دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش دینامیک پرواز و کنترل

عنوان:

مدلسازی و طراحی کنترلر بهینه خطی برای بالگرد بدون سرنشین در پرواز هاور

استاد راهنما:

دکتر امیر علی نیکخواه

دانشجو:

رضا رسولی

شهریور ۱۳۹۰

بسم الله الرحمن الرحيم

تقدیم و احترام

به

اشراق چشمهای پدرم

که عالمانه به من آموخت تا چگونه در عرصه زندگی ایستادگی را تجربه کنم

و به نفسهای بلند و روح اهورایی مادرم

که عاشقانه به من آموخت تا چگونه در کوچه باغ گیتی قدم گذارم

و همسرم برای همه دلتنگی هایش

دانشکده مهندسی هوافضا

تائیدیه هیات داوران

هیئت داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان«**مدلسازی و طراحی کنترلر بهینه خطی برای بالگرد بدون سرنشین در پرواز هاور** » توسط آقای **رضا رسولی** صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی ارشد در رشته: **مهندسی هوا فضا** گرایش **دینامیک پرواز و کنترل** مورد تایید قرار می دهند.

۱- استاد راهنما	دکتر امیر علی نیکخواه	امضاء
۲- استاد ممتحن	دکتر جعفر روشنی یان	امضاء
۳- استاد ممتحن	دکتر علیرضا نوین زاده	امضاء
۴- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر امیر علی نیکخواه	امضاء

اظهار نامه دانشجو

موضوع پایان نامه

مدلسازی و طراحی کنترلر بهینه خطی برای بالگرد بدون سرنشین در پرواز هاور

استاد راهنما:دکتر امیر علی نیکخواه

نام دانشجو:رضا رسولی

شماره دانشجوی:۸۷۰۲۶۴۴

اینجانب رضا رسولی دانشجوی کارشناسی‌ارشد مهندسی هوا فضا گرایش دینامیک پرواز و کنترل از دانشکده مهندسی هوا فضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در پایان‌نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تایید می باشدو در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه گواهی می نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامه چارچوب مصوب دانشگاه را بطور کامل رعایت کرده ام.

امضاء دانشجو

تاریخ:

حق چاپ و تکثیر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسنده آن می‌باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده دانشگاه مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می‌باشد.

۲- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی می‌باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.

همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مراجع مجاز نمی‌باشد.

تقدیر و تشکر

بر خود لازم می دانم که از زحمات مشفقانه و راهنمایی های خردمندانه استاد ارجمندم، دکتر امیر علی نیکخواه که در مراحل مختلف انجام پروژه یار و همراه من بودند، کمال تشکر و قدردانی را به عمل آورم.برای همه کسانی که در راه اعتلای این مرز و بوم گام بر می دارند، آرزوی توفیق روز افزون را از درگاه الهی می طلبم.

چکیده

هدف از این پایان نامه مدلسازی و شبیه سازی بالگرد کوچک خود مختار[1] و رساندن بالگرد مدل به فاز پروازی هاور و پایدارسازی بالگرد در این مانور با استفاده از کنترلر بهینه مربعی خطی است.[2]پس از طراحی کنترلر LQR با استفاده از اصل جدایش به طراحی کنترلر LQE خواهیم پرداخت. با توجه به کوپلینگ های موجود بین کانالهای مختلف کنترلی و اغتشاشات وارده، فاز پروازی هاور، از پیچیده ترین فازهای پروازی بالگرد شناخته می شود. به منظور استخراج مدل دینامیکی مطلوب برای طراحی کنترلر، فرضیات ساده کننده ای برای جلوگیری از پیچیدگی بیش از حد و غیر ضروری مدل در نظر گرفته شده است. به دلیل تعدد و نیز پیچیده بودن معادلات برای شبیه سازی از بلوک توابع اس در محیط سیمولینک استفاده شده است. معادلات غیر خطی منتج شده از دینامیک و حرکت بالگرد برای اعمال کنترلر بهینه خطی، خطی سازی شده است. در نهایت تست های مختلفی برای صحت شبیه سازی در فاز هاور و کنترلر طراحی شده انجام شده، تا توانایی کنترلر در پایدار سازی بالگرد در حالت هاور برای سرعت های انتقالی و وضعیت بالگرد بررسی شود. دلیلی که کنترل بهینه خطی(LQR) برای کنترل و پایدار سازی بالگرد در مانور هاور انتخاب شده است مشخصه های مناسب این کنترلر، از جمله محدوده های پایداری خوب و مناسب، تنظیم یا تعقیب، حذف نویز و حساسیت اندک به مدل است.

