بسم الله الرحمن الرحيم

دانشکده برق و کامپیوتر

طراحی و ساخت سیستم خلبان خودکار با استفاده از کنترل تطبیقی برای یک هواپیمای بدون سرنشین

نگارش

احمد صفایی

استاد راهنما: دکتر سید زین العابدین موسوی

استاد مشاور: دکتر محمدباقر منهاج

پایان نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

در رشته برق گرایش کنترل

بهمن ۱۳۹۲

باسمه تعالی

تعهدنامه اصالت اثر

اینجانب احمد صفایی متعهد می‌شوم که مطالب مندرج در این پایان نامه/رساله حاصل کار پژوهشی اینجانب است و دستاوردهای پژوهشی دیگران که در این پژوهش از آن‌ها استفاده شده است، مطابق مقررات، ارجاع و در فهرست منابع و مأخذ ذکر گردیده است. این پایان نامه/رساله قبلا برای احراز هیچ مدرک هم سطح یا بالاتر ارائه نشده است. در صورت اثبات تخلف (در هر زمان) مدرک تحصیلی صادر شده توسط دانشگاه از اعتبار ساقط خواهد شد.

کلیه حقوق مادی و معنوی این اثر متعلق به دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی است.

نام و نام خانوادگی دانشجو: احمد صفایی

امضاء

شماره : ۱۲۰۷۵۲
تاریخ : ۹۲/۱۲/۱۸
پیوست : داور

دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی

به نام خدا

صورتجلسهٔ دفاع پایان‌نامه تحصیلی دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی‌عصر (عج) جلسه دفاع از پایان‌نامه کارشناسی ارشد آقای **احمد صفایی** دانشجوی رشتهٔ **کنترل** تحت عنوان **" طراحی و ساخت سامانه خلبان خودکار با استفاده از کنترل تطبیقی برای یک هواپیمای بدون سرنشین "** در تاریخ **۹۲/۱۲/۲۱** با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه تربیت دبیر شهید رجائی برگزار و نتیجه به شرح زیر اعلام گردید.

☑ قبول (بادرجه عالی امتیاز ۱۹/۵) ☐ دفاع مجدد ☐ مردود.

☑ ۱ ـ عالی (۲۰ – ۱۹)

۲ ـ بسیار خوب (۱۸/۹۹ – ۱۸)

۳ ـ خوب (۱۷/۹۹ - ۱۶)

۴ ـ قابل قبول (۱۵/۹۹ – ۱۴)

۵- غیرقابل قبول (کمتر از ۱۴)

اعضاء	نام و نام‌خانوادگی	رتبه علمی	امضاء
استاد راهنما	دکتر سید زین‌العابدین موسوی	استادیار	
استاد مشاور	دکتر محمدباقر منهاج	استاد	
استاد داور داخلی	دکتر نسترن واثق	استادیار	
استاد داور خارجی	دکتر حسن پورتاک‌دوست	استاد	
نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر نسترن واثق	استادیار	

دکتر شهریار شیروانی‌مقدم

رئیس دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

تهران، لویزان، کد پستی: ۱۵۸۱۱-۱۶۷۸۸
صندوق پستی: ۱۶۳-۱۶۷۸۵
تلفن: ۹-۲۲۹۷۰۰۶۰ فکس: ۲۲۹۷۰۰۳۳
Email: sru@sru.ac.ir
www.srttu.edu

با تشکر فراوان از استاد عزیز و بزرگوارم جناب آقای دکتر سید زین العابدین موسوی که با راهنمایی‌های دلسوزانه و پدرانه ایشان این پژوهش به نتیجه رسید و همواره راهگشای بنده بودند و استاد بزرگ و عالیقدر، جناب آقای دکتر محمد باقر منهاج که افتخار همکاری با ایشان را داشتم که از نظرات ارزشمندشان درتمامی این مسیر بالاخص در زمینه تهیه وتصحیح مقالات مربوط به این پژوهش بهره بردم و همچنین سرکار خانم دکتر واثق که با کمکهای بی دریغ خود در مورد مباحث مدل دینامیکی و طراحی کنترل کننده های غیر خطی آموزگار و راهنمای بنده بودند. همچنین از دوستان و همکاران عزیزم آقایان محمد مهربانی، احسان قبادی و کلیه اساتیدی که مباحث علمی و عملی که پیش نیاز تمامی این تحقیقات بود را به من آموختند.

