخراج می شوند [۳۸]:

$$\dot{V}_T = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2mV_T} [C_{xq}(\alpha)\cos(\alpha) + C_{zq}(\alpha)\sin(\alpha)]q - g\sin(\theta - \alpha) + \frac{\bar{q}S}{m} (C_x(\alpha, \delta_e)\cos(\alpha) + C_z(\alpha, \delta_e)\sin(\alpha)) + \frac{T}{m} \cos(\alpha + \delta_{ptv}) \quad (۳۲-۴)$$

$$\dot{\alpha} = \left[1 + \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2mV_T^2} (C_{zq}(\alpha)\cos(\alpha) - C_{xq}(\alpha)\sin(\alpha)) \right] q + \frac{g}{V_T} \cos(\theta - \alpha) + \frac{\bar{q}S}{mV_T} (C_z(\alpha, \delta_e)\sin(\alpha)) - \frac{T}{mV_T} \sin(\alpha + \delta_{ptv}) \quad (۳۳-۴)$$

$$\dot{q} = \frac{\bar{q}S\bar{c}}{2J_y V_T} [\bar{c}C_{mq}(\alpha) + \Delta C_{zq}(\alpha)]q + \frac{\bar{q}S\bar{c}}{J_y} \left[C_m(\alpha, \delta_e) + \frac{\Delta}{\bar{c}} C_z(\alpha, \delta_e) \right] - \frac{l_T T}{J_y} \sin(\delta_{ptv}) \quad (۳۴-۴)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (۳۵-۴)$$

$$\dot{h} = V_T \cos\alpha \sin\theta - V_T \sin\alpha \cos\theta \quad (۳۶-۴)$$

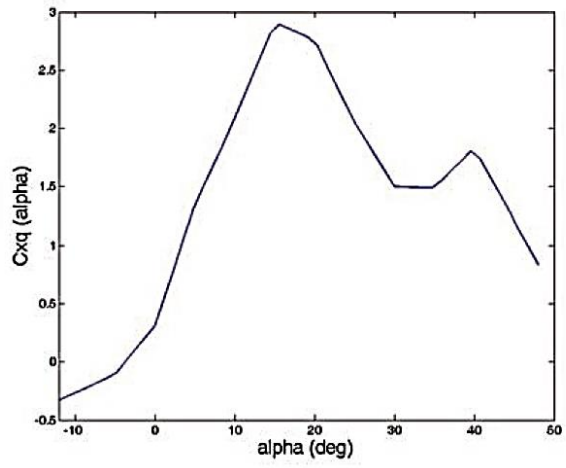
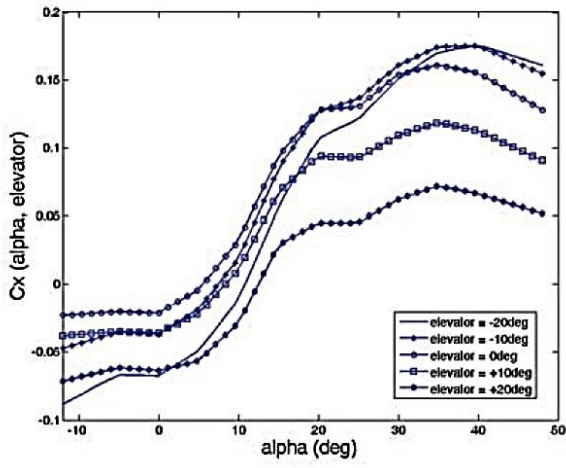
در روابط بالا مقدار T نیروی پیشران موتور ثابت فرض شده چون مقدار آن فقط به فرمان δ_{th} بستگی دارد و این فرمان ثابت فرض شده است .

ضرایب C_{xq} و C_{zq} و C_x و C_z و C_{mq} و C_m در تونل باد تحت شرایط مختلف α و ورودی های δ_{ptv} و δ_e

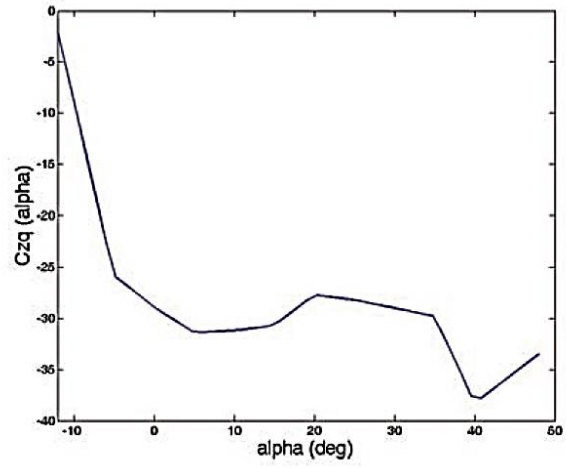
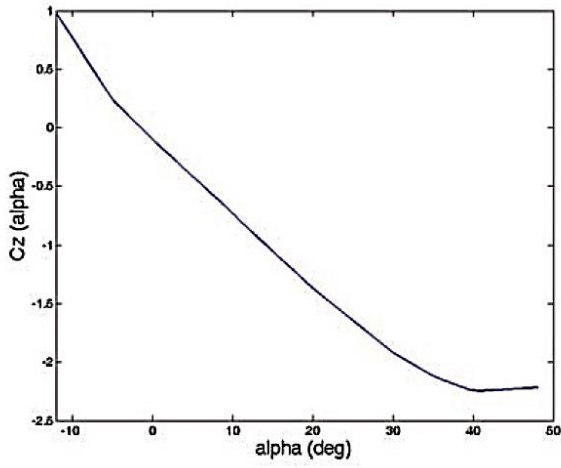
بدست آمده است و صرفاً اعدادی در جدول هستند که مرجع کامل این اعداد در [۳۹] وجود دارد.

نمودارها و روابطی برای این ضرایب وجود دارد که در ادامه به آن ها می پردازیم .

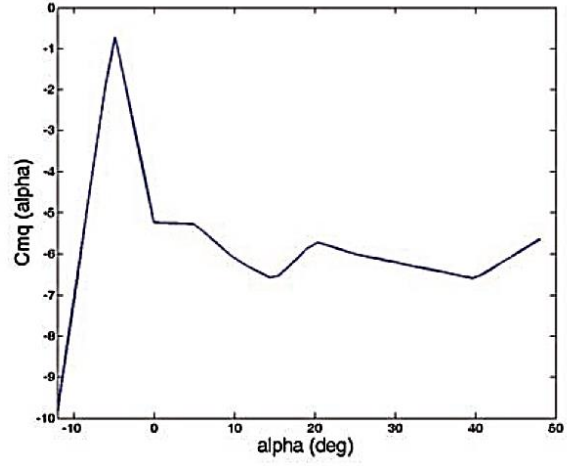
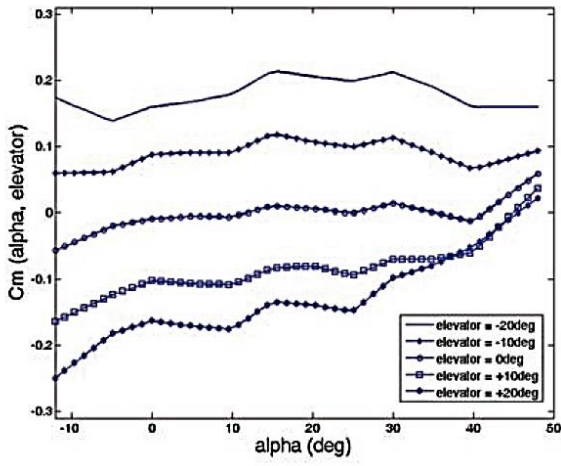
۱-۳-۴) نمودار ضرایب آیرودینامیکی و ممانی C_{xq} و C_{zq} و C_x و C_z و C_{mq} و C_{mh} [۳۷]