کلمات کلیدی:مدلسازی بالگرد، شبیه سازی شش درجه آزادی، کراس کوپلینگ فلپ، روش اول مدلسازی بالگرد ،توابع اس،کنترلر بهینه مربعی خطی

[1] Autonomous
[2] Linear Quadratic Regulator Control

فهرست

فهرست شکلها.....۵

فهرست علائم و اختصارات.....۸

مقدمه.....۱۰

مروروی بر پژوهش های انجام شده ۱۲

ساختار پایان نامه ۱۴

فصل ۱ تئوری بالگرد.....۱۶

۱-۱ چارچوب ها و علامت گذاری ها ۱۷

۱-۲ورودی های کنترلی بالگرد.....۲۲

۱-۲-۱ نحوه انتقال ورودی های کنترلی به بالگرد ۲۴

۱-۲-۲-۱ صفحه سواش ۲۴

۱-۲-۲-۲ کنترل روتور ۲۵

فصل ۲ مدلسازی ریاضی بالگرد ۳۰

۲-۱ معادلات جسم صلب ۳۲

۲-۱-۱ زوایای اویلر ۳۴

۲-۱-۲ نرخ اویلر ۳۴

۲-۱-۳ شتاب زاویه ای.....۳۵

۲-۱-۴ شتاب انتقالی.....۳۷

۲-۱-۵ معادلات جسم صلب.....۳۷

۲-۲ نیروها و گشتاورها.....۳۸

۲-۲-۱ نیروها..... ۳۹
۲-۲-۲ نیروهای تولید شده توسط روتور اصلی بالگرد..... ۳۹
۲-۲-۳ نیروهای تولید شده توسط روتور دم ۴۰
۲-۲-۴ نیروهای حاصل از شتاب جاذبه..... ۴۱
۲-۳ گشتاورها..... ۴۱
۲-۳-۱ گشتاور های تولید شده توسط روتور اصلی..... ۴۲
۲-۳-۲ گشتاور های تولید شده توسط روتور دم..... ۴۲
۲-۳-۳ گشتاور تولید شده توسط درگ روتور اصلی..... ۴۴
۲-۳-۴ ترکیب معادلات گشتاور..... ۴۶
۲-۴ معادلات فلپ و تراست..... ۴۶
۲-۴-۱ معادلات تراست روتور اصلی..... ۴۶
۲-۴-۲ معادلات تراست روتور دم ۴۸
۲-۵فلپینگ ۴۹
۲-۵-۱ فلپینگ کنترل روتور..... ۵۱
۲-۵-۲ فلپینگ روتور اصلی..... ۵۲
فصل ۳ شبیه سازی مدل..... ۵۴
۳-۱ معادلات مورد استفاده برای شبیه سازی ۵۴
۳-۲ پیاده سازی مدل غیر خطی در محیط سیمولینک..... ۵۶
۳-۳ بررسی نتایج..... ۵۹
فصل ۴ خطی سازی ۶۵
۴-۱ روش های خطی سازی..... ۶۶

۴-۲ خطی سازی تراست روتور اصلی..... ۶۷
۴-۳ خطی سازی درگ روتور اصلی..... ۶۸
۴-۴ خطی سازی شتاب طولی..... ۶۹
۴-۵ خطی سازی شتاب عرضی..... ۷۱
۴-۶ خطی سازی شتاب عمودی..... ۷۲
۴-۷ خطی سازی شتاب زاویه ای حول محور x..... ۷۳
۴-۸ خطی سازی شتاب زاویه ای حول محور y..... ۷۴
۴-۹ خطی سازی شتاب زاویه ای حول محور z..... ۷۵
۴-۱۰ خطی سازی نرخ اویلر حول محور x..... ۷۶
۴-۱۱ خطی سازی نرخ اویلر حول محور y..... ۷۶
۴-۱۲ خطی سازی نرخ اویلر حول محور z..... ۷۷
۴-۱۳ شبیه سازی مدل در حالت خطی..... ۷۹
۴-۱۵ مقایسه شبیه سازی در حالت خطی و غیر خطی با ورودی های یکسان..... ۷۹
فصل ۵ مقدمه ای بر کنترل بهینه و طراحی کنترلر مربعی خطی..... ۸۳
۵-۱ فرموله سازی مسئله کنترل بهینه..... ۸۴
۵-۲ طراحی کنترلر LQE..... ۹۰
۵-۳ طراحی کنترلر بهینه مربعی خطی برای بالگرد مدل..... ۹۱
۵-۴ تست کنترلر طراحی شده..... ۹۳
۵-۵ طرحی سیتم ردیاب با فیدبک حالت..... ۹۷
نتیجه گیری:..... ۱۰۵
پیشنهاد برای کارهای آینده:..... ۱۰۶

