

## مقاله علمی - پژوهشی

طراحی سیستم کنترل مقاوم در برابر خطا برای  
وضعیت یک هواپیمای نمونهرضا سلطانی نژاد<sup>۱\*</sup>، ابوالقاسم نقاش<sup>۲</sup>

۱ و ۲. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

\*تهران، خیابان حافظ، نبش سمیه

naghash@aut.ac.ir

در این مقاله سیستم مقاوم در برابر خطا برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷ مورد بررسی واقع شده است. ابتدا معادلات ۶ درجه آزادی شبیه‌سازی شده است و با استفاده از روش وارون دینامیک به خطی سازی معادلات پرداخته شده است و در ادامه با استفاده از کنترلر خطی انتگرال‌گیر مشتق‌گیر-تناسبی به کنترل وسیله پرداخته شده است. در این سیستم حلقه‌ی سرعت زاویه‌ای  $(p, q, r)$  بسته شده است برای بستن هر نوع پایداری مصنوعی باید ابتدا این حلقه بسته شود زیرا این حلقه در تمام پایداری‌ها جزء حلقه‌ی داخلی آن‌ها می‌باشد. در این سیستم خطاهایی، از جمله خطای عملگر و خطای سنسور وارد شده است و تلاش شده تا راهکارهایی پیشنهاد داده شود تا سیستم در برابر این خطاها مقاوم باشد. برای خطای عملگر با اضافه کردن گین انتگرال‌گیر به کنترلر تا حدودی سیستم در برابر خطای این بخش مقاوم می‌شود. همچنین برای جلوگیری از خطای سنسورها از سیستم افزونگی در سنسورها استفاده شده است و همچنین برای حذف اثرات نویز در سیستم از فیلتر کالمن خطی استفاده شده است. در صورت بروز قفل شدن عملگر در هواپیمای بویینگ ۷۴۷ عملگر معیوب از سیستم کنترلی حذف می‌شود و با استفاده از عملگر سالم به جا مانده یا با استفاده از بقیه‌ی عملگرهای هواپیما اثرات این خطا برطرف می‌شود.

واژه‌های کلیدی: سیستم مقاوم در برابر خطا، روش وارون دینامیک، سیستم افزونگی، فیلتر کالمن خطی

## مقدمه

خطا می‌باشد و در آخر در مکانیزم تغییر پیکربندی در صورت نیاز پیکربندی سیستم کنترلی اصلاح می‌شود تا سیستم در برابر خطا مقاوم باشد. البته لازم به ذکر است در بعضی از پیکربندی‌ها از روش کنترل مقاوم استفاده می‌شود که سیستم در برابر محدوده‌ای از خطاها مقاوم است و نیاز به تغییر پیکربندی در این روش نمی‌باشد.

سیستم مقاوم در برابر خطا، سیستمی است که در برابر خطاهای احتمالی توانایی حفظ عملکرد پرنده را داشته باشد. برای دستیابی به این منظور باید سیستم دارای مکانیزم تشخیص، شناسایی و دارای پیکربندی قابل تغییر باشد. در سیستم با پس‌خوردی که از خروجی گرفته می‌شود مشخص می‌شود که سیستم دارای خطا است یا نه این مکانیزم، مکانیزم تشخیص می‌باشد. مکانیزم شناسایی، اطلاع می‌دهد که سیستم در چه بخشی دارای

## مروری بر کارهای گذشته

در مرجع [۱] خطاهای موجود در هواپیماها از قبیل خطاهای عملگرها، سنسورها و اجزا بررسی شده است و در این مرجع خطای

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار

عملگر به صورت برخط برطرف می‌شود و همچنین در این مرجع انواع سیستم‌های مقاوم در برابر خطا بررسی می‌شود. در مرجع [۲] آقای خراسانی سیستم مقاوم در برابر خطا را به صورت کلی توضیح می‌دهد و برای سیستم‌های مختلف از جمله توربین گاز و وسایل هوایی این سیستم توضیح داده می‌شود. در این منبع به دسته‌بندی انواع سیستم‌های مقاوم در برابر خطا پرداخته می‌شود. در مرجع [۳] آقای لومبارت برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷ سیستم مقاوم در برابر خطا را شبیه‌سازی می‌کند و همین سیستم را در سیمولاتور دانشگاه دلف هلند پیاده می‌کند. در این مرجع از روش غیر خطی کنترل تطبیقی همراه با وارون دینامیک استفاده شده است. در مرجع [۴] سیستم مقاوم در برابر خطا به صورت کامل شرح داده شده است در بخش ۷ این کتاب انواع سیستم‌های مقاوم در برابر خطا از جمله سیستم مقاوم در برابر خطای فعال و غیرفعال را توضیح داده است و همچنین معماری سیستم مقاوم در برابر خطا را توضیح داده است.

در مرجع [۵] کنترل پایدارکننده تحمل‌پذیر عیب برای کوادروتور ارائه شده است. ابتدا از کنترل کننده PD برای زوایای اوپلر و ارتفاع وسیله استفاده شده که در شرایط بدون عیب کارایی مناسبی دارد اما با وقوع عیب در عملگر، زوایا و ارتفاع به مقدار مطلوب خود نمی‌رسند. با اضافه کردن کنترل کننده PI قبل از PD در هر مود، قابلیت تحمل عیب بدون تشخیص عیب صورت گرفته و خروجی وسیله به مقدار مطلوب می‌رسد.

