بسم الله الرحمن الرحیم

۱۳۰۷
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش دینامیک پرواز و کنترل

عنوان:

طراحی الگوریتم سیستم کنترل پرواز مقاوم در مقابل عیب

استاید راهنما:

دکتر جعفر روشنی‌یان

دکتر مهدی مرتضوی

دانشجو:

حمید رشیدی

بهمن ماه ۱۳۹۱

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

فرم حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱. حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسندهٔ آن می‌باشد. هرگونه کپی‌برداری به صورت کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانهٔ دانشکدهٔ هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می‌باشد. ضمناً متن این صفحه نیز باید در نسخهٔ تکثیر شده وجود داشته باشد.

۲. کلیهٔ حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی می‌باشد و بدون اجازهٔ کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست. همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

اظهارنامهٔ دانشجو

عنوان پایان‌نامه:

طراحی الگوریتم سیستم کنترل پرواز مقاوم در مقابل عیب

اساتید راهنما: **دکتر جعفر روشنی‌یان و دکتر مهدی مرتضوی**

دانشجو: **حمید رشیدی**

اینجانب **حمید رشیدی** دانشجوی دورهٔ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش دینامیک پرواز وکنترل دانشکدهٔ هوافضا دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان‌نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تأیید می‌باشد و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. به علاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج شده در این پایان‌نامه تاکنون برای دریافت هیچ مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را به طور کامل رعایت کرده‌ام.

حمید رشیدی

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

تائیدیه هیات داوران

هیات داوران پس از مطالعه پایان‌نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان‌نامه تحت عنوان: **طراحی الگوریتم سیستم کنترل پرواز مقاوم در مقابل عیب** توسط آقای **حمید رشیدی** صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه **کارشناسی ارشد** در رشته **مهندسی هوافضا** گرایش **دینامیک پرواز و کنترل** با رتبه **عالی** مورد تائید قرار دادند.

اعضای هیئت داوران	نام و نام خانوادگی	امضاء
۱- استاد راهنما	آقای دکتر جعفر روشنی‌یان	
۲- استاد راهنما	آقای دکتر مهدی مرتضوی	
۳- استاد ممتحن داخلی	آقای دکتر امیر علی نیکخواه	
۴- استاد ممتحن خارجی	آقای دکتر مهران میرشمس	
۵- نماینده تحصیلات تکمیلی		

تقدیم به

پدر و مادر عزیزم که موهایشان سپیدی گرفت تا رویمان سپید بماند. آنان که فروغ نگاهشان، گرمی کلامشان

و روشنی رویشان، سرمایه های جاودانی زندگیم است

تشکر و قدردانی

با سپاس از زحمات اساتید عزیزم آقای دکتر روشنی‌یان و آقای دکتر مرتضوی که همواره همچون معلمانی مهربان در نهایت صبر و شکیبایی راهنما و یاری گر من در به سرانجام رساندن این پروژه بوده‌اند.

چکیده

در پایان نامه ارائه شده، توسعه سیستم تخصیص کنترل به عنوان بخشی از سیستم کنترل مقاوم در مقابل عیب در پرنده‌های بدون سرنشین ارائه شده است. این سیستم اختلاف بین پارامترهای عملکردی مطلوب و قابل دسترس هواپیما را با استفاده از بهینه‌سازی مربعی که چندین هدف و زیر هدف را می‌تواند در برگیرد، حداقل می‌نماید.

همچنین یک مدل شش درجه آزادی هواپیما به منظور اثبات اثرگذاری الگوریتم پیشنهادی در سناریوهای عیب مختلف ارائه شده است. شایان ذکر است سیستم تخصیص کنترل پیشنهادی به عنوان بخشی از سیستم کنترل مقاوم در مقابل عیب به منظور افزایش قابلیت اطمینان هواپیما در نظر گرفته شده است.