مراجع:.....١٠٧

انتشارات.....١٠٩

فهرست اشکال

شکل ۱-۱ :کاربردهای متنوع بالگردهای کوچک.....۱۱

شکل ۱-۲ :مختصات اینرسی و جهت گیری محورهای آن.....۱۸

شکل ۱-۳ :مختصات بدنی و راستای محورهای آن.....۱۸

شکل ۱-۴ :سرعت های چرخشی و محورهای چرخش.....۱۹

شکل ۱-۵ :زاویه فلپ.....۲۰

شکل۱-۶ :معرفی زاویه سمت و صفحه روتور اصلی.....۲۱

شکل۱-۷:ورودی های کالکتیو و سایکل به روتور اصلی.....۲۱

شکل۱-۸:تئوری المان پره ۲۳

شکل۱-۹:پیکره بندی سواش پلیت و اتصالات مکانیکی.....۲۴

شکل۱-۱۰: کنترل روتور و نحوه اتصال به روتور اصلی.....۲۶

شکل۱-۱۱:منحنی گام دوره ای فلپ.....۲۷

شکل ۲-۱:نمای کلی بلوک بندی بالگرد در شبیه سازی.....۳۱

شکل ۲-۲:چارچوب بدنی و فضایی.....۳۴

شکل ۲-۳:زوایای فلپ طولی و عرضی.....۳۹

شکل ۲-۴:نمای جانبی و بالای بالگرد برای معرفی پارامتهای هندسی.....۴۳

شکل ۲-۵:درگ حاصل از روتور اصلی و گشتاور حاصله ۴۵

شکل ۶-۲:نحوه محاسبه تراست روتور اصلی و سرعت القایی.....۴۸

شکل ۷-۲:محاسبه گشتاور روتور اصلی.....۴۹

شکل ۸-۲:سیستم آمیختگی ورودی کنترلی به روتور اصلی.....۵۵

شکل ۱-۳:شبیه سازی بالگرد مدل.....۵۸

شکل۲-۳: حرکت پیش بینی شده بالگرد ناپایدار در مانور هاور.....۵۹

شکل۳-۳:سرعت های انتقالی در آزمایش اول شبیه سازی.....۶۰

شکل۴-۳: سرعت های چرخشی در آزمایش اول شبیه سازی.....۶۰

شکل۵-۳:فلپینگ طولی و عرضی در آزمایش اول شبیه سازی.....۶۱

شکل۶-۳:زوایای اویلر در آزمایش اول شبیه سازی.....۶۱

شکل۷-۳:تراست روتور اصلی با اعمال وردی رمپ ۶۲

شکل۸-۳:سرعت عمودی بالگرد در آزمایش دوم.....۶۲

شکل ۱-۴:شبیه سازی مدل در حالت غیر خطی برای خطی سازی مدل.....۶۷

شکل ۲-۴:شبیه سازی مدل در حالت خطی.....۷۹

شکل۳-۴:مقایسه شبیه سازی خطی و غیر خطی.....۸۰

شکل۴-۴: مقایسه شبیه سازی خطی و غیر خطی.....۸۰

شکل ۱-۵:شبیه سازی کنترلر LQR با مشاهده گر حالت.....۹۲

شکل ۲-۵:سرعت های انتقالی تست اول در شرایط اولیه سرعت های انتقالی ۳ متر بر ثانیه.....۹۳

شکل ۳-۵:زوایای اویلر تست اول در شرایط اولیه سرعت های انتقالی ۳ متر بر ثانیه.....۹۴