در مرجع [۶] افزونگی سخت‌افزاری برای یک هواپیمای FBW (Fly-By-Wire) توضیح داده شده است. برای بالا بردن قابلیت اطمینان در هواپیمای FBW از افزونگی سخت‌افزاری در سیستم کنترل پرواز هواپیما استفاده می‌شود. به عنوان مثال برای استفاده از یک کامپیوتر پرواز از چند کامپیوتر پرواز برای صدور فرامین کنترلی استفاده می‌شود. در سیستم FBW خلبان به صورت مستقیم سطوح را نمی‌تواند کنترل کند و فرمان خلبان با استفاده از کامپیوتر پرواز به سطوح می‌رسد به همین منظور کامپیوتر پرواز باید از قابلیت اطمینان بالایی برخوردار باشد. به همین منظور بجای استفاده از یک کامپیوتر پرواز از سه یا چهار کامپیوتر پرواز و همچنین به جای استفاده از یک سنسور از سه یا چهار سنسور در سیستم کنترل پرواز استفاده می‌شود. در این مرجع همچنین مکانیزم تشخیص خطا با استفاده از درخت خطا توضیح داده شده است.

مرجع [۷] درباره افزونگی نرم‌افزاری توضیح داده است. از جمله مزایای این روش می‌توان به عدم نیاز به سنسور یا سیستم اضافی نام برد که این کار به نوبه‌ی خود هزینه‌ها را کاهش می‌دهد و در بعضی از مواقع طراحی افزونگی سخت‌افزاری ممکن نمی‌باشد به همین دلیل

مرجع [۸] یک روش تغییر پیکربندی برای سیستم مقاوم در برابر خطا پیشنهاد داده شده است. این روش شامل شناسایی برخط فیزیکی همراه با کنترل تطبیقی غیرخطی وارون دینامیک می‌باشد. در مرجع [۹] مکانیزم رای‌گیری بین n ماژول در سیستم دارای افزونگی توضیح داده شده است که با توجه به اهمیت هر کانال (کانال اصلی یا فرعی) این رای‌گیری انجام می‌شود. در مرجع [۱۰] درباره سیستم کنترل پرواز FBW توضیح داده است و همچنین الزاماتی که باید در این سیستم کنترلی رعایت شود تشریح کرده است. سیستم افزونگی در این سیستم کنترلی باید استفاده شود به همین منظور از سیستم افزونگی چهارتایی در این سیستم استفاده شده است و همچنین مکانیزم رای‌گیری این سنسورها به این شرح است که داده‌ی دوم از پایین در سیستم‌ها انتخاب می‌شود.

مرجع [۱۱] سیستم کنترل پرواز FBW برای هواپیماهای بویینگ و ایرباس را توضیح می‌دهد. این سیستم بر روی موشک‌ها و پرونده‌های بدون سرنشین قبلاً استفاده شده است و بدلیل امنیت زیاد هواپیمای مسافربری این سیستم با کمی تأخیر بر روی این نوع از هواپیماها استفاده شد. در این منبع ایمنی مورد نیاز این سیستم، برای هواپیماهای مسافربری بررسی شده است.

مرجع [۱۲] سیستم کنترل پرواز دیجیتال همراه با افزونگی چهارگانه برای هواپیما توضیح داده است. طبق این مرجع سیستم‌های دارای افزونگی چهارگانه قابلیت توانایی حفظ عملکرد سیستم در برابر دو خطا را دارد. تحلیل، پیاده‌سازی و صحت سنجی این سیستم در این مرجع آورده شده است.

در مرجع [۱۳] آقای اسدی به طراحی یک سیستم کنترلی مقاوم در برابر خطای، چند ورودی و چند خروجی غیر خطی مقاوم پرداخته است. همچنین در این مرجع در صورت بروز خطای بحرانی برای هواپیما به طراحی مسیر بهینه با استفاده از روش تابع پتانسیل پرداخته است تا هواپیما در صورت بروز خطا در بهینه‌ترین مسیر خودش شروع به تقرب و فرود کند.

## جایگاه مقاله حاضر

در این مقاله تلاش شده برای نمونه معادلات هواپیمای بویینگ ۷۴۷ شبیه‌سازی شود و با استفاده از روش وارون دینامیک به خطی سازی معادلات پرداخته شده است و با استفاده از کنترلر انتگرال‌گیر- مشتق‌گیر- تناسبی به کنترل وسیله پرداخته شده است. در ادامه اثرات خطای بخش‌های مختلف

## جدول ۱- بعضی از مثال‌های خطای عملگرها [۱]

خطای عملگرها	مثال
خطای قفل در وضعیت فعلی	در سال ۱۹۷۷، پرواز شماره ۱۰۸۰، پرنده‌ی لاکهید-L-1011، الویتور سمت چپ در وضعیت خودش قفل شد و هواپیما فرود اضطراری داشت.
	در سال ۲۰۰۰، هواپیمای MD-83 به دلیل قفل الویتور دچار سانحه شد و ۸۸ نفر کشته شدند.
خطای قفل در وضعیت نهایی	در سال ۲۰۰۲ هواپیمای بویینگ ۷۴۷، رادش در وضعیت نهایی قفل شد و هواپیما فرود اضطراری داشت و در این اتفاق خسارت وارد نشد.
	در سال ۱۹۹۴ هواپیمای بویینگ ۷۳۷ رادش در وضعیت نهایی قفل شد و این سانحه ۱۳۲ کشته داشت.
خطای شناور در حالت تریم	در سال ۱۹۸۵ هواپیمای بویینگ ۷۴۷ هیدرولیکش را از دست می‌دهد و بیشتر سطوح کنترلی، کنترلی بر روی آن‌ها نیست و در این سانحه ۵۲۰ نفر کشته می‌شوند.
	در سال ۲۰۰۳ هواپیمای ایرباس ۳۰۰ بدلیل از دست دادن هیدرولیک تمام سطوح کنترلی آن از کار می‌افتد و هواپیما فرود اضطراری می‌کند.