کلید واژه: *کنترل مقاوم در مقابل عیب، تخصیص کنترل، عیب، بهینه‌سازی.*

فهرست مطالب

عنوان **صفحه**

فصل ۱- مقدمه ۹

فصل ۲- عیب و تحمل عیب ۱۱

۲-۱- فرآیند تشخیص عیب ۱۱

۲-۲- وظیفه اصلی نظارت ۱۲

۲-۲-۱- مراحل تشخیص ۱۲

۲-۲-۲- مدل‌های عیب ۱۳

۲-۲-۳- عیب ۱۵

۲-۲-۴- خرابی ۱۷

۲-۳- سیستم‌های کنترل مقاوم در مقابل عیب ۱۸

۲-۳-۱- کنترلرهای مقاوم در مقابل عیب غیرفعال ۱۸

۲-۳-۲- کنترلرهای مقاوم در مقابل عیب فعال ۱۹

۲-۴- رویارویی با عیب و خرابی در عمل ۱۹

۲-۵- چالش‌های طراحی سیستم کنترل قابل بازسازی ۲۰

۲-۵-۱- مشکلات طراحی سیستم‌های تشخیص عیب قابل اطمینان ۲۰

۲-۵-۲- تاثیر متقابل بین کنترلرهای پرواز و سیستم‌های تشخیص عیب ۲۰

۲-۵-۳- چالش‌های عملی دیگر ۲۱

فصل ۳- تکنیک‌های طراحی سیستم‌های کنترل پرواز مقاوم ۲۲

۳-۱- تکنیک‌های مدل چند گانه ۲۳

۳-۱-۱- مدل چندگانه سوئیچینگ و میزان سازی ۲۴

۳-۱-۲- مدل چندگانه‌ی اثر متقابل ۲۶

۳-۱-۳- هواپیمای کنترل شده توسط پیشران ۲۸

۳-۲- مدل چندگانه تخمین تطبیقی ۲۹

۳-۳- تکنیک‌های تخصیص کنترل ۲۹

۳-۴- کنترل تطبیقی مدل مرجع ۳۱

۳-۵- تخصیص ساختار ویژه(EA) ۳۳

۳-۵-۱- معرفی تئوری EA ۳۳

۳-۵-۲- EA قابل بازسازی ۳۴
۳-۶- کنترل مد لغزشی ۳۵
۳-۶-۱- معرفی کنترل مد لغزشی ۳۶
۳-۶-۲- کنترل قابل بازسازی مد لغزشی ۳۸
۳-۷- کنترل مدل پیش‌بینی ۳۹
۳-۸- متدهای دیگر کنترل قابل بازسازی ۴۰
۳-۹- نتیجه‌گیری ۴۱
فصل ۴- سیستم تخصیص کنترل ۴۳
۴-۱- مسئله تخصیص کنترل ۴۳
۴-۲- اهداف تخصیص کنترل ۴۴
۴-۳- فرمولاسیون مسئله کلی ۴۵
۴-۳-۱- مسئله تخصیص مستقیم ۴۶
۴-۳-۲- مسئله حداقل سازی خطا ۴۶
۴-۳-۳- مسئله حداقل سازی کنترل ۴۷
۴-۳-۴- مسئله بهینه‌سازی ترکیبی ۴۷
۴-۴- روش‌های حل مرسوم ۴۷
۴-۴-۱- روش‌های غیر بهینه ۴۸
۴-۴-۱-۱- روش‌های برون خط ۴۸
۴-۴-۱-۲- Daisy-Chaining ۴۸
۴-۴-۱-۳- روش‌های شبه معکوس ۴۹
۴-۴-۲- روش‌های بهینه ۵۰
۴-۴-۲-۱- تخصیص مستقیم ۵۰
۴-۴-۲-۲- حل مبتنی بر بهینه سازی ۵۰
فصل ۵- فرمولاسیون تخصیص کنترل ۵۱
۵-۱- تعریف مسئله ۵۱
۵-۲- مقدمه ۵۱
۵-۳- بردارهای ترکیبی کنترل و عملگرهای مجازی ۵۲
۵-۳-۱- کنترل ترکیبی و بردارهای انحراف ۵۳
۵-۴- سیستم تخصیص کنترل ۵۳
۵-۵- فرمولاسیون ۶ درجه آزادی ۵۴