شکل ۴-۵:زوایای اویلر تست دوم در شرایط اولیه زوایای اویلر ۴۵ درجه.....۹۵

شکل ۵-۵:سرعت های انتقاتی تست دوم در شرایط اولیه زوایای اویلر ۴۵ درجه.....۹۵

شکل ۶-۵:سرعت های انتقالی تست سوم ۹۶

شکل ۷-۵:زوایای اویلر تست سوم.....۹۶

شکل ۸-۵:سرعت های انتقالی تست اول در شرایط ثانویه غیر هاور.....۹۷

شکل ۹-۵:زوایای اویلر تست اول در شرایط ثانویه غیر هاور.....۹۸

شکل ۱۰-۵:سیستم دینامیکی رویتگر ۹۸

شکل ۱۱-۵:مقایسه کنترلر LQE , LQR ۹۹

شکل ۱۲-۵:مقایسه کنترلر LQE , LQR.....۹۹

شکل ۱۳-۵: :مقایسه کنترلر LQE , LQR ۱۰۰

شکل ۱۴-۵:سرعت های انتقالی با ورودی پله.....۱۰۰

شکل ۱۵-۵:زوایای اویلر با ورودی پله.....۱۰۱

شکل ۱۶-۵:سرعت انتقالی عمودی در حضور اغتشا.....۱۰۱

شکل ۱۸-۵:کنترل بهینه و تغییرات ورودی کالکتیو.....۱۰۳

شکل ۱۹-۵:تغییرات ارتفاع قبل و بعد از اعمال کنترلر ۱۰۴

شکل ۲۰-۵:تغییرات ورودی کنترلی بر حسب زمان.....۱۰۴

نمادها

ماتریس چرخش از مختصات فضای به بدنی	$\boldsymbol{\mathcal{P}}$
ماتریس چرخش اویلر	R
ماتریس اینرسی	I
بردار نیروهای عمل کننده برمرکز جرم بالگرد	F
بردار نیروهای کنترلی	u
بردار سرعت های انتقالی	V
مساحت دیسک روتور	A
ضریب درگ روتور اصلی	$A_{\mathrm{Q,MR}}$
تعداد تیغه های روتور	B
جزء ثابت درگ	$B_{\mathrm{Q,MR}}$
طول تیغه	c
ضریب تراست	C_{T}
خروج از لولای روتور	e_{MR}
شتاب جاذبه	g
فاصله مرکز ثقل از روتور اصلی در راستای محور z بدنی	h_m
فاصله مرکز ثقل از روتور دم در راستای محورz بدنی	h_m
انحراف اولیه شفت روتور	i_s
مقدار میله صفحه سواش	K_{MR}
مقدار میله کنترل روتور	K_{CR}
گشتاور اعمالی بر بالگرد	L
فاصله مرکز ثقل از روتور اصلی در راستای محورx بدنی	l_m
فاصله مرکز ثقل از روتور دم در راستای محورxبدنی	l_t
گشتاور اعمالی در راستای محورy بدنی	M

جرم بالگرد	m
جرم تیغه های روتور	m_b
گشتاور اعمالی در راستای محورzبدنی	N
نرخ سرعت زاویه ای رول تجزیه شده در محور بدنی	p
نرخ سرعت زاویه ای پیچ تجزیه شده در محور بدنی	q
درگ روتور اصلی	Q_{MR}
شعاع روتور اصلی	R
نرخ سرعت زاویه ای یاو تجزیه شده در محور بدنی	r
شعاع روتور دم	R_t
فاصله مرکز هاب روتور ازابتدای کنترل روتور	$R_{CR.P}$
فاصله مرکز هاب روتور ازانتهای کنترل روتور	R_{CR}
تراست روتور اصلی	T_{MR}
تراست روتور دم	T_{TR}
سرعت انتقالی در راستای دماغه بالگرد	u
ورودی کالکتیو	U_{col}
ورودی عرضی	U_{lat}
ورودی طولی	U_{long}
ورودی پدال	U_{ped}
سرعت عرضی بالگرد	v
سرعت عمودی بالگرد	w