## خطای اجزا

خطای اجزا عموماً به سه دسته خرابی در سطوح کنترلی یا سازه هواپیما، موتور و کامپیوتر پرواز تقسیم می‌شوند. بعضی از خطاهای اجزا که منجر به حادثه شده است در جدول ۲ آورده شده است.

## جدول ۲- بعضی از مثال‌های خطای اجزا [۱]

خطای اجزا	مثال
خرابی در سطوح کنترلی یا سازه هواپیما	در سال ۱۹۸۵ هواپیمای بویینگ ۷۴۷ بخشی از بدنه جدا شد به عنوان مثال دم عمودی، در این حادثه ۵۲۰ نفر کشته شدند.
موتور	در سال ۲۰۰۹ پرواز ایرباس ۳۲۰ هر دو موتور آن دچار سانحه شد و هواپیما فرود اضطراری بر روی آب کرد، این سانحه تلفات جانی نداشته است.
	در سال ۲۰۰۸ موتور هواپیمای بویینگ ۷۷۷ پاسخ مناسبی به از کابین به تراول اتومات (auto throttle) نمی‌داد و هواپیما کاهش ارتفاع غیر قابل کنترل داد.
کامپیوتر پرواز	در سال ۲۰۰۵ هواپیمای بویینگ ۷۳۷ بدلیل خراب شدن اتوپایلویت وارد شرایط نامناسب پروازی شد.
	در سال ۲۰۰۰ هواپیمای بویینگ ۷۴۷ اتوپایلویتش پاسخ نامناسب به دلیل تعمیرات اشتباه داد.

(خطای سنسورها، خطای اجزا و خطای سنسورها) در این شبیه سازی بررسی می‌شود و تلاش می‌شود با استفاده از روش‌های مختلف اثرات این خطاها در سیستم حذف شود. از جمله این روش‌ها برای مقاوم کردن سیستم در برابر خطا می‌توان از اضافه کردن گین انتگرال‌گیر، استفاده از فیلتر کالمن و تشخیص عملگر خراب و حذف آن از سیستم کنترلی نام برد.

## ساختار مقاله

در این مقاله در بخش اول ابتدا کارهای مشابه بررسی شده است و در ادامه ساختار کلی مقاله مورد بررسی واقع شد. در بخش دوم خطای احتمالی در هواپیما که ممکن است رخ دهد بررسی شد. در بخش سوم سیستم مقاوم در برابر خطا به صورت کلی مورد بررسی واقع شد. در بخش چهارم شبیه‌سازی انجام شده برای سیستم مقاوم در برابر خطا توضیح داده شده است. در آخر در بخش پنجم به جمع‌بندی و آرایه نتایج پرداخته شده است.

## شناسایی خطاهای احتمالی در هواپیما

برای اینکه بتوان سیستم را در برابر خطاها، مقاوم کرد یا به اصطلاح، سیستم مقاوم در برابر خطا طراحی کرد ابتدا باید خطاهای سیستم شناخته شود. در این قسمت تلاش شده تا خطاهایی که منجر به سانحه در هواپیمای مسافربری می‌شود آورده شود و اثرات این خطاها نیز بر روی هواپیما بررسی شود.

## خطای عملگرها

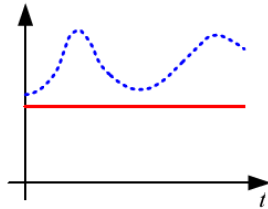
- می‌توان خطاهای عملگر را به سه دسته‌ی کلی دسته‌بندی کرد
- خطای بایاس: عملگر با اختلاف نسبت به فرمان کنترلی اعمال شود.
  - خطای قفل شدن: این خطا خود به دو دسته‌ی قفل در وضعیت فعلی و قفل در وضعیت نهایی تقسیم می‌شود.
  - خطای شناوری: در حالتی که هیدرولیک هواپیما از دست رفته است سطوح کنترلی هیچ نیرویی ندارند و به اصطلاح به حالت شناوری در می‌آیند. در شکل ۱ یکی از خطای عملگرها که در هواپیما اتفاق می‌افتد آورده شده است.
  - برخی از خطای عملگرها در جدول ۱ آورده شده است.



شکل ۱- قفل شدن رادار در وضعیت نهایی در هواپیمای ایرباس [۱]

## خطای سنسورها

خطای ثابت شدن مقدار سنسور: در این مواقع سنسور بدون در نظر گرفتن مقدار واقعی خودش، همانند شکل ۵ مقدار ثابتی را نمایش می‌دهد.

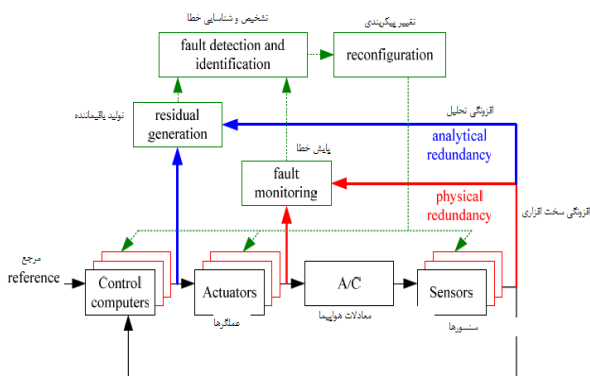


شکل ۵- نمونه‌ای از خطای ثابت شدن مقدار سنسور [۱]

خطای نویز: در اغلب سنسورها خطای نویز وجود دارد که داده‌ها را همراه با مقداری نویز نمایش می‌دهند. برای شبیه‌سازی این نویزها در محیط متلب نیاز به دانستن مقدار انحراف از معیار و فرکانس نویزها می‌باشد. در این مقاله با بررسی سنسورهای موجود مقدار انحراف معیار برابر ۰.۲ و مقدار فرکانس نویزها برابر با ۵۰۰ هرتز در نظر گرفته شده است.