۵-۵-۱- تریم ۵۸
۵-۵-۱-۱- معادلات تریم طولی ۵۹
۵-۵-۱-۲- روابط تریم عرضی ۶۰
۵-۵-۲- پرواز نامتقارن ۶۰
۵-۵-۲-۱- زاویه غلت صفر ۶۱
۵-۵-۲-۲- لغزش صفر ۶۲
۵-۵-۲-۳- ترکیب لغزش و غلت ۶۲
۵-۶- حداقل کردن خطاهای نیرو و ممان ۶۳
۵-۷- حداقل سازی تاثیرات مخالف (Adverse effects) ۶۴
۵-۷-۱- تاثیرات مخالف ناشی از یک فرمان رل ۶۵
۵-۸- قیود ۶۶
۵-۹- نتیجه گیری ۶۶
فصل ۶- بهینه‌سازی ۶۸
۶-۱- روند مسئله بهینه‌سازی ۶۸
۶-۲- بهینه‌سازی چند هدفه ۶۸
۶-۲-۱- فرمولاسیون کلی مسئله ۶۸
۶-۲-۲- ملاحظات حل ۶۹
۶-۲-۳- انتخاب تابع هزینه ۶۹
۶-۲-۳-۱- برنامه ریزی هدف ۷۰
۶-۲-۳-۲- معیار وزنی فراگیر ۷۰
۶-۲-۴- نرمال‌سازی ۷۰
۶-۲-۴-۱- نرمال‌سازی تابع هزینه ۷۱
۶-۲-۴-۲- نرمالایز سازی قیود ۷۱
۶-۳- انتخاب روش بهینه‌سازی ۷۱
۶-۳-۱- روش‌های مستقیم ۷۲
۶-۳-۲- روش‌های غیرمستقیم ۷۳
۶-۴- الگوریتم SQP ۷۳
۶-۵- آماده‌سازی مسئله بهینه‌سازی ۷۵
۶-۵-۱- بردار طراحی ۷۵
۶-۵-۲- تابع هزینه ۷۵
۶-۶- تریم ۷۶

۶-۷- خطاهای ممان و نیرو ۷۶
۶-۸- اثرات مخالف ۷۷
۶-۹- تابع هزینه منتج شده ۷۷
۶-۱۰- پیاده‌سازی قیود ۷۸
۶-۱۰-۱- قیود تساوی ۷۸
۶-۱۰-۲- قیود نامساوی ۷۸
۶-۱۱- نتیجه‌گیری ۷۸
فصل ۷- پیاده‌سازی و نتایج شبیه‌سازی ۷۹
۷-۱- وزن‌دهی ۷۹
۷-۱-۱- اهداف اصلی ۷۹
۷-۱-۲- زیر اهداف ۸۰
۷-۲- نرمالایز سازی ۸۰
۷-۳- نتایج شبیه‌سازی ۸۰
۷-۳-۱- دسته‌بندی عیوب ۸۱
۷-۳-۱-۱- عیب نرم در عملگر منفرد ۸۱
۷-۳-۱-۲- عیب سخت در عملگر منفرد ۸۶
۷-۳-۱-۳- عیب نرم عملگر چندگانه ۸۷
۷-۳-۱-۴- عیب سخت در چند عملگر ۹۲
فهرست مراجع ۹۴
واژه نامه فارسی به انگلیسی ۹۷
واژه نامه انگلیسی به فارسی ۹۹

فهرست جدول‌ها

عنوان **صفحه**

جدول ۱-۱: خرابی‌های کلی در سه زیر گروه سنسور، عملگر و سازه..... ۱۴
جدول ۳-۱: روشهای طراحی سیستم کنترل پرواز مقاوم در مقابل عیب..... ۲۲
جدول ۳-۲ مقایسه بین روش‌های کنترل قابل بازسازی..... ۴۲
جدول ۶-۱: روشهای مستقیم وغیر مستقیم بهینهسازی..... ۷۲

فهرست شکل‌ها

عنوان **صفحه**

شکل ۲-۱: (a) شناور شدن حول نقطه تریم ؛ (b)قفل کردن عملگر ؛(c) عدم حرکت عملگر موافق با ورودی ؛(d)کاهش اثر گذاری[4]..... ۱۶

شکل ۲-۲: (a) بایاس سنسور ؛ (b) از دست دادن دقت یا خطای کالیبراسیون ؛(c) انحراف سنسور ؛(d) سنسور بی حرکت**[4]**..... ۱۷