شکل ۴-۶) ضرایب C_x و C_{xq} هواپیما



شکل ۴-۷) ضرایب C_z و C_{zq} هواپیما



شکل ۴-۸) ضرایب C_m و C_{mq} هواپیما

فصل پنجم

نتایج شبیه سازی

۵-۱) مقدمه

در این بخش نتایج شبیه سازی مدل غیرخطی و خطی شده هواپیمای جنگنده F16 ارائه می شود. و

همچنین عملکرد رویتگر H_- / H_∞ در تولید باقیمانده بررسی می گردد.

تمام شبیه سازی ها در محیط سیمولینگ متلب تحت ورودی خطاهای مختلف انجام گرفته است.

۵-۲) طراحی رویتگرها

در فصل چهارم مدل غیر خطی سیستم ارائه شد، اکنون مدل خطی سیستم به دست می آید.

نقاط تعادل به صورت $x=[200.5;0.46;1.95;0.51;3528]$ سپس از طریق روش ژاکوبین پارامترهای

مدل خطی سیستم هواپیما بدین صورت استخراج می شود :

$$A = \begin{bmatrix} -0.29 & -9.6125 & 5.585 & -38.9081 & 0.0215 \\ -0.415 & -31.0516 & 15.0733 & 30.1194 & 0.0226 \\ -0.0055 & -3.1763 & -0.9199 & -0.1231 & 0.0007 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -200 & 0 & 200 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -1.32 & -0.73 \\ -2.35 & -3.29 \\ -0.21 & -0.08 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

$$D = 0$$

و همچنین ماتریس توزیع اغتشاش و خطا به صورت زیر می باشد که در آن B_f و D_f مربوط به توزیع خطا

و B_d و D_d مربوط به توزیع اغتشاش در سیستم واقعی می باشند.

$$B_f = \begin{bmatrix} -1.32 & -0.73 \\ -2.35 & -3.29 \\ -0.21 & -0.08 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D_f = \begin{bmatrix} -2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix}$$

$$B_d = [-0.01 \ 0.02 \ 0.02 \ -0.02 \ 0.1]^T$$

$$D_d = [-1.3 \ 2.1 \ 0.8]^T$$

همان گونه که مشاهده می کنید فرض شده که دو خطای $F1$ و $F2$ و یک اغتشاش d وارد سیستم شده

است، یعنی $n_f=2$ و $n_d=1$ و خروجی های α (زاویه حمله) و θ (زاویه بدنه هواپیما با سطح افق) و q (سرعت

زاویه ای پیچ هواپیما) تحت این خطاها و اغتشاش بررسی می شود.

قبل از طراحی رویتر رویت پذیر بودن سیستم باید بررسی گردد، یعنی مرتبه ماتریس $C_o = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \dots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix}$ برابر با مرتبه ماتریس A شود.

$$\text{Rank}(C_o) = \text{Rank}(A) = 5$$

در نتیجه سیستم رویت پذیر حالت می باشد.

۶-۲-۱) تولید باقیمانده با رویتر لیونبرگر

برای طراحی رویتر لیونبرگر از جایابی قطب ها استفاده می شود به گونه ای که بهره رویتر به نحوی

تعیین میشود که مقادیر ویژه ماتریس $A-LC$ سمت چپ محور موهومی باشد. بهره L به این صورت مطرح

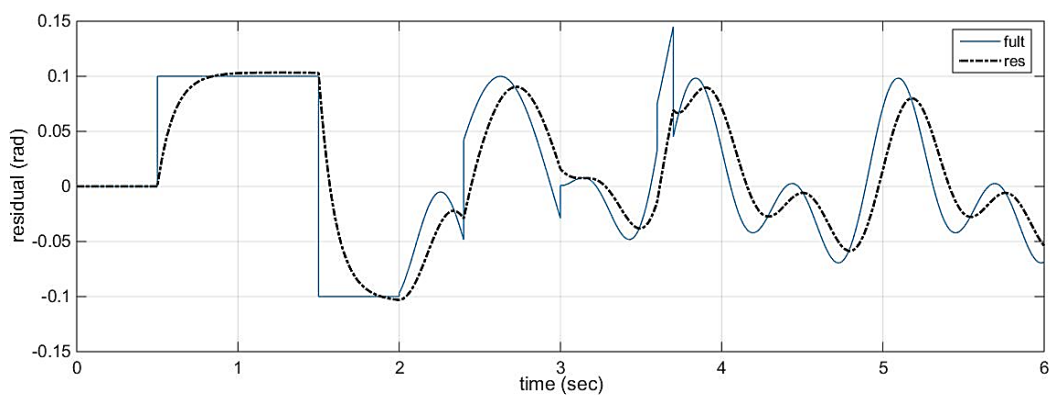
می شود:

$$L = \begin{bmatrix} 0.1 & -0.1 & -0.01 \\ -0.2 & 0.1 & 0.1 \\ -0.2 & 0.05 & 0.04 \\ 0.12 & -0.1 & -0.08 \\ -0.5 & 0.4 & 0.5 \end{bmatrix}$$

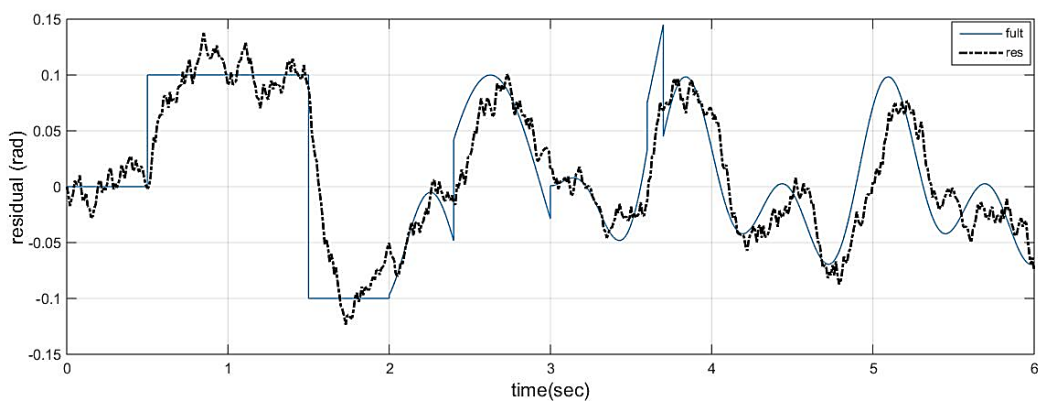
خطا با اشکال مختلف به سیستم وارد می شود، در ابتدا بدون حضور اغتشاش و سپس در حضور اغتشاش

باقیمانده برای تشخیص خطا تولید می شود.