## سیستم مقاوم در برابر خطا

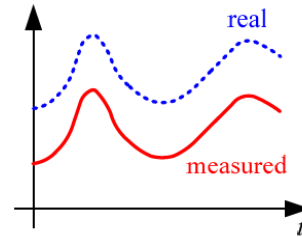
سیستم مقاوم در برابر خطا به دو دسته کلی سیستم مقاوم در برابر خطای نرم‌افزاری و سیستم مقاوم در برابر خطای سخت‌افزاری تقسیم می‌شود. ساختار کلی سیستم مقاوم در برابر خطا برای سیستم کنترل پرواز در شکل ۶ آورده شده است.



شکل ۶- معماری کلی سیستم مقاوم در برابر خطا برای سیستم کنترل پرواز [۱]

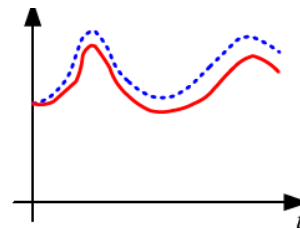
یکی از بخش‌های مهم سیستم مقاوم در برابر خطا، بخش تشخیص خطا می‌باشد. این بخش در شکل ۷ آورده شده است. در این بخش با استفاده از داده‌های اضافی که از افزونگی‌های تحلیلی و سخت‌افزاری بوجود آمده است به تشخیص خطا می‌پردازد.

خطای سنسورها شامل خطای بایاس<sup>۱</sup>، خطای نویز و خطای از دست دادن دقت سنسور<sup>۲</sup>، خطای انحراف<sup>۳</sup> و خطای ثابت شدن<sup>۴</sup> سنسور می‌باشد. خطای بایاس: همانند شکل ۲ وقتی مقدار ثابتی بین خروجی سنسور و مقدار واقعی اختلاف وجود داشته باشد به این خطا، خطای بایاس می‌گویند.



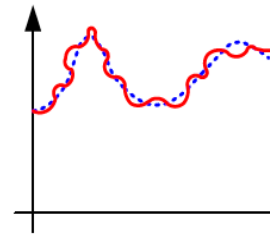
شکل ۲- نمونه‌ای از خطای بایاس برای سنسور [۱]

خطای انحراف: در بعضی از مواقع مقدار اندازه‌گیری شده توسط سنسور به آرامی از مقدار اصلی بیشتر می‌شود و هر چه می‌گذرد مقدار خطا بیشتر می‌شود همانند شکل ۳ به این خطا، خطای انحراف می‌گویند.



شکل ۳- نمونه‌ای از خطای انحراف برای سنسور [۱]

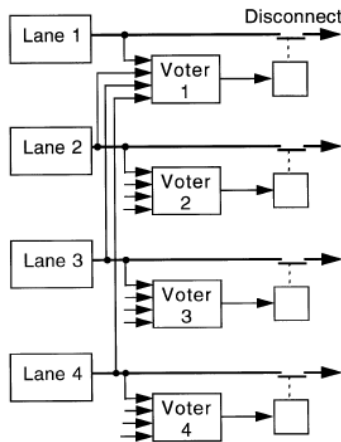
خطای از دست دادن دقت: وقتی که دستگاه اندازه‌گیری هیچوقت مقدار درست خودش را نمایش ندهد همانند شکل ۴ در این جا دچار خطای از دست دادن دقت شده است.



شکل ۴- نمونه‌ای از خطای از دست دادن دقت برای سنسور [۱]

- 1 Bias
- 2 Loss of accuracy
- 3 Drift
- 4 Freezing

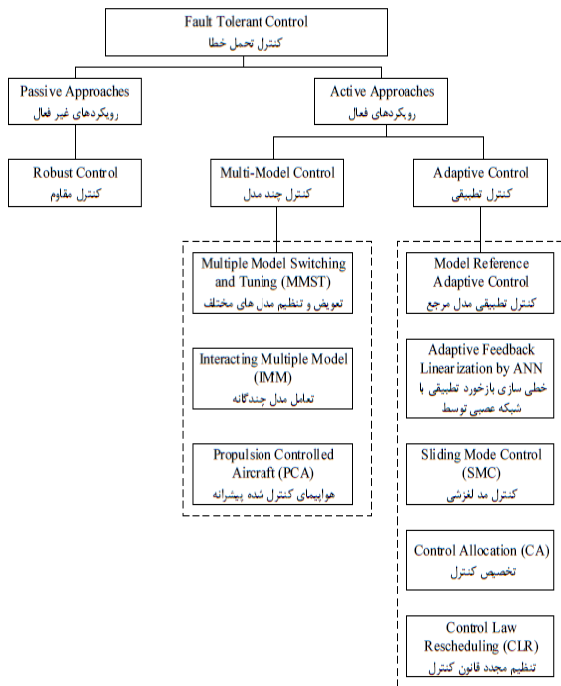
یک رای گیرنده<sup>۱</sup> قرار داده می شود. این رای گیرنده ها مشخص می کنند که در هر لحظه چه کانالی وصل باشد.



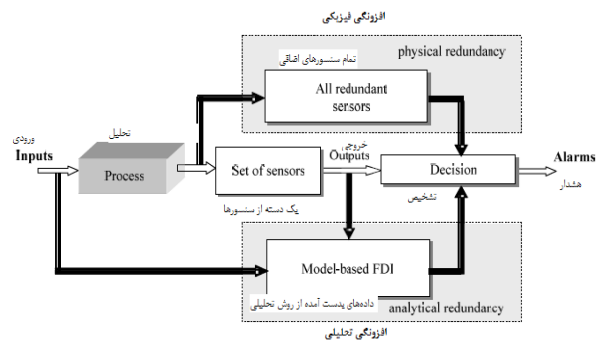
شکل ۱۰- سیستم افزونگی چهارگانه همراه با رای گیری [۱۰،۱۱]

### سیستم مقاوم در برابر خطای نرم افزاری

سیستم مقاوم در برابر خطا به دو دسته کلی فعال و غیر فعال همانند شکل ۱۱ تقسیم می شود در روش غیر فعال از متدهای مختلف کنترل مقاوم برای مقاوم سازی سیستم در برابر خطا استفاده می شود. در روش فعال هم از روش تطبیقی و هم از روش کنترل چند مدل استفاده می شود.