تقدیم به

پدر

و

مادر عزیزم

چکیده

در این پژوهش ابتدا بستری مناسب برای پیاده سازی کنترل کننده‌ی تطبیقی بر روی هواپیمای بدون سرنشین انتخاب شده است. به منظور انجام این تحقیق لازم بود تا پرنده ای انتخاب شود که رژیم پروازی آن در حین پرواز تغییرات سریعی داشته باشد. پس از تست‌های متعدد بر روی هواپیماهای مختلف، مدل جدیدی بنام مونوکوپتر[1] مورد بررسی قرار گرفت که با توجه به وجود دینامیک غیرخطی، می‌توانست گزینه مناسبی برای پیاده‌سازی و تست کنترل‌کننده‌های غیرخطی و تطبیقی باشد. مونوکوپتر، پرنده‌ایست تک باله و چرخنده که دارای تنها یک عملگر[2] و بالک کنترلی[3] است. ایده‌ی اصلی این پرنده از چرخش برگ افرا گرفته شده است. این پرنده قابلیت انجام پرواز عمودی را دارد و از لحاظ مفهوم کنترلی شباهت زیادی به سیستم تغییر جهت پیشرانه روتور[4] در چرخبال‌ها دارد. از طراحی و ساخت اولین مدل مونوکوپتر در جهان حدود ۶ سال میگذرد. لذا به منظور طراحی و ساخت این پرنده چه از لحاظ آیرودینامیکی و چه از لحاظ گشتاورهای لختی وارد شده، تستهای متعددی انجام شد و در نهایت سیستم نهایی ساخته شده و تست پروازی مدل بدون کنترل آن انجام گرفت.

افزایش سرعت دوران پرنده موجب افزایش سرعت جریان هوا بر روی بال می شود که این پدیده موجب تغییر در رژیم پروازی و تغییر مدل دینامیکی پرنده می شود. برای کنترل این سیستم که مدل دینامیکی آن در حال تغییر است، لازم است از کنترل کننده تطبیقی استفاده شود. که این کنترل کننده بر اساس نظریه بهره زیاد[5] طراحی شده است.

بدیهی است که برای پیاده‌سازی سخت‌افزاری آن یک مجموعه به عنوان کامپیوتر پرواز، طراحی و ساخته شد. که این مجموعه شامل دو میکروکنترلر و سیستم تعیین زوایای وضعیت[6] و سمت[7] و سیستم‌های واسط سخت‌افزاری متعددی می‌باشد. پس از پیاده سازی الگوریتم های کنترلی و انجام تست های پروازی، نسبت به عملکرد سیستم، راستی آزمایی به عمل آمد و نتایج حاصل قانع کننده است.

کلمات کلیدی: مونوکوپتر، کنترل تطبیقی، بالک کنترلی، زوایای وضعیت و سمت ، سیستم تغییر جهت پیشرانه روتور، نظریه بهره زیاد

---

[1] Monocopter
[2] Actuator
[3] Flap
[4] Cyclic
[5] High Gain
[6] Roll and Pitch
[7] Heading