شکل ۳-۱: تقسیم بندی روشهای کنترل مقاوم در مقابل عیب..... ۲۳

شکل ۳-۲: بلوک دیاگرام مدل چند گانه سوئیچینگ و میزان سازی[1]..... ۲۴

شکل ۳-۳: شماتیک روش مدل چند گانه سوئیچینگ و میزان سازی[1]..... ۲۶

شکل ۳-۴: ترکیب محدب مجموعه نقاط[27]..... ۲۷

شکل ۳-۵: شماتیک MMAE [1]..... ۲۹

شکل ۳-۶: بلوک دیاگرام تخصیص کنترل..... ۳۰

شکل ۳-۷: بلوک دیاگرام کنترل تطبیقی مدل مرجع [1]..... ۳۲

شکل ۴-۱: ارتباط بین سیستم کنترل و فیزیک پرنده..... ۴۴

شکل ۴-۲: ایده اصلی DC..... ۴۹

شکل ۵-۱: بلوک دیاگرام کنترلر پیشنهادی..... ۵۴

شکل ۵-۲: مدل آیرودینامیکی مبنا..... ۵۵

شکل ۵-۳: عدم تقارن در تراست موتور..... ۶۱

شکل ۵-۴: تریم پرنده با زاویه غلت صفر..... ۶۱

شکل ۵-۵: تریم پرنده با زاویه لغزش صفر..... ۶۲

شکل ۵-۶: تریم پرنده با زاویه لغزش و غلت..... ۶۳

شکل ۷-۱: الویتور ۲ قفل کرده در موقعیت صفر..... ۸۲

شکل ۷-۲: تغییرات الویتور ۱ قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۲

شکل ۷-۳: تغییرات الران ۱ قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۲

شکل ۷-۴: تغییرات الران ۲ قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۳

شکل ۷-۵: تغییرات رادر قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۳

شکل ۷-۶: تغییرات زاویه حمله قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۳

شکل ۷-۷: تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور X قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۴

شکل ۷-۸: تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور Y قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۴
شکل ۷-۹: تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور Z قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۴
شکل ۷-۱۰: تغییرات زاویه لغزش قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۵
شکل ۷-۱۱: تغییرات سرعت در راستای محور X قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۵
شکل ۷-۱۲: تغییرات سرعت در راستای محور Y قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۵
شکل ۷-۱۳: تغییرات سرعت در راستای محور Z قبل و بعد از وقوع عیب نرم..... ۸۶
شکل ۷-۱۴: شبیه‌سازی مسیر پرواز در صورت بروز عیب نرم..... ۸۶
شکل ۷-۱۵: الویتور ۲ قفل کرده در موقعیت ۲/۸ درجه..... ۸۷
شکل ۷-۱۶: الران ۲ قفل کرده در موقعیت صفر..... ۸۷
شکل ۷-۱۷: تغییرات الویتور ۱ قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۸۸
شکل ۷-۱۸: تغییرات الران ۱ قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۸۸
شکل ۷-۱۹: تغییرات رادر قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۸۸
شکل ۷-۲۰: تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور X قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۸۹
شکل ۷-۲۱: تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور Y قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۸۹
شکل ۷-۲۲: تغییرات سرعت زاویه‌ای حول محور Z قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۸۹
شکل ۷-۲۳: تغییرات زاویه لغزش قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۹۰
شکل ۷-۲۴: تغییرات زاویه حمله قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۹۰
شکل ۷-۲۵: تغییرات سرعت در راستای محور X قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۹۰
شکل ۷-۲۶: تغییرات سرعت در راستای محور Y قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۹۱
شکل ۷-۲۷: تغییرات سرعت در راستای محور Z قبل و بعد از وقوع عیب نرم چندگانه..... ۹۱
شکل ۷-۲۸: شبیه‌سازی مسیر پرواز در صورت بروز عیب نرم چندگانه..... ۹۱

فهرست علایم و نشانه‌ها

عنوان	علامت اختصاری
کنترل تحمل عیب	FTC
برنامه‌ریزی مربعی ترتیبی	SQP
هواپیمای بدون سرنشین	UAV
زاویه حمله	α
زاویه لغزش	β
زاویه بنک	φ
زاویه یاو	ψ
انحراف عملگر	δ
جابجایی الویتور	δ_E
جابجایی الران	δ_A
جابجایی عملگر تراست	δ_T
تابع هزینه	J
لیفت	L
درگ	D
ممان پیچ	M
ممان یاو	N
ممان رل	l
بهره بردار ترکیبی رل	T_{AA}
بهره بردار ترکیبی پیچ	T_{AE}
بهره بردار ترکیبی یاو	T_{AR}
بهره بردار ترکیبی تراست	T_{AT}
بردار انحراف	T_{AB}

فصل ۱- مقدمه

با افزایش کیفیت محصولات و به موازات آن افزایش هزینه‌ها، امنیت سیستم‌ها و در نتیجه زمینه‌ی نظارت[۱]، تشخیص عیب[۲] و مقاوم سازی در مقابل عیب[۳] اهمیت ویژه‌ای یافت.