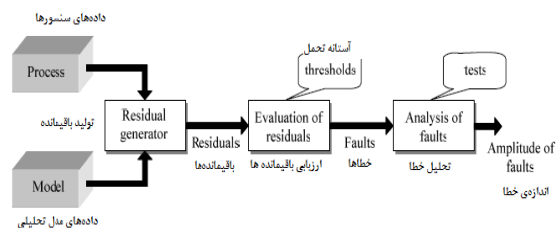


شکل ۱۱- دسته بندی روش های مقاوم سازی در برابر خطا به صورت نرم افزاری [۱]



شکل ۷- معماری کلی بخش تشخیص خطا [۱]

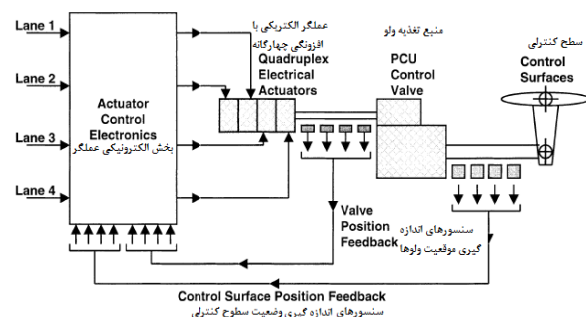
مکانیزم تشخیص خطا در سیستم مقاوم در برابر خطا همانند شکل ۸ داده هایی که از مدل و از سنسورها بدست آمده از هم کم می شوند و مقدار باقی مانده در اینجا تولید می شود و با مقایسه ای این باقی مانده ها با یکدیگر توانایی تشخیص وقوع خطا در سیستم را دارد.



شکل ۸- مکانیزم تشخیص خطا با استفاده از تولید باقی مانده در سیستم مقاوم در برابر خطا [۱]

### سیستم مقاوم در برابر خطای سخت افزاری

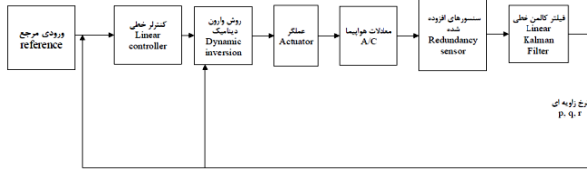
یکی از روش های مقاوم سازی سیستم کنترل پرواز استفاده از افزونگی سخت افزاری می باشد. در این نوع از سیستم ها همانند شکل ۹ به جای استفاده از یک سنسور از چهار سنسور استفاده شده است. این موضوع نه تنها برای سنسورها بلکه برای کامپیوتر پرواز و عملگرها صدق می کند.



شکل ۹- سیستم کنترل پرواز همراه با افزونگی چهارتایی [۱۰]

همانند شکل ۱۰ در سیستم همراه با افزونگی باید رای گیری انجام شود جدای از اینکه رای گیری چگونه انجام می شود در هر کانال

در شکل ۱۳ شماتیکی از سیستم کنترلی مقاوم در برابر خطا پیاده شده در این مقاله نمایش داده شده است. این سیستم شامل بلوک‌های زیر می‌باشد.



شکل ۱۳- سیستم کنترلی مقاوم در برابر خطا

۱. بلوک معادلات هواپیما: در این بلوک معادلات شش درجه آزادی برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷ آورده شده است.
۲. بلوک وارون دینامیک: این بلوک کنترل وارون کننده دینامیک می‌باشد.
۳. بلوک عملگر: در این بلوک تابع تبدیل عملگرها آورده شده است که عموماً تابع تبدیل عملگر به صورت تاخیر می‌باشد البته باید دو نکته در این بلوک توجه شود حد اشباع عملگرها و سرعت عملگرها که در این جا حد اشباع عملگرها ۳۰ درجه و سرعت عملگرها ۳۰ درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده است. در عملگر مکانیزم تشخیص خطا پیاده شده است. اگر داده‌ی خروجی عملگر با مقدار داده‌ی ورودی عملگر که از کامپیوتر پرواز آمده است تفاوت داشته باشد عملگر دارای خطا می‌شود. خطای عملگر به دو صورت اعمال شده است، خطای بایاس و خطای قفل شدن عملگر، در صورتی که عملگر دارای خطای بایاس باشد با استفاده از گین انتگرال گیر کنترل می‌توان تا حدی سیستم را در برابر این خطا کنترل کرد، ولی در صورتی که عملگر در حالت تریب یا در حالت نهایی قفل شود ابتدا باید تشخیص داده شود که این عملگر خراب می‌باشد مکانیزم تشخیص به این صورت است که اگر خروجی عملگر ثابت شود و این مقدار ثابت دستور فرمان کنترلی نباشد و مقدار فرمان کنترلی از حد اشباع عملگر فراتر نرفته باشد پس طبق این شرایط مشخص می‌شود که عملگر خراب شده است. در ادامه این عملگر خراب باید از سیستم کنترلی حذف شود زیرا هواپیمای بویینگ ۷۴۷ دارای چند سطح کنترلی برای هر کانال می‌باشد.