پیشگفتار

بدون شک یکی از مهم‌ترین عوامل رشد علم کنترل، کاربرد وسیع این دانش در جنگ می‌باشد. پس از جنگ جهانی اول در سال ۱۹۱۸میلادی، علم کنترل دستاوردهایی در زمینه ساخت سیستم‌های خلبان خودکار[۱] برای انواع هواپیماها را به بشر معرفی می‌کند، که دانش مورد نیاز برای ساخت این سیستم‌ها کنترل‌خطی بود. اما با شروع جنگ جهانی دوم در ۱۹۳۹، نیاز به کنترل خودکار وسایل پرنده و بهتر بگوییم انواع جنگ افزارهای هوایی، علم کنترل را وارد عرصه‌ی جدیدی می‌کند. در آن زمان همه‌ی رهبران ابرقدرتهای متخاصم فهمیدند که در جنگ های آینده و حتی همان جنگی که درگیر آن هستند، کمّیت دیگر حرف اول را نخواهد زد و کیفیت نیروها و بالاخص تجهیزات است که نتیجه جنگ را رقم می‌زند. از این رو آلمان نازی به رهبری هیتلر، عده‌ای از بهترین دانشمندان را در شاخه‌های مختلف علوم بشری گرد هم جمع می‌کند تا بهترین و برترین تجهیزات را برای داشتن دست برتر در این جنگ تولید کنند. در میان دانشمندان برجسته آلمانی، نام یکی از آنها درخشش خیره کننده ای دارد و او کسی نیست جز ورنر فون براون[۲]. تیمی که او سرپرستی آنها را بر عهده دارد سودای سفر به ماه و کرات دیگر را در سر می‌پروراندند. به همین دلیل از فضای جنگ و نیاز شدید ارتش آلمان به سلاح‌های استراتژیک، بیشترین بهره را بردند و بین سالهای ۱۹۴۰ تا ۱۹۴۵، دو سلاح قدرتمند V1[۳] و V2[۴] را طراحی کرده و ساختند. بمب پرنده V1، آغازی برای ساخت موشک های کروز و راکت "انتقام ۲"، آغازی برای ساخت موشک‌های بالستیک امروزی و به تبع آن سفرهای فضایی بود. موشک "انتقام ۱" در واقع نوعی هواپیمای بدون سرنشین بود که با سرعت ۶۰۰ کیلومتر در ساعت حرکت می‌کرد و می‌توانست خود را به اهدافی در شهرهای انگلستان برساند و آنها را با مواد منفجره‌ای که حمل می‌کرد منهدم گرداند. برای هدایت و کنترل آن از دانش کنترل خطی و کنترل کننده‌های فیدبک واحد استفاده می‌شد. اما پدافندها و جنگنده‌های انگلستان به علت سرعت نه چندان زیاد این سلاح، آنها را رهگیری و منهدم می‌کردند.

آلمانیها برای آنکه به این مشکل فائق آیند، موشک "انتقام ۲" را طراحی کرده و ساختند که سرعت آن تا چهار برابر سرعت صوت می‌رسید و بیشتر فاز پروازی خود را در خارج از جو غلیظ سپری می‌کرد که انهدام آن را برای هر سلاحی غیر ممکن می‌ساخت. در طراحی سیستم کنترل کننده این موشک،