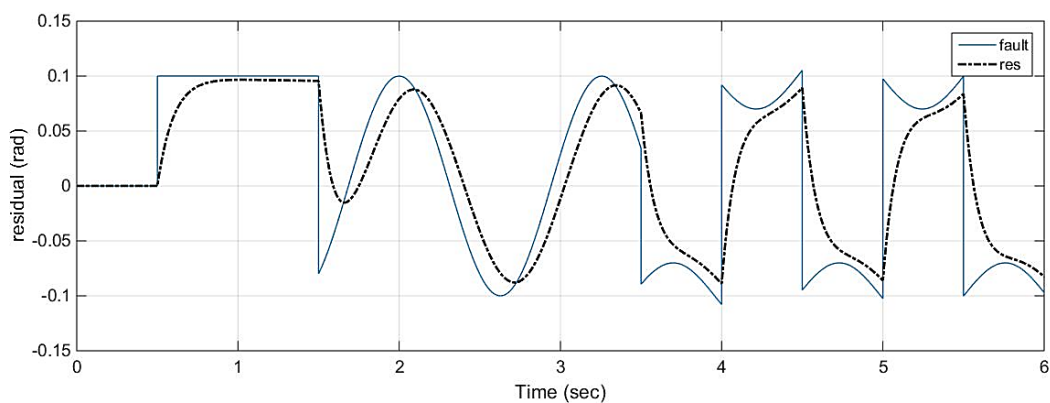
باقیمانده $r1$ تحت اثر خطای $F1$ و باقیمانده $r2$ تحت اثر خطای $F2$ بازسازی می شود .



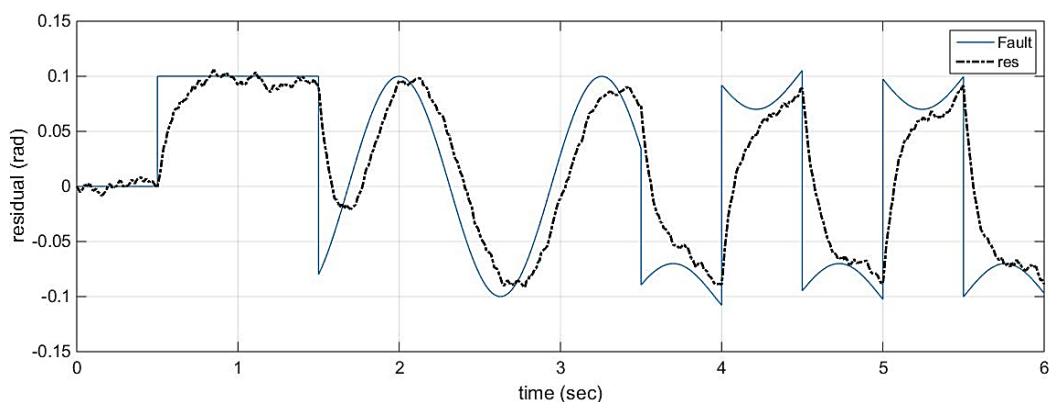
شکل ۵-۱) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش با رویکرد لیونبرگر



شکل ۵-۲) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش با رویکرد لیونبرگر



شکل ۵-۳) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش با رویکرد لیونبرگر



شکل ۴-۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای ۴۲ در حضور اغتشاش با رویتگر لیونبرگر

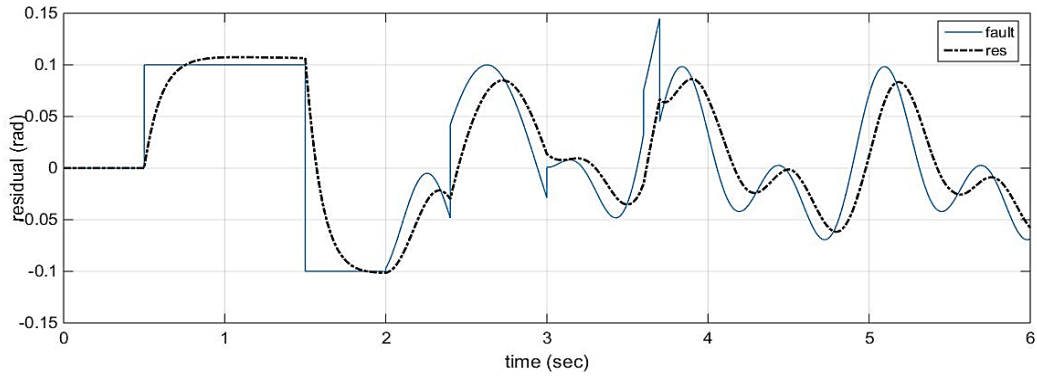
همان گونه که در شکل های (۱-۵) تا (۴-۵) نشان داده شد رویتگر لیونبرگر توانسته اغتشاش را در حد قابل قبولی حذف کند ولی خطا را نمی تواند به خوبی بازسازی کند.

۲-۲-۵) تولید باقیمانده با رویتگر H2

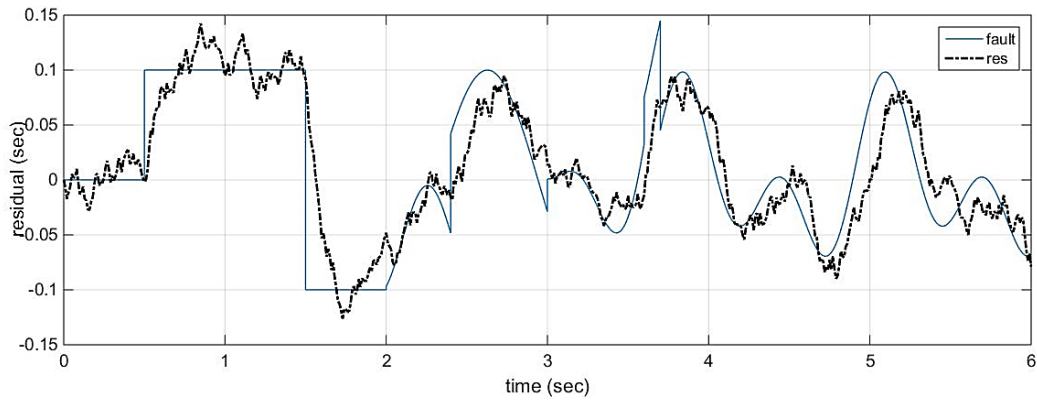
با توجه به روابط (۳۱-۲) و (۳۲-۲) مقدار بهره رویتگر به صورت زیر محاسبه می شود:

$$L = \begin{bmatrix} 0.0137 & -0.0662 & -0.0053 \\ -0.0262 & 0.0425 & 0.0156 \\ -0.0255 & 0.0395 & 0.0171 \\ 0.0256 & -0.0409 & -0.017 \\ -0.1587 & 0.3141 & 0.0516 \end{bmatrix}$$