مقدمه

بطور کلی در حوزه علوم هوایی، فرایند شبیه سازی سیستم های دینامیکی، ابزاری برای بررسی و تحلیل در راستای جهت دهی به توسعه ساختار محصولات هوایی است. این مسئله تا آنجا اهمیت یافته که امروزه دستیابی به مدلهای پیشرفته ریاضی بالگرد با دقت بالا، برای تحقق الزامات آیین نامه های پروازی به عنوان یک نیاز جدی در صنایع هوایی مطرح است. بالگرد ذاتا به عنوان یک وسیله ناپایدار و پیچیده، با دینامیک غیر خطی شناخته شده است که اغتشاشات و آشفتگی ها[1] به میزان قابل توجهی بر روی آن تاثیر گذار هستند. قابلیت های متنوع پروازی بالگرد و مخصوصا پرواز هاور[2]، که نشستن و برخاستن عمودی بدون نیاز به فضای زیاد است، این وسیله را به یکی از جالب ترین موضوعات در زمینه شبیه سازی پرواز تبدیل کرده است. امروزه بالگردهای کوچک بدون سرنشین[3]، به خاطر داشتن قابلیت های پروازی گسترده و ویژه، کاربردهای گسترده ای در زمینه های نظامی و غیر نظامی یافته اند. از جمله ماموریت هایی که بالگرد های کوچک بدون سرنشین امروزه انجام می دهند، استفاده های کشاورزی، عملیات تجسس و نجات، نظارت بر ریل های قطار، خطوط انتقال نفت و برق و این اواخر ماموریتهای نظامی، عکس برداری، شناسایی و هجوم را می توان نام برد[۱] و [۲] . براساس کاربردهایی متنوع این وسیله است که در سالهایی اخیر تحقیق و توسعه بالگرد های کوچک خود مختار بسیار مورد توجه قرار گرفته است (شکل۱-۱).

[1]- disturbance
[2] -Hover
[3] -UAV Helicopter

شکل ۱- ۱ :کاربردهای متنوع بالگردهای کوچک

تحقیق بر روی این بالگرد ها تقریبا موضوع جدیدی است. فعالیت های انجام شده مربوط به دو دهه اخیر است. چرا که تکنولوژی مورد استفاده در این بالگرد ها به تازگی به رشد کامل رسیده است[۲] . با توجه به اصول پرواز و نوع سیستم پیشران، می توان وسایل پرنده را در دسته بندی های چندگانه همانند جدول ۱-۱ تقسیم بندی کرد. در مقایسه با دیگر وسایل پرنده اشاره شده در جدول، وسایل پرنده عمود پرواز مشخصه های منحصر به فردی را دارند، که امکان انجام ماموریت های سخت را امکان پذیر می کند. در این پروژه به طراحی کنترلر برای رساندن بالگرد به حالت هاور و پایدار سازی بالگرد در این فاز پروازی با استفاده از کنترلر بهینه مربع خطی پرداخته شده است.

	هواپیما	بالگرد	بالزن	اتو ژایرو	بالن هوایی
هزینه توان	۲	۱	۱	۲	۳
هزینه کنترل	۲	۱	۱	۲	۳
حجم محموله	۳	۲	۲	۲	۱
مانور پذیری	۲	۳	۳	۲	۱
درجات آزادی	۱	۳	۳	۲	۱
پرواز یکنواخت	۱	۳	۲	۱	۳
آسیب پذیری	۲	۲	۳	۲	۲
پرواز در سرعت پایین	۱	۳	۲	۲	۳
قابلیت عمود پروازی	۱	۳	۲	۱	۳
مداومت پروازی	۲	۱	۲	۱	۳
قابلیت کوچک سازی	۲	۳	۳	۲	۱
پرواز در محیط داخلی	۱	۳	۲	۱	۲
مجموع	۲۰	۲۸	۲۶	۲۰	۲۶

جدول ۱- ۱ :مقایسه اصول پروازی با تمرکز کوچک سازی(۱=بد و ۳=خوب)[۳]

مروری بر پژوهشهای انجام شده

اصولا مطالعات انجام شده در زمینه بالگرد ها را می توان به دو دسته تقسیم کرد، دسته اول مربوط به عموم بالگرد ها می باشد و دسته دوم مطالعاتی که در زمینه بالگردهای کوچک بدون سرنشین صورت گرفته است. اساس دانش بالگرد توسط مهندس اسپانیایی، جان دی لاسیروا[1][۴] که بر روی اتو جایرو کار می کرد پایه گذاری شده است. اگرچه او مطالعات خود را منتشر نکرد، ولی مشخصات و خصوصیاتی که یک بالگرد باید داشته باشد تا پرواز ایمنی انجام دهد را تعیین کرد. واینی جانستون[2] در کتاب خود[۵] ، تئوری پرواز بالگرد را به طور کامل توضیح داده است و همه جزئیات مورد نیاز برای مدل کامل بالگرد را آورده است. ریموند پروتی در کتاب خود[۶] مقدمه ای بر دینامیک

[1]- Juan de la Cieerva
[2] -Wayne Johnson