---

[1] Autopilot
[2] Dr **Werner** von **Braun**

[۳] سلاح انتقام ۱
[۴] سلاح انتقام ۲

دانشمندان آلمانی با مسائل مربوط به پارامترهای کنترل‌پذیری و رؤیت‌پذیری روبرو شدند و دانش جدیدی در علم کنترل توسعه یافت که به آن کنترل پیشرفته یا مدرن گفته می‌شود. اما مشکل اصلی آلمانیها بمباران‌های شدیدی بود که در اواخر جنگ، متفقین بوسیله‌ی بمب‌افکن‌های خود بر ضد شهرهای آلمان آغاز کرده بودند و نیاز فراوان به سلاحی داشتند که بتواند به صورت هدایت‌شونده هواپیماهای متفقین را سرنگون کند. این نیاز اساسی، آلمانیها را وادار به طراحی و ساخت انواعی از موشک‌های پدافند کرد که علی رغم تلاش‌های بسیار تا آخر جنگ جهانی دوم هرگز به موفقیت نرسید. علت اصلی عدم موفقیت این تست‌ها، پیشرفت کُند علم کنترل نسبت به سایر علوم مورد نیاز در این زمینه بود. اما آلمانیها روی نوعی بمب هدایت شونده برای انهدام اهداف خاص و مهم کار کردند[1]، که در این پروژه برای اولین بار از ایده کنترل‌کننده‌های غیرخطی و رله‌ای استفاده می‌شد. در کنار استفاده از کنترل‌کننده‌های غیرخطی و رله‌ای[2]، آلمانیها از روش دیگری برای سیستم‌های موشکی پدافند خود استفاده می‌کردند که به آن، روش پایدارسازی سرعت چرخش[3] گفته می‌شود. در این روش جسم پرنده را برای آنکه نوعی پایداری ذاتی بدست بیاورد، بوسیله‌ی انحراف در موتور یا بوسیله‌ی سطوح آیرودینامیکی می‌چرخانند. اما در سال ۱۹۴۵ با شکست آلمانیها در جنگ، تمام دانش موشکی آنها اعم از دانشمندان و مدارک و تجهیزات مربوط به آن به دست متفقین افتاد و جنگ سرد بین آمریکا و اتحادیه جماهیر شوروی سابق آغاز شد. دولت آمریکا و دولت شوروی سابق مانند آنکه هر کدام تکه‌ای از یک سفالینه‌ی قیمتی خرد شده را بدست آورده باشند و به دنباله نیمه‌ی دیگری، هرکدام قسمتی از دانش موشکی آلمان نازی را به چنگ آورده و برای برتری به رقیب با سرعت خیره‌کننده ای به توسعه‌ی دانش کنترل پرداختند. در همین راستا نیاز شدید به توسعه‌ی کنترل‌کننده‌های جدید در صنعت هوایی آمریکا احساس می‌شد تا اینکه در ژانویه سال ۱۹۴۹ در نشستی در پایگاه هوایی رایت پترسون آمریکا، نتایج یک برنامه‌ی تحقیقاتی به صنایع معرفی شد تا آنها را ترغیب کند تا از روشهای توسعه یافته استفاده کنند.[۱]

مجموعه مقالات این نشست، نمایانگر روش جدیدی در علم کنترل به نام کنترل تطبیقی بود. این روش جدید نه تنها کمک فراوانی به دانش سیستم‌های نظامی نمود بلکه راه را در دهه‌ی ۷۰ برای رفتن انسان به کره ماه هموار ساخت. چرا که سفینه‌های فضایی و ماه‌نشین‌ها و اقمار مصنوعی، نیاز شدیدی به نوعی از کنترل‌کننده‌ها برای هدایت و کنترل در فضاهایی که کاملا برای بشر ناشناخته بود، داشتند. که

---

[1] Fritz X[5]
[2] Relay Control & Nonlinear Control
[3] Roll Rate Stabilized

بدین طریق بتوانند خود را با تغییرات محیط و به تبع آن تغییرات شدید در مدل دینامیکی تطبیق دهند. آنها همچنین از ایده‌های آلمانیها مانند کنترل کننده غیرخطی و رله‌ای و سیستم‌های کنترلی مبتنی بر دوران[1] به کرّات استفاده کردند[۲]. اما توسعه علم کنترل ادامه پیدا کرد و این علم وارد سایر کاربردهای علم بشری در زمینه‌های تجاری نیز شد. جنگ‌افزارهای سنگین و پرهزینه دیروز نیز جای خود را به پرنده‌های بدون سرنشین و ربات‌ها دادند. توسعه علوم کامپیوتر و الکترونیک و ریزپردازنده‌ها نیز تاثیر بسزایی بر پیاده‌سازی سیستم‌های کنترلی گذاشت. در زمان جنگ جهانی دوم و پس از آن تا قبل از ظهور ترانزیستورها در ۱۹۶۵ میلادی، دانشمندان به دنبال کنترل‌کننده‌هایی بودند که دارای مفاهیم پیچیده برای حل مسائل باشند اما پیاده‌سازی‌های مربوط به آنها ساده باشد و نیاز به محاسبات پیچیده نداشته باشد چراکه واحدهای پردازنده در آن زمان یا مکانیکی بودند یا بوسیله‌ی مدارات آنالوگ طراحی می‌شدند. اما هرچه از پیشرفت صنایع الکترونیک گذشت، دانشمندان به سراغ کنترل‌کننده‌ها و حتی روشهای ریاضیاتی جدیدی رفتند تا بتوانند مسائل مربوط به روش‌های کنترل هوشمند را حل کنند و روشهایی را ارائه دهند که تنها برای چند مسأله محدود به کار نیاید و بتواند طیف وسیعی از مسائل را حل کند. این روشهای جدید عموما محاسبات سنگینی دارند که کامپیوترهای امروزی در برخی از کاربردها جوابگوی آنها هستند، اما مفاهیم آنها اغلب ساده بوده و قدرت آنها در تعمیم مفاهیم ساده به مفاهیم پیچیده است. از این دسته می‌توان به روشهای مبتنی بر شبکه‌های عصبی و ریاضیات فازی اشاره کرد. اما با وجود تمام این پیشرفت‌ها هنوز در برخی سیستم‌ها که نیاز اساسی به کنترل‌کننده‌های بسیار سریع دارند، همچنان از برخی مفاهیم و ایده‌های قدیمی که در جنگ جهانی دوم شکل گرفت، استفاده می شود.