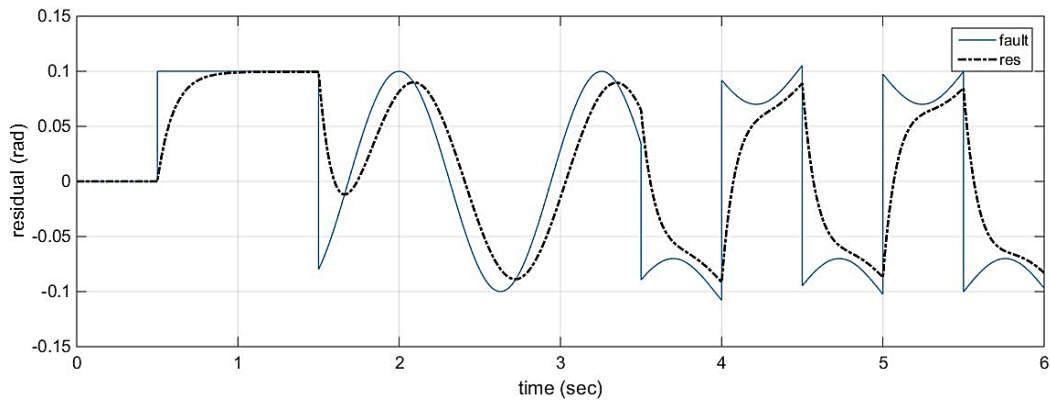
اکنون باقیمانده توسط این رویتگر تحت خطا و اغتشاش تولید می شود.



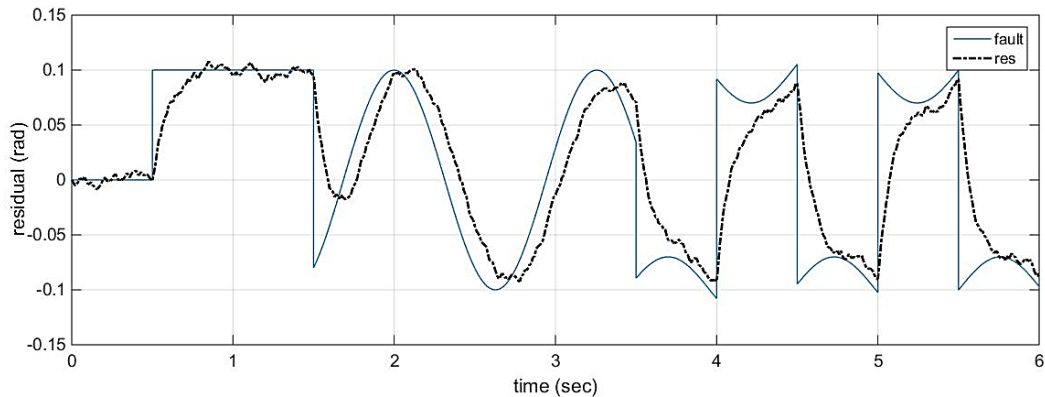
شکل ۵-۵) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش با رویتنگر H2



شکل ۵-۶) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش با رویتنگر H2



شکل ۵-۷) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش با رویتنگر H2



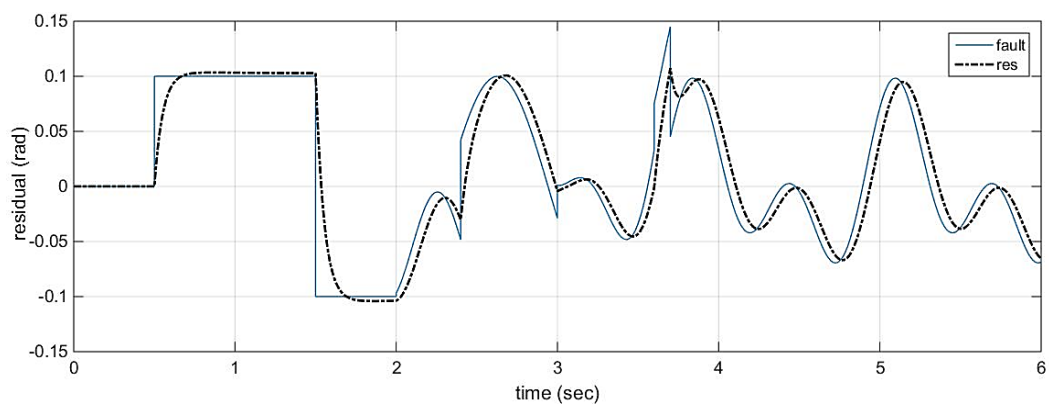
شکل ۵-۸) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش با رویتگر H_2

همان گونه که در شکل های (۵-۵) تا (۸-۵) مشاهده می شود رویتگر H_2 به خوبی می تواند اغتشاش را حذف کند ولی در حضور خطا نمی تواند به خوبی سیگنال باقیمانده را بازسازی کند.

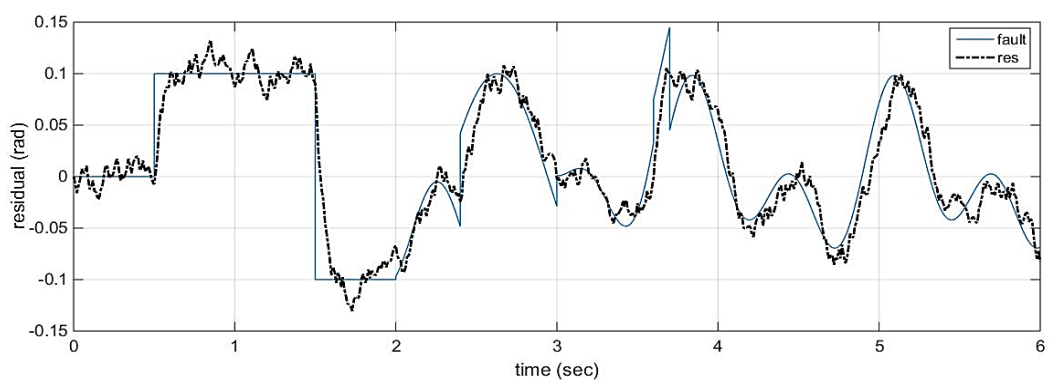
۵-۲-۳) تولید باقیمانده با رویتگر H_∞

با توجه به روابط (۲-۳۵) و (۲-۳۶) و (۲-۳۷) مقدار بهره رویتگر به صورت زیر به دست می آید:

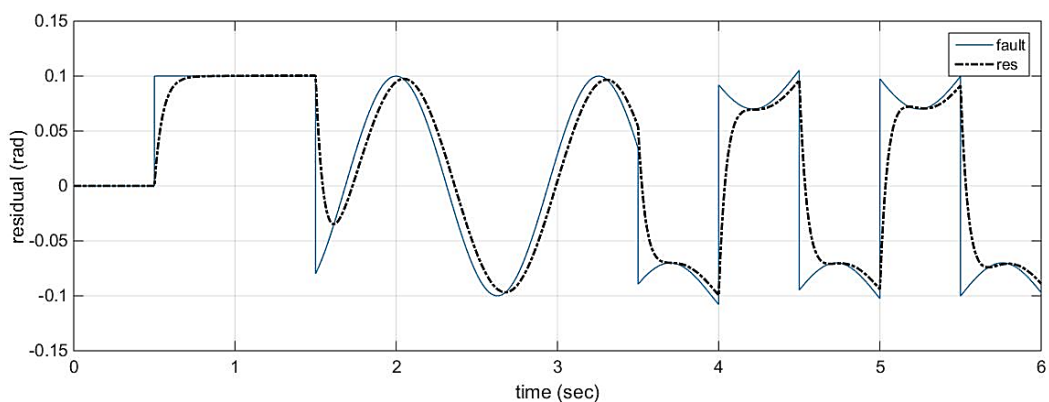
$$L = \begin{bmatrix} -0.0029 & 0.0017 & 0.0001 \\ 0.0060 & -0.0037 & 0 \\ 0.06 & -0.0037 & 0.0001 \\ -0.006 & 0.0037 & -0.0001 \\ 0.0298 & -0.0178 & -0.0001 \end{bmatrix}, \quad \gamma = 2.6491$$



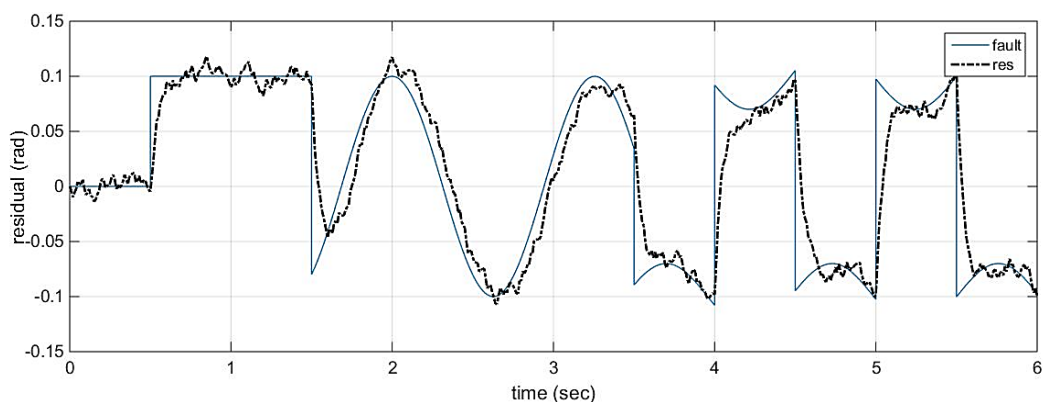
شکل ۵-۹) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر H_∞



شکل ۵-۱۰) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش با رویتگر H_∞



شکل ۵-۱۱) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش با رویتگر H_∞



شکل ۵-۱۲) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش با رویتر H_∞

همان گونه که از شکل های (۵-۹) تا (۵-۱۲) مشاهده می شود رویتر H_∞ به خوبی توانسته اغتشاش را حذف کند و همچنین خطا را نسبت به دو رویتر قبلی بهتر بازسازی کند.

۵-۲-۴) تولید باقیمانده با رویتر H_∞/H_2

ماتریس های L و H که در فصل چهارم در مورد آن ها به صورت مفصل بحث شد به صورت زیر بدست می آیند به طوری که شرایط مطرح شده در فصل چهارم برای طراحی فیلتر مورد نظر ما را ارضا می کند.

$$L = \begin{bmatrix} -0.675 & 0 & 0.073 \\ -1.175 & -5 & 0.329 \\ -0.105 & -1 & 0.008 \\ 0 & -0.7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} -0.5 & -0.3 & 0 \\ 0 & -0.04 & 0.1 \end{bmatrix}$$

حال شبیه سازی بر اساس H و L برای سیستم غیر خطی و همچنین خطی در حضور و عدم حضور

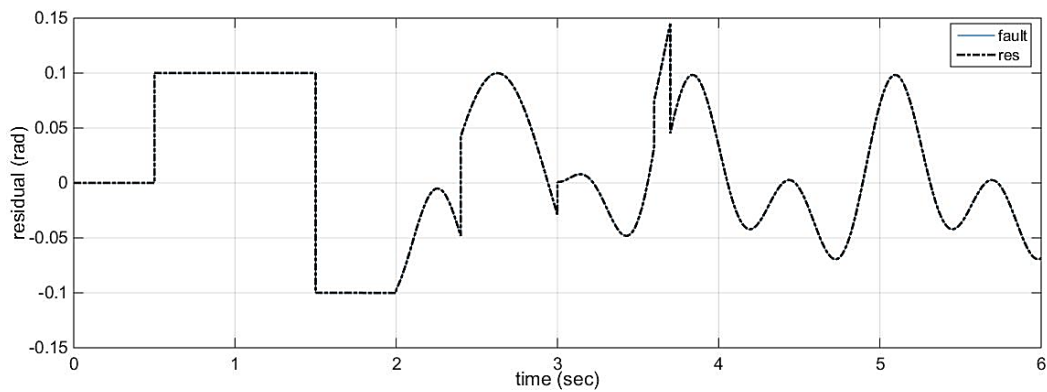
اغتشاش تحت اشکال مختلفی از خطا انجام می گیرد.