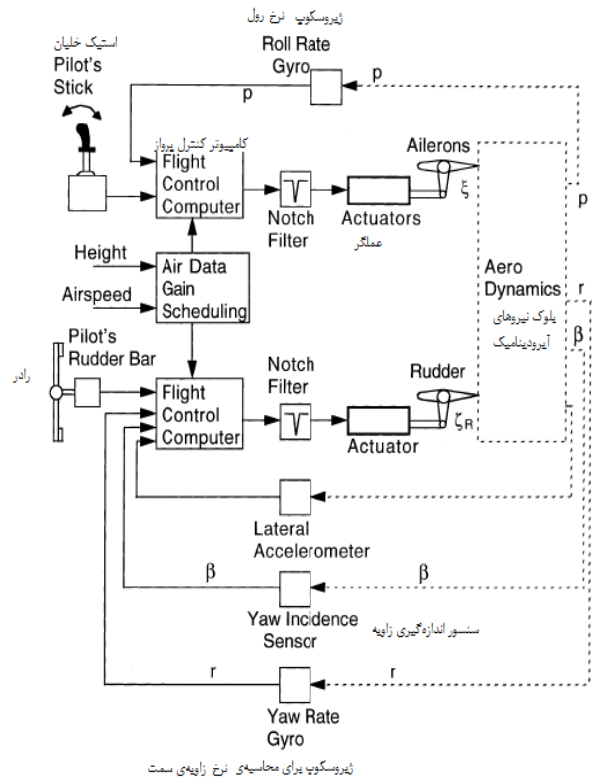
۴. بلوک کنترل خطی در این کنترل از گین تناسبی و انتگرال گیر استفاده شده است. گین تناسبی سرعت پاسخ سیستم را تنظیم می‌کند و گین انتگرال گیر تا حدودی سیستم را در برابر خطا مقاوم می‌کند.

۵. بلوک افزونگی سخت افزاری: همان طور که در بخش‌های قبل اشاره شد، برای استفاده از افزونگی سخت‌افزاری از چندین سنسور بجای یک سنسور استفاده می‌شود. این روش خود سیستم را در برابر خطای سنسورها مقاوم می‌کند البته باید توجه شود که وقتی از چهار سنسور برای اندازه‌گیری یک داده استفاده می‌شود باید

## شبیه‌سازی سیستم کنترل مقاوم در برابر خطا

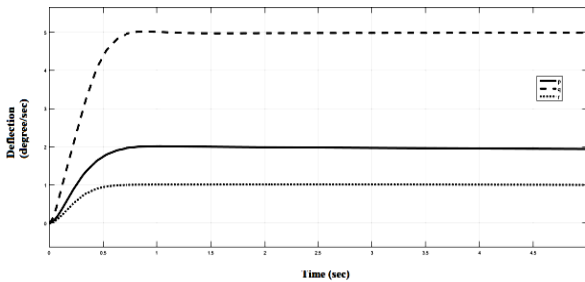
برای شبیه‌سازی سیستم کنترل پرواز هواپیما ابتدا لازم است یک سیستم کنترل پرواز به صورت کلی مورد بررسی واقع شود به همین منظور در شکل ۱۲ یک سیستم کنترل پرواز به صورت کلی نمایش داده شده است. همان طور که از شکل مشاهده می‌شود سیستم کنترل پرواز شامل:

۱. پدال و استیک برای رساندن فرمان خلبان به کامپیوتر پرواز، برای این منظور از یک سری سنسورهای حرکتی استفاده می‌شود تا در صورت جابجایی این اجزا کامپیوتر پرواز متوجه منظور خلبان شود.
۲. کامپیوترهای پرواز: همان طور که گفته شد کامپیوترها وظیفه‌ی گرفتن فرمان خلبان از پدال و استیک را دارند و همچنین با در نظر گرفتن محدودیت‌هایی که از قبل در آن در نظر گرفته شده است باید فرمان کنترلی را به سطوح برسانند.
۳. سنسورها: سنسورها در سیستم کنترل پرواز نقش بازخورد را ایفا می‌کنند و وظیفه دارند به سیستم کنترلی (کامپیوترهای پرواز) بازخورد دهند.
۴. عملگرها: وظیفه‌ی اعمال قانون کنترلی و حرکت دادن سطوح کنترلی را دارند.
۵. سطوح کنترلی: در آخر با استفاده از عملگرها سطوح کنترلی به حرکت در می‌آید تا به خلبان اجازه دهد با استفاده از این سطوح هواپیما را کنترل کند.



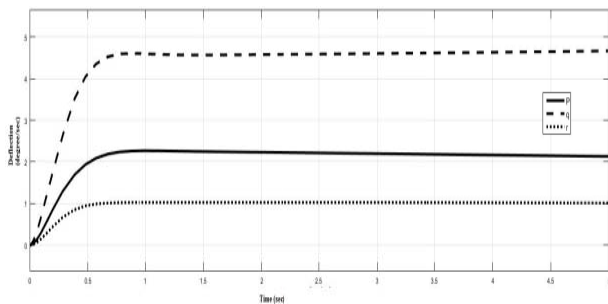
شکل ۱۲- سیستم کنترل پرواز FBW [۱۰]

حالت ۱: سیستم بدون خطا و فقط با استفاده از یک گین ساده به مقدار مطلوب می‌رسد.



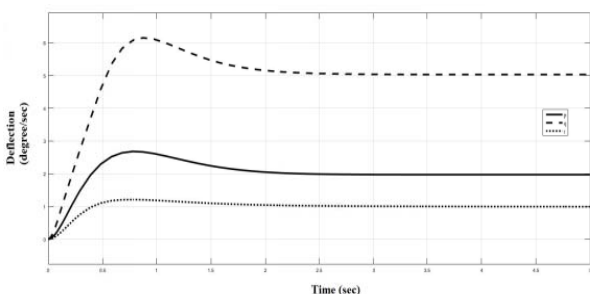
شکل ۱۵ - خروجی سنسورها در حالت بدون خطا

حالت ۲: سیستم دارای خطای ۵ درجه offset می‌باشد و بررسی خطای offset در سیستم کنترلی همان طور که در شکل ۱۶ نمایش داده اگر عملگرها دارای offset باشند سیستم خروجی سیستم به مقدار مطلوب نمی‌رسد و با اختلاف بیشتر و یا کمتر به مقدار مطلوبش می‌رسد.