این پایان‌نامه نقطه‌ی تلاقی چندین ایده‌ی قدیمی علم کنترل و هوافضاست که در آن از کنترل‌کننده‌های غیرخطی رله‌ای برای کنترل پرنده‌ای چرخان و نامتعارف به نام مونوکوپتر استفاده شده است. این موفقیت مرهون پیشرفت‌های عظیمی است که امروزه در زمینه پیاده‌سازی سنسورهای کوچک میکروالکترومکانیکی[2] و توسعه علم ربات‌های پرنده حاصل شده است و شایان ذکر است که از نخستین پرواز موفق مونوکوپتر در جهان کمتر از ۴ سال گذشته است. ما در این پایان‌نامه، گزارش کامل طراحی و ساخت پرنده مونوکوپتر و طراحی و پیاده‌سازی یک سیستم کنترل‌کننده غیرخطی بر روی این پرنده و همچنین تست‌های موفقیت آمیز آن را ارائه می‌کنیم. در نهایت با استفاده از برخی استدلال‌ها و داده‌های واقعی

[1] Wraparound
[2] MicroElectroMechanical(MEMS)

پروازی، نوعی مفهوم تطبیق‌پذیری و مقاوم بودن موجود در این نوع کنترل‌کننده را مورد بررسی قرار خواهیم داد.