مقادیر ویژه ماتریس A-LC به صورت زیر است:

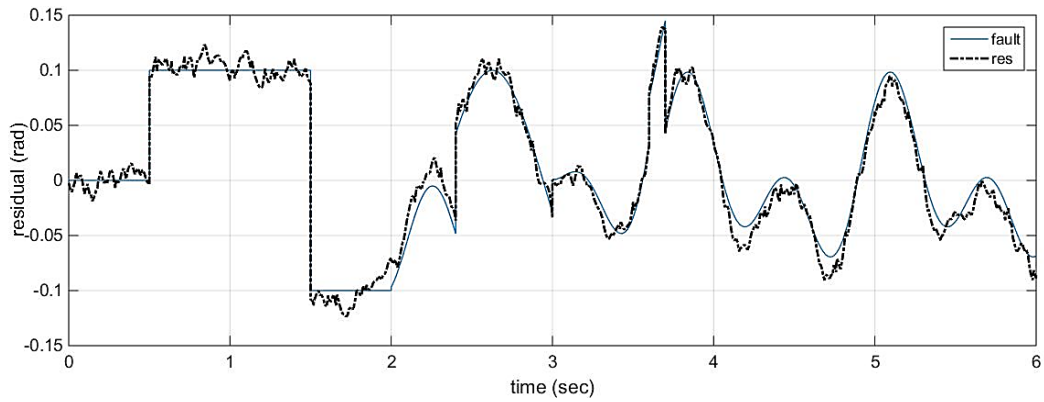
$$eig(A - LC) = \begin{bmatrix} -27.8262 \\ -0.5978 + 2.1062i \\ -0.5978 - 2.1062i \\ -1.0638 \\ -0.0009 \end{bmatrix}$$

همان طور که مشاهده می شود مقادیر ویژه ماتریس A-LC همگی در سمت چپ محور موهومی قرار دارند در نتیجه سیستم به همراه رویتگر پایدار است.

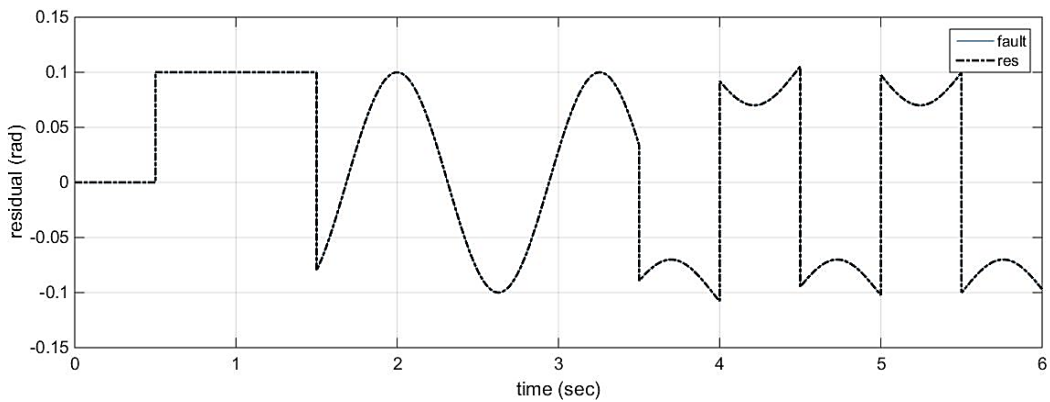
در ابتدا باقیمانده برای سیستم خطی و سپس برای سیستم غیرخطی تولید می شود و با دیگر رویتگرها مقایسه می شود.



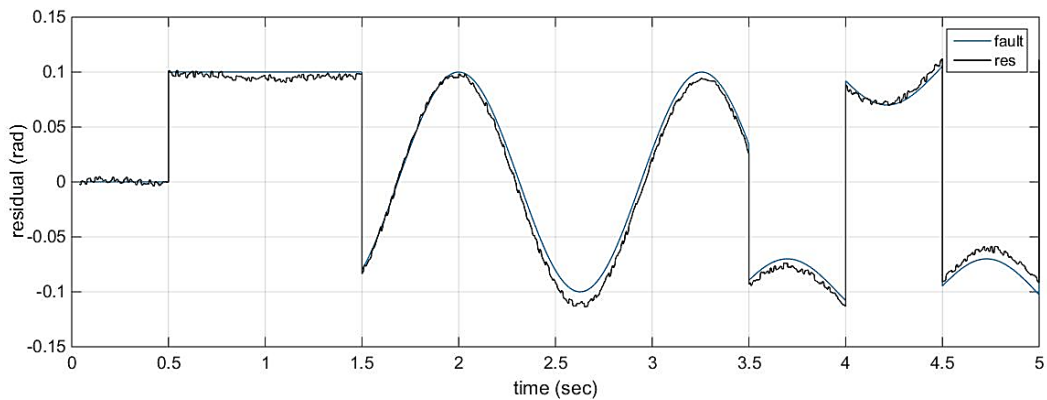
شکل ۵-۱۳) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویتگر H_∞ / H_∞



شکل ۵-۱۴) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویبگر H_-/H_∞



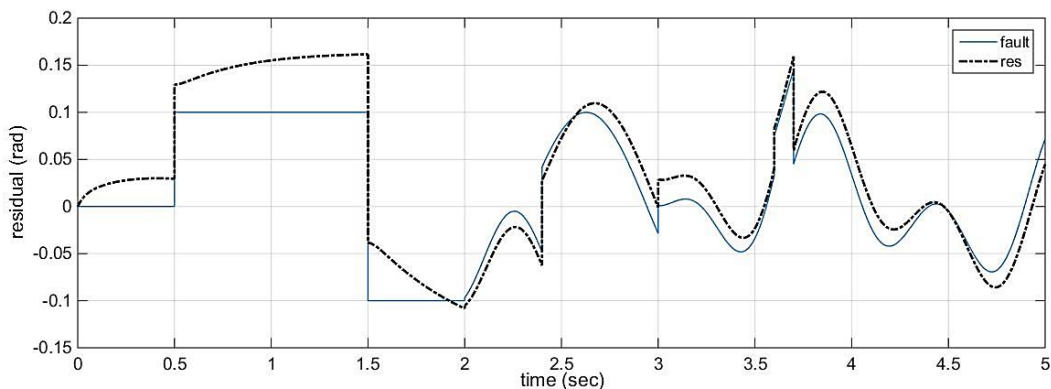
شکل ۵-۱۵) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویبگر H_-/H_∞



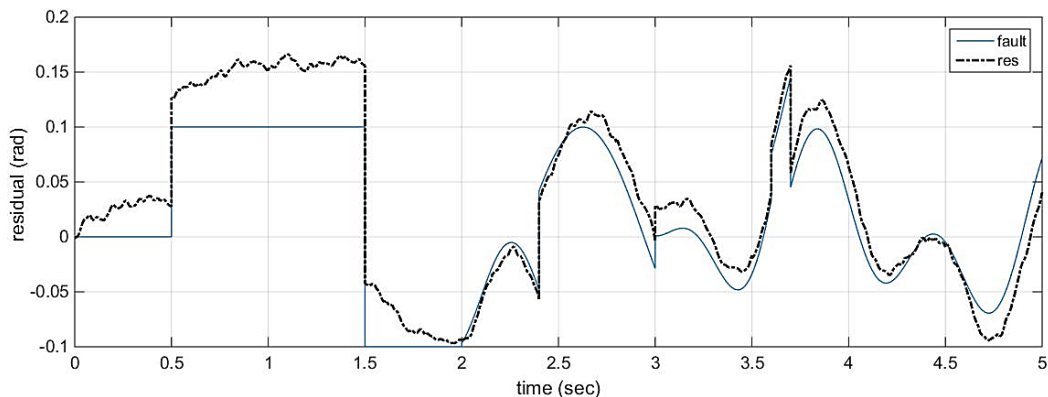
شکل ۵-۱۶) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش در سیستم خطی با رویبگر H_-/H_∞

همانگونه که در شکل های (۵-۱۳) تا (۵-۱۶) مشاهده می شود رویتگر H_{∞} / H_{∞} به خوبی توانسته اغتشاش را حذف کند و همچنین در مقایسه با دیگر رویتگرها به خوبی توانسته سیگنال باقیمانده را با دقت بسیار خوبی بازسازی کند.