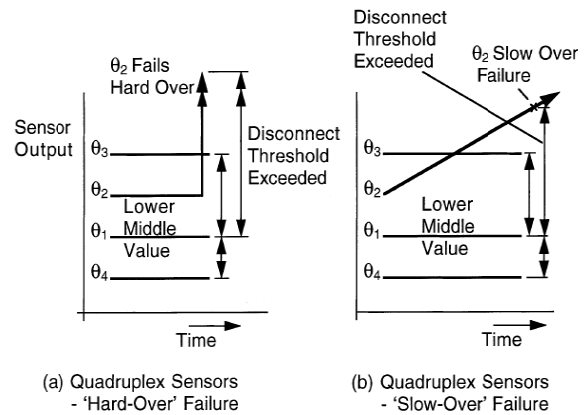
شکل ۱۶ - خروجی سنسورها در حالتی که عملگرها دارای خطای بایاس باشند

حالت ۳: جبران خطای بایاس در سیستم با اضافه کردن گین انتگرال‌گیر همان‌طور که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود با اضافه کردن گین انتگرال‌گیر سیستم یک فرآیند می‌زند و بعد بر روی مقدار مطلوب تعیین شده قرار می‌گیرد.



شکل ۱۷ - خروجی سنسورها در حالت خطای بایاس عملگرها همراه با گین انتگرال‌گیر

بین آن داده‌ها رای‌گیری انجام شود طبق مرجع [۱۰] متدهای مختلفی برای رای‌گیری وجود دارد که ابتدا داده‌های سنسورها را به ترتیب صعودی و نزولی چیده می‌شود و بین این داده‌ها همانند شکل ۱۴ مقدار میانی کمتر<sup>۱</sup> انتخاب می‌شود. در شبیه‌سازی انجام شده از چهار سیگنال برای هر سنسور استفاده شده است که روی بعضی از این سیگنال‌ها نویز یا خطای بایاس عمدا آورده شده است.



(a) Quadruplex Sensors - 'Hard-Over' Failure

(b) Quadruplex Sensors - 'Slow-Over' Failure

شکل ۱۴ - داده‌های سنسوری با افزونگی چهارتایی [۱۴]

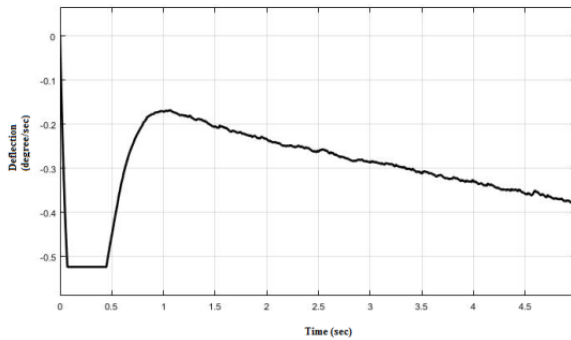
۶. بلوک فیلتر کالمن خطی: در این بلوک ورودی و خروجی‌های سیستم کنترلی وارد می‌شود و همچنین سیستم به صورت فضای حالتی باید در این بلوک پیاده شود. خروجی این بلوک خروجی سنسورها بدون نویز می‌باشد. در مرجع [۱۴] توضیحاتی در مورد فیلتر کالمن برای سیستم خطی داده است. بلوک‌های معادلات هوایمای و وارون دینامیک با یکدیگر خنثی می‌شوند همچنین از بلوک عملگر که تابع تبدیل یک تاخیر است می‌توان صرف نظر کرد. بلوک دیاگرام جدید نیز در همان شکل آورده شده است این بلوک با فرض اینکه کنترلر خطی یک گین ساده و مقدارش ۴ است رسم شده است. حال با توجه به بلوک دیاگرام جدید ترسیم شده فضای حالت برای سیستم همانند معادله‌ی (۱) می‌شود.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 4 & -4 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ y \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ y \end{bmatrix}$$

## نتایج

در این شبیه‌سازی برای وسیله هدف زیر در نظر گرفته شده است: رساندن نرخ زاویه‌ای  $[p \ q \ r] = [2 \ 5 \ 1]$  درجه به ثانیه در حالت‌های مختلف:



شکل ۲۱- تغییرات الویتور سالم در حالتی که یکی از سطوح کنترلی قفل شده است

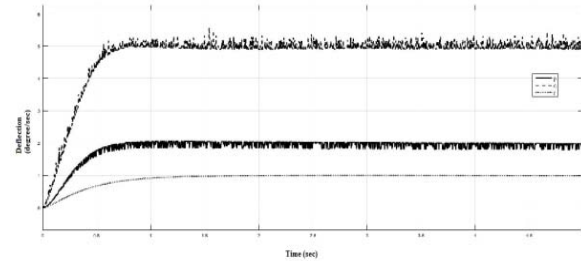
### جمع بندی

در این مقاله سعی شد تا سیستم مقاوم در برابر خطا برای هواپیمای بویینگ ۷۴۷ آورده شود. ابتدا خطاهای احتمالی در هواپیماها بررسی شد و تلاش شد برای هر کدام از خطاها راهکاری پیشنهاد شود. در شبیه سازی انجام شده در این مقاله خطای عملگر و خطای سنسورها وارد شد و تلاش شد با استفاده از روش های مختلف از جمله اضافه کردن گین انتگرال گیر به کنترلر و اضافه کردن افزونگی به سیستم، سیستم را در برابر این خطاها مقاوم نگه دارد. در صورتی که خطای قفل عملگر در سیستم رخ دهد ابتدا باید عملگر معیوب شناسایی شود و از سیستم کنترلی حذف شود و با استفاد از عملگر جایگزین اثرات آن جبران شود.