فهرست

۱ فصل اول: طرح موضوع ۱

۱,۱ مفاهیم پرواز سیستم های پرنده ۱

۱,۲ تاریخچه کنترل تطبیقی در سیستم های پرنده ۹

۱,۳ انتخاب نوع هواپیما و استراتژی کنترلی ۱۰

۱,۴ شرح پروژه ۱۳

۲ فصل دوم: انتخاب پرنده ۱۵

۲,۱ هواپیماهای سریع با سیستم پیشران جت ۱۵

۲,۲ هواپیماهای ورود به جو ۱۵

۲,۲,۱ امکان سنجی تستهای عملیاتی ۱۹

۲,۲,۲ مراحل ساخت پرنده ۲۱

۲,۳ آماده سازی و تست هواپیمای مدل میراژ ۲۰۰۰ ..... ۲۷

۲,۴ انتخاب نهایی پرنده ۳۲

۳ فصل سوم: مونوکوپتر ۳۴

۳,۱ مقدمه ۳۴

۳,۲ تاریخچه مونوکوپتر ۳۵

۳,۳ طراحی و ساخت مونوکوپتر ۳۷

۳,۳,۱ آیرودیناک پرواز ۳۷

۳,۳,۲ دینامیک پرواز ۳۸

۳,۳,۳ پرواز ایستا ۳۸

۳,۳,۴ معادلات دینامیک پرواز ایستا ۳۹

۳,۳,۵ حالت گذار از پرواز ایستا به کروز ۴۰
۳,۳,۶ مقایسه با هلیکوپتر ۴۰
۳,۳,۷ سیستم تغییر گام ملخ ۴۱
۳,۳,۸ سیستم تغییرجهت پشرانش روتور ۴۱
۳,۳,۹ روند ساخت مونوکوپتر ۴۳
۳,۳,۱۰ ساختمان و اجزای تشکیل دهنده مونوکوپتر شماره۱ ..... ۴۴
۳,۳,۱۱ فرایند طراحی و ساخت مونوکوپتر شماره۲ ..... ۴۷
۳,۳,۱۲ ساختمان و اجزای تشکیل دهنده مونوکوپتر شماره ۲ ..... ۵۰
۴ فصل چهارم: ساختار سیستم کنترلی ۵۶
۴,۱ ساختار سیستم کنترل کننده پیاده سازی شده ۵۶
۴,۲ فلسفه کلی سیستم کنترلی خود تطبیق ۶۴
۴,۳ قانون‌های کنترلی رله‌ای و بهره زیاد ۶۶
۴,۴ اصول سیستمهای خودنوسانگر تطبیقی ۷۰
۴,۴,۱ حلقه با بهره زیاد ۷۱
۴,۴,۲ خواص سیستم‌های خودنوسانگر تطبیقی پایه ۷۱
۴,۴,۳ تابع توصیفی ورودی – دوگان ۷۲
۴,۴,۴ نتیجه اصلی ۷۴
۴,۵ پیاده سازی سخت افزاری سیستم کنترلی ۷۵
۴,۵,۱ سیستم کنترلی نوری ۷۵
۴,۵,۲ سیستم کنترلی بر مبنای سیستم اندازه‌گیری زوایای وضعیت و سمت ۸۱
۴,۵,۳ سیستم اندازه گیری زوایای وضعیت و سمت ۸۲
۴,۵,۴ کامپیوتر پرواز ۸۵

۴,۵,۵ ایستگاه زمینی ۸۶
۴,۶ نرم افزار سیستم کنترل ۸۷
۵ عملکرد سیستم ۹۰
۶ نتیجه گیری ۹۴
۷ پیشنهادات ۹۵
۸ مراجع ۹۶
۹ واژه نامه ۹۶