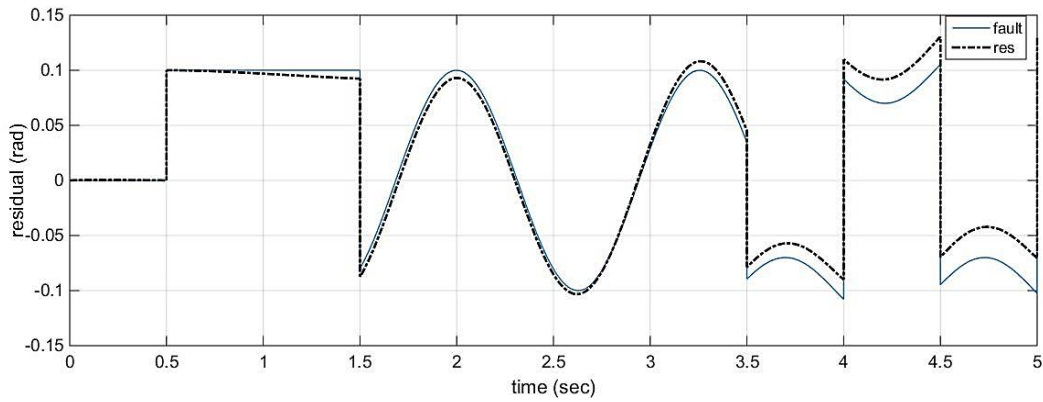
در ادامه این رویتگر را بر روی سیستم غیرخطی نیز اعمال کرده و سیگنال باقیمانده تولید می شود.



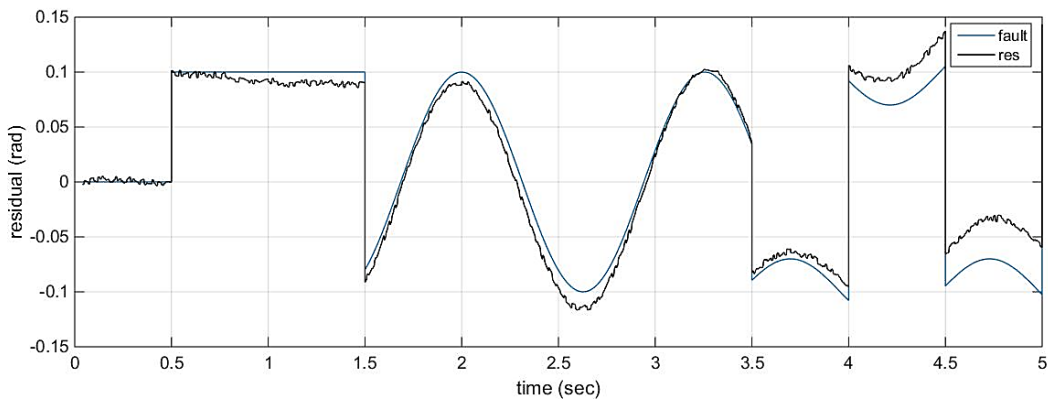
شکل ۵-۱۷) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در عدم حضور اغتشاش در سیستم غیرخطی با رویتگر H_{∞} / H_{∞}



شکل ۵-۱۸) باقیمانده ۲۱ تحت خطای f_1 در حضور اغتشاش در سیستم غیرخطی با رویتگر H_{∞} / H_{∞}



شکل ۵-۱۹) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در عدم حضور اغتشاش در سیستم غیرخطی با رویتر H_-/H_∞



شکل ۵-۲۰) باقیمانده ۲۲ تحت خطای f_2 در حضور اغتشاش در سیستم غیرخطی با رویتر H_-/H_∞

همانگونه که در شکل های (۵-۱۷) تا (۵-۲۰) مشاهده می شود رویتر H_-/H_∞ در سیستم غیرخطی نیز به خوبی ایفای نقش کرده بطوریکه اغتشاش را به خوبی حذف کرده خطا را به خوبی بازسازی کرده است.

فصل ششم

نتیجه گیری و پیشنهادات

۶-۱) نتیجه گیری

در این پایان نامه یک رویتگر به روش H_{∞}/H_2 برای یک مدل غیرخطی و سپس خطی شده ی هواپیمای F16 طراحی کردیم و همچنین مختصری از مفاهیم و روش های تشخیص خطا و همچنین روش های تولید باقیمانده را توضیح دادیم و سپس با شبیه سازی تاثیر این رویتگر را بر روی سیگنال باقیمانده مشاهده کردیم، طراحی رویتگر H_{∞}/H_2 به مراتب سخت تر از دیگر رویتگرهاست اما در عوض هم اغتشاش را به خوبی و قابل قبولی برطرف می کند و هم خطا را به خوبی تشخیص می دهد .

شبیه سازی هم بر روی سیستم خطی و هم غیرخطی اعمال شد و در هر دو حالت توانست به خوبی سیگنال باقیمانده را تولید کند.

۶-۲) پیشنهادات

- ۱- ترکیب H_{∞}/H_2 با دیگر رویتگرها با استفاده از یک الگوریتم هوشمند و مناسب به جای روش LMI
- ۲- طراحی یک رویتگر غیرخطی برای تشخیص خطای سیستم های غیرخطی چون که برای یک سیستم غیرخطی ، مدل خطی یکتا نیست.

[١] Z.Li,E.Mazars,I.Jaimoukha”State Space Solution to the H_2/H_∞ fault Detection Problem”This work has been partially supported by the Minisstry of Defense through the data & Information Fusion Defense Thechnology Centre.

[٢] M. Siah, (٢٠٠٩) Phd. Thesis”Fault Tolerant Control Systems , case study Unmanned Aircraft”Faculty of Electrical and Robotic Engineering.