از سال ۱۹۶۰ تاثیر اتوماسیون[۴] بر روی روند طراحی صنعتی به طور چشم‌گیری اثر گذاشته است. این توسعه روند اتوماسیون سازی ناشی از تقاضا برای افزایش کیفیت و هم چنین به حداقل رساندن حضور عامل انسانی در فرآیند تولید بوده است[1].

میزان اتوماسیون از سال ۱۹۷۵ به شکل چشم‌گیری افزایش یافت. هنگامی که رایانه‌ها به طور نسبی در دسترس بودند و می‌توانستند بسیاری از مسائل اتوماسیون را حل کنند. این با پیشرفت در حیطه‌ی سنسورها و عملگرها[۵] موازی شد و مشکلی که سیستم‌ها در این دوره با آن روبه‌رو شدند خارج شدن یک سنسور و عملگر از سیستم بود که نهایتاً منجر به شکست فرآیند می‌شد [2]. توسعه‌ی اتوماسیون در صنایعی همچون هوافضا که تا حدودی بسیار زیادی به صورت خودکار عملیاتی می‌شوند نیز قابل مشاهده است. با روند روبه‌رشدی که در صنایع هوافضا وجود داشت مشکلی که بعدها در نتیجه‌ی عمل نکردن سنسورها و عملگرهای پرنده رخ می‌داد غیرقابل جبران بود و التزام پیدا کردن روشی به منظور شنایایی عیب و مقابله با آن غیرقابل انکار بود. اما چگونگی شناسایی عیب و نقص در یک زیر سیستم از سیستم های پرنده و همچنین چگونگی رفع آن نقص به منظور عدم توقف سیستم چالش بزرگی بود که تمامی صنایع و به خصوص هوافضا با آن روبه‌رو شدند.

امروزه تقاضا برای ایمنی، کارایی و قابلیت اطمینان در سیستم‌های دینامیکی ساخته دست بشر رو به افزایش است. این نیاز به خاطر افزایش پیچیدگی و نیز اتوماتیک شدن عملکردها در سیستم‌ها بیشتر به چشم می خورد. آگاهی زودهنگام از وقوع عیب در یک سیستم باعث جلوگیری از خرابی، از کارافتادگی و صدمه به سیستم و انسان می‌شود. در این راستا بحرانی بودن ایمنی در هواپیماهای مسافربری قابلیت اطمینان بالایی را طلب می‌کند به این منظور قوانین و مقررات پروازی حدود قابلیت اعتمادی را برای اجزای هواپیما الزام می‌کنند. مثلاً احتمال وقوع عیب در سنسورهای یک هواپیمای حمل و نقل تجاری که منجر به وقوع فاجعه شود باید 10^{-4} بار در ساعت باشد. سازندگان هواپیما از

[1] Supervision
[2] Fault Detection and Isolation
[3] Fault-Tolerant
[4] Automation
[5] Actuator

سخت افزارهای پیشنهادی مانند استفاده از چند سنسور (دوگانه، سه گانه، و چهارگانه)، عملگرها و کامپیوترهای مشابه در پرواز به این قابلیت اعتماد دست یافته‌اند. اما در هواپیماهای بدون سرنشین با توجه به محدویت‌های وزنی و فضای اشغالی به منظور کاهش پیچیدگی، وزن، فضای اشغالی و در نتیجه کاهش هزینه‌های پرواز می‌توان از روش‌های عیب‌یابی تحلیلی به جای بخشی از سخت افزارهای اضافی و همچنین چک‌های تعمیر و نگهداری استفاده کرد[3].

لذا با توجه به اهمیت تشخیص عیب و چگونگی مقابله با عیب واقع شده به صورت برخط در سامانه‌های هوافضایی بدون سرنشین، در پایان نامه ارائه شده سعی بر آن است که عملکرد پروازی هواپیما را در صورت حادث شدن عیب در عملگر، که شامل عیب نرم و یا عیب نرم چندگانه می‌شود، نزدیک به شرایط بهینه حفظ نمود.