### مراجع

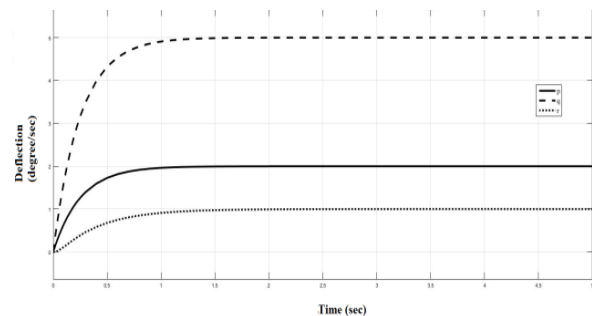
- [1] L. Zhong, "Contribution to fault tolerant flight control under actuator failures," PHD thesis, INSA de Toulouse, 2014.
- [2] K. Khorasani, "Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control of Dynamical Systems", Amirkabir lecture, February 18, 2018
- [3] T. J. Lombaerts, M.H. Smali, O. Stroosma, Q.P. Chu, J.A. Mulder, D.A. Joosten "Piloted simulator evaluation results of new fault-tolerant flight control algorithm," AIAA vol. 32, no. 6, pp. 1747-1765, 2009.
- [4] M. Blanke, M. Kinnaert, J. Lunze, M. Staroswiecki, and J. Schröder, Diagnosis and fault-tolerant control. Springer, 2006.
- [5] V. G. Adir and A. M. Stoica, "Fault Tolerant Stabilizing Controller for a Quadrotor UAV," in *Applied Mechanics and Materials*, 2013, vol. 325, pp. 1215-1220: Trans Tech Publications.
- [6] V. A. Megna and K. J. Szalai, "Multi-flight computer redundancy management for digital fly-by-wire aircraft control," in *COMPCON'77*, 1977, pp. 378-384: IEEE.

**حالت ۴:** سنسورها دارای نویز باشند همانند شکل ۱۸ نویز با انحراف معیار ۰.۲ درجه و فرکانس ۵۰۰ هرتز به سیستم وارد شده است.



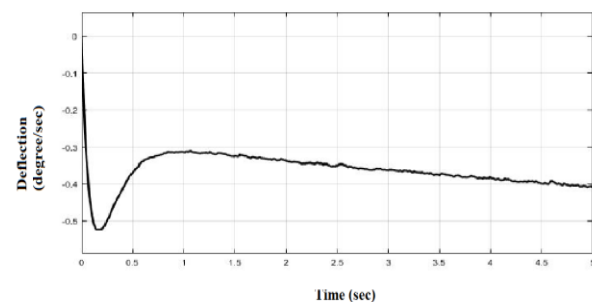
شکل ۱۸- خروجی سنسورها در حالت اضافه کردن اثر نویز بر روی سنسورها

**حالت ۵:** حذف اثر نویز با استفاده از فیلتر کالمن همان طور که در شکل ۱۹ مشاهده می شود اثرات نویز با استفاده از فیلتر کالمن به کلی از بین رفته است.



شکل ۱۹- خروجی سنسورها در حالت حذف اثر نویز با استفاده از فیلتر کالمن

**حالت ۶:** یکی از الویتورها در حالت ۵ درجه قفل شود. شکل ۲۰ تغییرات سطوح کنترلی را در حالتی که هر دو سطح کنترلی سالم هستند نمایش می دهد و شکل ۲۱ حالتی را نمایش می دهد که یکی از سطوح کنترلی قفل شده و مقدار تغییرات عملگر سالم را نمایش می دهد. همان طور که مشاهده می شود در حالتی که یک سطح کنترلی قفل شود سطح کنترلی سالم تغییرات بیشتری باید انجام دهد تا اثرات سطح کنترلی قفل شده را جبران کند.



شکل ۲۰- تغییرات الویتور در حالت تمام سطوح سالم



- [11] J. Kornecki and K. Hall, "Approaches to assure safety in fly-by-wire systems: Airbus vs. boeing," in *IASTED Conf. on Software Engineering and Applications*, 2004, pp. 471-476.
- [12] D. Mulcare, L. Downing, and M. Smith, "Quadruplex digital flight control system assessment," Springer, 1988.
- [۱۳] د. اسدی، "طرح ریزی و کنترل مسیر نشست اضطراری هواپیمای آسیب دیده،" تز دکترای رشته‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ۱۳۹۲
- [14] L. Ljung, "Asymptotic behavior of the extended Kalman filter as a parameter estimator for linear systems," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 24, no. 1, pp. 36-50, Feb. 1979.
- [7] W. Torres-Pomales, "Software fault tolerance: A tutorial," NASA /TM-2000-210616, 2000.
- [8] T. Lombaerts, Q. Chu, J. Mulder, and D. J. C. E. P. Joosten, "Modular flight control reconfiguration design and simulation," *Control Engineering Practice*, vol. 19, no. 6, pp. 540-554, 2011.
- [9] J. Choudhary, P. Balasubramanian, D. M. Varghese, D. P. Singh, and D. J. C. Maskell, "Generalized Majority Voter Design Method for N-Modular Redundant Systems Used in Mission- and Safety-Critical Applications," *Computers*, vol. 8, no. 1, p. 10, 2019.
- [10] R. P. G. Collinson, "Fly-by-Wire Flight Control," in *Introduction to Avionics Systems*, 2011, pp. 179-253.