[٣] Fault Detection and Isolation for Nonlinear F¹⁶ Models Using A Gain-varying UIO Approach, Jun Xu and Kai Yew Lum and Ai Poh Loh(٢٠٠٩)

[٤] ROBUST CONTROL AND FAULT DETECTION FILTER DESIGN FOR AIRCRAFT PITCH AXIS, István SZÁSZI and Balázs KULCSÁR(٢٠٠١)

[٥] Fault Detection and Localization Applied in a Fixed Wing Aircraft, M. Adam-Medina, L.G. Vela Valdés (٢٠١٦)

[٦] DETECTION FILTERS FOR AIRCRAFT SENSOR ANDACTUATOR FAULTS, Daniel M. Wilbers and Jason L. Speyer(٢٠١٢)

[٧] UPSET DETECTION FOR CLOSED-LOOP LABORATORY HIRF TESTING OF FAULT TOLERANT AIRCRAFT CONTROL COMPUTERS, Robert Fischl, Ph.D.(٢٠١٤)

[٨] A Novel Design for Robust Fault Diagnostic Observer, Yi Xiong and Mehrdad Saif(١٩٩٨)

[٩] Anomaly Detection and Reasoning with Embedded Physical Model, Link C. Jaw and Dong N. Wu(٢٠٠٩)

[١٠] two stage kalman filter-based actuator/surface fault identification and reconfiguration control applied to F-١٦ fighter, dynamics,chingiz hajiyev(٢٠١٢)

[١١] Adaptive unknown input observer approach for aircraft actuator fault detection and isolation,Dan Wang and Kai-Yew Lum (٢٠٠٧)

[١٢] Intelligent Automatic Fault Detection for Actuator Failures in Aircraft, Dept. of Mech. Eng., Hong Kong Polytech. Univ., Kowloon(٢٠٠٩)

[١٣] R.V. Beard. *Failure accommodation in linear systems through self-reorganization*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, ١٩٧١.

- [14] J. Chen and P.R. Patton. *Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems*. Boston: Kluwer Academic Publishers, 1999.
- [15] X. Ding and P.M. Frank. Fault detection via factorization approach. *Systems & Control Letts.*, 14:431–436, 1990.
- [16] X. Ding, P.M. Frank, and L. Guo. An approach to residual generator and evaluator design and synthesis. In *Proc. of IFAC World Congress*, Sydney, Australia, 1993.
- [17] X. Ding, L. Guo, and P.M. Frank. A frequency domain approach to fault detection of uncertain dynamic systems. In *Proc. IEEE Conf. Dec. & Control*, pages 1722–1727, San Antonio, TX, 1993. IEEE Press, New York.
- [18] P.M. Frank. Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy: A survey and some new results. *Automatica*, 26(3):499–514, 1990.
- [19] P.M. Frank, S.X. Ding, and B. Koppen-Seliger. Current developments in the theory of FDI. In *Proceedings of SAFEPROCESS*, pages 16–27, Budapest, Hungary, 2000.
- [20] P.M. Frank and X. Ding. Frequency domain approach to optimal robust residual generation and evaluation for model-based fault diagnosis. *Automatica*, 30(8):1189–1204, 1994.
- [21] P.M. Frank and X. Ding. Survey of robust residual generation and evaluation methods in observer-based fault detection systems. *J. Proc. Cont.*, 7(6):403–424, 1997.
- [22] M. Hou and R.J. Patton. An LMI approach to H_2/H_∞ fault detection observers. In *UKACC International Conference on Control*, 1996, pages 300–310, England, 1996.
- [23] A. Laszlo. A generalization of the bounded real lemma. *Lin. Alg. Appl.*, 372:79–103, 2003.
- [24] R.J. Patton, P.M. Frank, and R.N. Clark (eds). *Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems*. Springer, 2000.
- [25] R.J. Patton and M. Hou. On sensitivity of robust fault detection observers. In *Proceedings of the 14th IFAC world congress*, pages 77–82, Beijing, China, 1999.
- [26] F. Rambeaux, F. Hamelin, and D. Sauter. Optimal thresholding for robust fault detection of uncertain systems. *Int. J. Robust & Nonlinear Control*, 10:1100–1113, 2000.
- [27] M. L. Rank and H. Niemann. Norm based design of fault detectors. *Int. J. Control*, 72(9):773–783, 1999.
- [28] M. Zhong, S.X. Ding, J. Lam, and H. Wang. An LMI approach to design robust fault detection filter for uncertain LTI systems. *Automatica*, 39(3):443–450, 2003.

[39] K. Zhou and J. Chen. Performance bounds for coprime factor controller reductions. *Systems & Control Letts.*, 26(2):119–127, 1996.

[40] K. Zhou, J.C. Doyle, and K. Glover. *Robust and Optimal Control*. Prentice-Hall Inc., NJ, 1996.

[41] C. Scherer, P. Gahinet, and M. Chilali. Multiobjective output-feedback control via LMI optimization. *IEEE*

[42] State Space Solution to the H_∞/H_2 Fault Detection Problem, Zhenhai Li, Emmanuel Mazars and Imad Jaimoukha(2009)

[43] LINEAR MATRIX INEQUALITY SOLUTION TO THE H_2/H_∞ FAULT DETECTION PROBLEM, Imad M. Jaimoukha, Zhenhai Li and Emmanuel F. M. Mazars(2008)

[44] A matrix factorization solution to the H_2/H_∞ fault detection problem, Imad M. Jaimoukha*, Zhenhai Li, Vasilios Papakos(2006)

[45] An LMI Approach to the Robust Fault Detection and Isolation Problem, Emmanuel Mazars, Imad M. Jaimoukha and Zhenhai Li(2007)

[46] nonlinear F-16 model description, Lars Sonneveldt control & simulation Division faculty of Aerospace Engineering Delft University of Technology The Netherlands(2006)

[47] Controllers for Systems with Bounded Actuators : Modeling and control of an F-16 aircraft in Mechanical and Aerospace Engineering, Albert Farré Gabernet(2007)

[48] Nonlinear Control of F-16 Aircraft via Multiple Nonlinear Model Generation for Any Trimmed Equilibriums, Motoyasu Tanaka, Ken Yamaguchi, Daisuke Ogura, Ying-Jen Chen, and Kazuo Tanaka(2004)

[49] GLOBAL NONLINEAR PARAMETRIC MODELING WITH APPLICATION TO F-16 AERODYNAMICS, Eugene A. Morelli,(2006)

Abstract

Today modern dynamic systems have become very complex. However occurring a fault in this systems is unavoidable. Fault can cause serious damage and make systems to become totally failure. For this reason the Fault detection system is a first step for fault tolerant system. The presence of model uncertainty, disturbance and noises is a main problem in fault detection systems. Purpose in fault detection systems is provide a residual signal such that eliminate unwanted signals from that and influence fault in residual signal. For handed to this purpose we use Observers for many Advantage of them. In this thesis an optimal solution H_2/H_∞ to the problem of Fault detection in non-linear time invariant system is presented. designed for F16 aircraft and simulated and design observer for F16 and at the end compare this observer with the other famous observers in fault detection. then the results are in chapter 5.

Key words: Fault Detection and Isolation, H_2 , H_∞ , H_2/H_∞ , LMI



Shahrood University of Technology

Faculty of electrical engineering and robotic

M.Sc. Thesis in Control Engineering

Robust Residual Generation For Fault Detection Of Non-linear System Using H-/H[∞] Optimization

Sadegh sedghi kafshgari

Supervisor

Dr Mohammad Ali Sadrnya

January 2017