روش مورد بررسی و ارائه شده تخصیص کنترل است که روش کنترلی تحمل عیب است و هدف آن کنترل و حفظ پایداری هواپیمایی است که دچار خرابی عملگر شده است. تخصیص کنترل در واقع ایجاد نیروها و ممان‌های مطلوب با استفاده از مجموعه‌ای از عملگرها است؛ به عبارت دیگر پرنده‌ای که باید کنترل شود، تعداد عملگرهای باالقوه بیشتری نسبت به اهداف کنترلی تعیین شده دارد و عملگرهای در دسترس باید به گونه‌ای به منظور برآورده کردن اهداف کنترلی به کار گرفته شوند. در روش ارائه شده در صورت بروز عیب، خروجی قانون کنترلی که مجموعه‌ای از ممان‌های مطلوب می‌باشد به بلوک تخصیص کنترل ارسال می‌شود تا با انتخاب مکان‌ها و موقعیت‌های مناسب برای عملگرها به منظور تولید این ممان‌ها در راستای حفظ پایداری پرنده گام بردارد. در روش مذکور نیازی به بررسی تمامی سناریوهای عیب و خرابی که انتظار می‌رود اتفاق بیفتد نیست و کنترل داخلی قادر است هر گونه عیب را در صورتیکه دینامیک پرنده نیز قادر باشد، جبران نماید.

در راستای دستیابی به کنترلر مذکور ابتدا در فصل دوم مفاهیم عیب، فرآیند تشخیص عیب و چگونگی عملکرد کنترلر تحمل عیب به تفصیل ارائه می‌شود. در فصل سوم مرسوم‌ترین تکنیک‌هایی که در طراحی سیستم‌های مقاوم در مقابل عیب و کنترل پرواز قابل بازسازی کاربرد دارد، معرفی می‌شود و با مقایسه روش‌های مذکور، روش تخصیص کنترل به عنوان روشی کاربردی و منتخب ارائه می‌شود. در ادامه و در فصل چهارم روش تخصیص کنترل معرفی و چگونگی پیاده‌سازی آن بر روی پلنت مورد بررسی ارائه خواهد شد. در فصل پنجم فرمولاسیون تخصیص کنترل پیشنهادی به صورت کامل تشریح می‌گردد. روند و روش مسئله بهینه‌سازی انتخاب شده در کنترلر مورد بررسی در فصل ششم مطرح می‌شود و نهایتاً در فصل هفتم کنترل مقاوم در مقابل عیب پیشنهادی پیاده‌سازی شده و نتایج شبیه‌سازی در عیوب نرم و نرم چندگانه قبل و بعد از وقوع عیب ارائه می‌شود.

فصل ۲- عیب و تحمل عیب

در فصل جاری مفاهیم عیب، فرآیند تشخیص عیب و چگونگی عملکرد کنترلر تحمل عیب به تفصیل ارائه خواهد شد.

۲-۱- فرآیند تشخیص عیب

فرآیند شناسایی و تشخیص عیب شامل ۲ مرحله می‌شود: تولید باقیمانده و تصمیم‌گیری. در این فرآیند خروجی‌های سنسورها پردازش می‌شوند تا تاثیر خرابی (در صورت وجود) افزایش یابد. در نتیجه می‌توان از وجود عیب اطلاع یافت. اندازه‌گیری‌های انجام شده باقیمانده نامیده می شوند و تاثیر خرابی افزایش یافته بر روی باقیمانده‌ها، اثر خرابی نامیده می‌شود. به طور مستقیم، باقیمانده‌ها اختلاف بین توابع گوناگون خروجی‌های سنسور مشاهده شده و مقادیر این توابع در حالت عادی (بدون خرابی) را نشان می‌دهند. در غیاب عیب، باقیمانده‌ی خرابی باید همسانی و برابری بین رفتار نرمال و مشاهده شده سیستم را نمایش دهد. اثر عیب معمولا به شکل بایاس باقیمانده که ویژگی‌های خرابی را دارد نمایان می‌گردد. در نتیجه تولید باقیمانده مبتنی بر آگاهی از رفتار نرمال سیستم است. فرآیند و پروسه تولید باقیمانده می‌تواند از لحاظ پیچیدگی متنوع و گوناگون باشد. به عنوان مثال باقیمانده‌ها می‌توانند مفهوم ساده‌ای چون اختلاف خروجی‌ها مانند سنسورها باشند و یا اینکه مقادیر تولید شده فیلتر کالمن باشند[4].