فهرست جداول

جدول۳- ۱ مشخصات ظاهری مونوکوپتر شماره ۱ ..... ۴۵

جدول۳- ۲ مشخصات ظاهری مونوکوپتر شماره ۲ ..... ۵۱

جدول۳- ۳ اطلاعات پایه‌ای عملگر الکتریکی مورد استفاده ۵۴

فهرست اشکال و نمودارها

شکل ۱- ۱ دیاگرام نیروهای وارده بر یک هواپیمای در حال پرواز ۲

شکل ۱- ۲ پارامتر های آیرودینامیکی هواپیما در مختصات بدنی ۵

شکل ۱- ۳ سطوح کنترلی یک هواپیما ۶

شکل ۱- ۴ موقعیت شهپر – تاثیر روی حرکت هواپیما ۷

شکل ۱- ۵ موقعیت بالابر – تاثیر روی حرکت هواپیما ۷

شکل ۱- ۶ موقعیت سکان عمودی – تاثیر روی حرکت هواپیما ۸

شکل ۱- ۷ محل الوون روی هواپیما ۸

شکل۲- ۱ پرنده M2-F1 درحال پرواز ۱۷

شکل۲- ۲ فرایند انجام تستهای اولیه شاتل توسط هواپیمای حامل ۱۸

شکل۲- ۳ تست شاتل توسط یک هواپیمای حامل ۱۹

شکل۲- ۴ پرنده HL-10 ..... ۲۱

شکل۲- ۵ نقشه‌ی سه نما از پرنده HL-10 [8] ۲۲

شکل۲- ۶ فریم های یونولیتی ساخته شده برای بدنه سیستم HL-10 ..... ۲۲

شکل۲- ۷ ساختار اصلی موتور و چرخ ها ۲۳

شکل۲- ۸ قالب های آلمینیومی در دو طرف بالک به شکل مقاطع بال ۲۴

شکل۲- ۹ عملگر الکتریکی شرکت آلاین ۲۵

شکل۲- ۱۰ عملگر الکتریکی شرکت جی. آر. ۲۶

شکل۲- ۱۱ نمایی از مراحل ساخت سیستم HL-10 ..... ۲۶

شکل۲- ۱۲ نمایی از مراحل ساخت سیستم HL-10 ..... ۲۷

شکل۲- ۱۳ مراحل آماده سازی هواپیمای میراژ ۲۸

شکل۲- ۱۴ مراحل آماده سازی هواپیمای میراژ ۲۹

شکل۲- ۱۵ بمب دودزا و آتشزنه الکتریکی ۲۹
شکل۲- ۱۶ خلبان پاراگلایدر، هواپیمای میراژ و پایلون آن در شرایط فرود پس از یک پرواز ناموفق ۳۱
شکل۲-۱ محل پرواز پاراگلایدر، آماده سازی برای انجام تست پروازی ۳۲
شکل۲- ۱۷ مونوکوپتر ساخته شده ۳۳
شکل۳- ۱ برگ درخت افرا ۳۵
شکل۳- ۲ مونوکوپتر ساخت شرکت لاکهید مارتین ۳۶
شکل۳- ۳ مونوکوپتر ساخت دانشگاه مریلند ۳۶
شکل۳- ۴ زاویه مخروطی بال هنگام چرخش پرنده ۳۷
شکل۳- ۵ حالت گذار از حالت ایستا به کروز ۴۰
شکل۳- ۶ بلبرینگ وینگکویست ۴۲
شکل۳- ۷ نحوه کار سیستم تغییر جهت پیشرانش روتور (سای‌کلیک) ۴۳
شکل۳- ۸ تست پرواز مونوکوپتر بدون سیستم کنترلی ۴۳
شکل۳- ۹ مونوکوپتر شماره۱ ..... ۴۴
شکل۳- ۱۰ اجزا مونوکوپتر شماره۱ ..... ۴۵
شکل۳- ۱۱ موتور و ملخ استفاده شده برای پرنده ۴۶
شکل۳- ۱۲ جانمایی قطعات بر روی بُرد الکترونیکی ۴۷
شکل۳- ۱۳ مقطع بال طراحی شده برای بال ۴۸
شکل۳- ۱۴ روابط موجود در دوران سیستم ۴۹
شکل۳- ۱۵ انحنای ایجاد شده در طول بال پرنده ۴۹
شکل۳- ۱۶ تصویر مونوکوپتر شماره ۲ ..... ۵۰
شکل۳- ۱۷ نمای بالا ۵۱
شکل۳- ۱۸ نمای پشت ۵۲

شکل۳- ۱۹ نمای روبه‌رو ۵۲
شکل۳- ۲۰ جانمایی قطعات بر روی پرنده ۵۲
شکل۳- ۲۱ موتور و ملخ ۵۳
شکل۳- ۲۲ مودم RF ۵۳
شکل۳- ۲۳ عملگر و محل نصب بر روی بال پرنده ۵۴
شکل۳- ۲۴ جانمایی مجموعه سیستم الکترونیک هوایی ۵۵
شکل۴- ۱ تست سیستم بر روی پایه آزمایشی ۵۶
شکل۴- ۲ نمایش تصویری اختلاف فاز فرامین ۵۷
شکل۴- ۳ دیاگرام بلوکی قانون کنترلی ۵۹
شکل۴- ۴ دیاگرام بلوکی سیستم کنترلی مونوکوپتر ۶۰
شکل۴- ۶ تبدیل مختصات بدنی به اینرسی ۶۳
شکل۴- ۷ بلوک دیاگرام سیستم کنترلی ساده ۶۴
شکل۴- ۸ سیستم کنترل وضعیت پیچش پایه ۶۵
شکل۴- ۹ مکان هندسی ریشه‌ها برای سیستم کنترل وضعیت پیچش پایه ۶۵
شکل۴- ۱۰ بمب Fritz X ۶۷
شکل۴- ۱۱ نمودار امکان حضور فرمان بالک کنترلی در سرعت دوران بالا ۶۹
شکل۴- ۱۲ نمودار امکان حضور فرمان بالک کنترلی در سرعت دوران پایین ۷۰
شکل۴- ۱۳ نمودار بلوکی یک سیستم خودنوسان‌ساز تطبیقی(خودنوسانگر تطبیقی) ۷۱
شکل۴- ۱۴ ورودی و خروجی رله ۷۲
شکل۴- ۱۵ فرامین کنترلی با توجه به موقعیت منبع نور ۷۶
شکل۴- ۱۶ موقعیت منبع نور با توجه به استیک ۷۷
شکل۴- ۱۷ شماتیک سخت افزاری ۷۷

شکل۴- ۱۸ تراشه پردازشگر مورد استفاده ۷۸
شکل۴- ۱۹ شماتیک مدار مالتی‌پلکسرها ۷۹
شکل۴- ۲۰ کدهای نوشته شده کنترل عملگر ۷۹
شکل۴- ۲۱ کدهای نوشته شده برای تولید سیگنال PWM ۸۰
شکل۴- ۲۲ نقشه شماتیک سخت افزاری ۸۲
شکل۴- ۲۳ x-IMU ۸۳
شکل۴- ۲۴ الگوریتم تلفیق اطلاعات سنسورها ۸۴
شکل۴- ۲۵ نقشه مدار سیستم کنترل کننده طراحی شده ۸۵
شکل۴- ۲۶جانمایی قطعات بر روی مدار ۸۶
شکل۴- ۲۷ ایستگاه زمینی ۸۷
شکل۴- ۲۸ دریافت فرامین کنترلی از سمت رادیو ۸۸
شکل۴- ۲۹ الگوریتم کنترلی (تعیین فرمان خروجی با توجه به فرمان خلبان و زاویه سمت) ۸۹
شکل۴- ۳۰ تست های پروازی مونوکوپتر شماره ۲ ..... ۹۰
شکل۴- ۳۱ تست های پروازی مونوکوپتر شماره ۱ ..... ۹۰
شکل۴- ۳۲ نمودار تغییرات سرعت دوران ۹۱
شکل۴- ۳۳ نمودار تغییرات زاویه سمت ۹۱
شکل۴- ۳۴ نمودار تغییرات زوایای چرخش و پیچش ۹۲
شکل۴- ۳۵ نمودار تغییرات شتاب های خطی ۹۳

فصل اول: طرح موضوع

۱,۱ مفاهیم پرواز سیستم های پرنده

می‌دانیم که بر اساس قانون اول نیوتون حرکت دینامیکی در هر جسم متحرکی به واسطه اعمال نیروهای خارجی ایجاد می‌شود. به این ترتیب به منظور شناسایی قوانین حرکت و ارائه تحلیل مهندسی از دینامیک حرکت هر جسم متحرک ابتدا لازم است نیروهای خارجی وارده به سیستم را مورد بررسی قرار داده و سپس به بررسی رفتار دینامیکی جسم متحرک که در برابر این نیروهای خارجی مقاومت می کند (مشخصاتی مانند جرم و ممان اینرسی) بپردازیم.

همچنین می دانیم که در اکثر سیستم‌های پرنده، نیروهای اصلی محرک وارده بر سیستم که در برابر نیروی گرانش زمین مقاومت کرده و پرنده را به پرواز در می‌آورند، از نوع نیروهای هوایی هستند که با توجه به عواملی مانند سرعت هوایی، تراکم هوا، فشار هوا و مقاومت سطوح پرنده در برابر جریان هوا تغییر می‌کنند. از این رو به منظور بیان رفتار دینامیکی پرنده‌ها از واژه آیرودینامیک یا دینامیک هوایی استفاده می کنند.

در این قسمت، برای ارائه یک تعریف اجمالی از آیرودینامیک پرنده‌ها، مدل کلی یک هواپیما را در نظر می گیریم. نیروهای وارده بر هواپیما در حین پرواز عبارتند از:

۱- نیروی رانش[1]
۲- نیروی مقاومت (پسا)[2]
۳- نیروی برا[3]
۴- نیروی وزن (جاذبه)[4]

[1] Thrust
[2] Drag
[3] Lift
[4] Gravity