در مرحله دوم الگوریتم FDI یعنی فرآیند تصمیم‌گیری، باقیمانده‌ها به منظور بررسی کردن حضور اثر خرابی مورد تست قرار می‌گیرند. توابع تصمیم‌گیری با استفاده از باقیمانده‌ها محاسبه می‌شوند و سپس یک قانون تصمیم گیری اعمال می‌شود.

اولین نگرانی در طراحی یک سیستم FDI بازیابی عملکرد است یعنی توانایی شناسایی بی‌درنگ و به طور صحیح خرابی‌ها با حداقل تاخیر و اشتباه است. یک مسئله مهم دیگر طراحی که لزوما در عمل باید بررسی شود ولی توجه کمی در تئوری به آن می‌شود مقاوم بودن است، یعنی حداقل کردن حساسیت عملکرد به عیبهای مدل و عدم قطعیت‌ها، یک روش ساده ایده آل به منظور طراحی یک سیستم FDI مقاوم شامل شدن و در برگرفتن تمامی عدم قطعیت‌ها در مسئله‌ای کلی است و سپس یک طراحی مقاوم با بهینه کردن عملکرد کلی سیستم با حضور عدم قطعیت‌ها بدست می‌آید. اگرچه این روند در حالت کلی منتج به یک مسئله ریاضی پیچیده می‌شود که در عمل حل کردن آن بسیار مشکل است.

از طرف دیگر، روش ساده دیگر نادیده گرفتن تمام عدم قطعیت ها در مدل است. اگر در این روش کاهش عملکرد سیستم قابل چشم پوشی باشد طراحی پذیرفته شده است در غیراینصورت، روش مجدداً ویرایش شده و تخمین زده می‌شود. البته مشکلاتی بر سرراه این روش وجود دارد مثلاً اینکه کدام قسمت طراحی باید ویرایش شود و یا چه ویرایشی باید اتخاذ شود نامشخص است. در ادامه‌ی این فصل تعاریفی مقدماتی به منظور آشنایی بیشتر با موضوع ارائه خواهد شد.

۲-۲- وظیفه اصلی نظارت

نسل جدید هواپیماهای بدون سرنشین[1] نه تنها به منظور دستیابی به عملکرد بهتر بلکه به منظور داشتن امنیت و ایمنی بالاتر طراحی می‌شوند. پرنده‌های آینده با داشتن الگوریتمی که قابلیت نظارت بر سلامت پرنده را داشته باشند عملیاتی می‌شوند. یک سیستم کنترل مقاوم در مقابل خطا برای پرنده‌های بدون سرنشین که بتواند به منظور پایین آوردن وزن و هزینه از تعداد کمتری عملگرهای جاگزین استفاده کند بسیار حائز اهمیت است. یک عملیات ایمن و قابل اطمینان در یک هواپیمای بدون سرنشین به نکات کلیدی زیر بستگی دارد :

- سیستم کنترل پرواز باید در مقابل مدل‌های عدم قطعیت هواپیما و اغتشاشات خارجی مقاوم باشد.
- یک سیستم تشخیص عیب و جایابی کارآمد باید قابلیت نظارت بر سلامت هواپیما را داشته باشد.
- سیستم هدایت باید قابلیت بازیابی، بسته به ایجاد عیب در عملگر یا آسیب هواپیما را داشته باشد؛ این سیستم باید توانایی ایجاد یک مسیر پروازی به منظور دوری کردن از موانع را با وجود کاهش و تنزل عملکرد پروازی داشته باشد.

پیش از آنکه مبحث اصلی آغاز شود ابتدا باید مفاهیمی مانند مدل‌های عیب و خرابی را تعریف کرده و اختلاف بین این مفاهیم نشان داده شود [4].

۲-۲-۱- مراحل تشخیص

برای کنترل تحمل عیب، موقعیت و اندازه عیب باید معین شود. نام‌های متفاوتی برای تمایز دادن مراحل تشخیص بر اساس عملکرد آن‌ها استفاده می‌گردد.

[1] Unmanned Arial Vehicle