

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه تبریز

دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

گروه مهندسی برق-کنترل

پایان نامه برای دریافت درجه‌ی کارشناسی ارشد در رشته مهندسی برق گرایش کنترل

عنوان:

طراحی کنترلر غیرخطی برای Quadrotor

استاد راهنما:

دکتر قاسم علیزاده

استاد مشاور:

دکتر سحرانه قائمی

پژوهشگر:

کبری قاسمی

بهمن ماه ۱۳۹۰

خدای من و ای خدای همه‌ی موجودات از معقولات و محسوسات، ای بنشده‌ی جان ما و عقل ما و ای آفریننده‌ی مابیات و ارکان و اصل ما، ای واجب‌الوجود و ای عطاکننده‌ی فیض وجود؛ به راستی دل‌های فروتتان در گاهست به سوی تو حیران است و راه‌های مشتاقان به جانب تو باز، نشانه‌های قاصدان کویت آشکار و نمایان است و قلب‌های عارفان از تو ترسان.

خدایا از من دور نیستی که به دور دست با منم، از دیده‌ام نرفته‌ای که دیدنت را آرزو کنم، پنهان بوده‌ای که برای یافتن از پامی در آیم، با همه‌ی ناپیدایی، در همه‌ی جا پیدایی؛ در شکفتن‌های وجود بودنت را به تماشا گذاشته‌ای، از دل هر ذره تا اوج کجکشان تا که پیامش را نهایی نیست، به فرق هر ثابت و سیاره‌نشانی از وجود تو ست.

الهی! اگر می‌آزمایی، توان و تحمل و صبرم را زیاد کن، اگر می‌آموزی، ادراکم را وسعت ده و اگر می‌بخشایی، ظرفیت‌م را افزایش ده که نیازمندان را تنها تو پاسخگویی که بی‌نیاز از هر نیازی.

تقدیم به

پیشگاه امام عصر (عج)

نام خانوادگی دانشجو: قاسمی	نام: کبری
عنوان پایان نامه: طراحی کنترلر غیرخطی برای Quadrotor	
استاد راهنما: دکتر قاسم علیزاده	
استاد مشاور: دکتر سحرانه قائمی	
مقطع تحصیلی: کارشناسی ارشد	رشته: مهندسی برق
گرایش: کنترل	دانشگاه: تبریز
تاریخ فارغ التحصیلی: ۹۰/۱۱/۰۹	تعداد صفحه: ۱۴۳
کلیدواژه‌ها: پرنده‌ی بدون سرنشین، کنترلر غیرخطی مقاوم، رویتگر اغتشاش مد لغزش، کنترل H_{∞} غیرخطی، کوادروتور، مدل‌سازی دینامیکی	
چکیده:	
<p>در سال‌های اخیر پرنده‌های بدون سرنشین یا UAVها در کاربردهای نظامی و غیر نظامی مورد توجه زیادی قرار گرفته‌اند. این‌گونه وسایل پرنده به دلیل کاهش هزینه‌ی تولید و نگهداری، طولانی‌تر بودن مدت پرواز، کاهش احتمال شناسایی توسط رادار و کاهش خطر برای خدمه‌ی پرواز، در انجام مأموریت‌های نظامی (شناسایی، مراقبت، جاسوسی) و در زمینه‌های غیرنظامی (عملیات امداد و نجات در سوانح، مدیریت خطرات محیطی، کنترل ترافیک شهری و ...) در مقابل پرنده‌های سرنشین‌دار از مزیت بالاتری برخوردار اند. در این میان، پرنده‌هایی با قابلیت نشست و برخاست عمودی یا VTOL، که در طول عملیات نیاز به دخالت انسانی کمتری داشته و همچنین دارای قدرت مانور بیشتر و توانایی پرواز در مکان ثابت را دارند، دارای جایگاه ویژه‌ای هستند. یکی از انواع پرنده‌های بدون سرنشین عمود پرواز، کوادروتورها (Quadrotor) هستند.</p> <p>بدنه‌ی کوادروتور به شکل صلیب + است که بار مفید در مرکز آن قرار گرفته است. در هر گوشه از آن، یک موتور الکتریکی نصب شده است که دارای یک پره‌ی سبک است. ورودی موجود برای کنترل وسیله صرفاً دور موتور هاست.</p> <p>طراحی کنترل‌کننده‌ای که قادر باشد پرنده را در حضور نامعینی‌ها و اغتشاشات به‌صورت مقاوم پایدار سازد و همچنین آن را به سمت مسیر مطلوب ببرد، مهم‌ترین مرحله در طراحی و ساخت یک پرنده‌ی بدون سرنشین با قابلیت پرواز خودکار است. از این رو هدف این تحقیق طراحی کنترل‌کننده‌ی غیرخطی با رویکردی مقاوم برای این سیستم است.</p> <p>برای این منظور ابتدا مدلی از سیستم بر اساس روش نیوتن اویلر بدست می‌آید. سپس به‌دلیل وجود نامعینی و اغتشاشات در سیستم، کنترلرهای مقاوم و غیرخطی طراحی می‌شوند. دو نوع کنترلر بر روی سیستم پیاده می‌شود. اولین کنترلر بر مبنای ساختار متغیر است که برای مواجهه با نامعینی‌های موجود به صورت رویتگر اغتشاش بر مبنای کنترل مد لغزش پیاده‌سازی شده است.</p> <p>با توجه به اینکه دامنه‌ی نامعینی‌های مجاز برای این کنترلر محدود است کنترلر بر مبنای مینیمم سازی گین L_2 یا H_{∞} غیرخطی با استفاده از روش بسط سری تیلور نیز بر روی سیستم پیاده شد.</p> <p>کنترلرهای اعمال شده بر روی این سیستم در محیط Matlab شبیه‌سازی می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی‌ها نیز کارایی کنترل‌کننده‌ها را در هدایت سیستم به سمت مسیر مطلوب نشان می‌دهند.</p>	

تقدیر و شکر

در آغاز وظیفه می‌خودمی‌دانم از زحمات بی‌دریغ استاد راهنمای خود، جناب آقای دکتر علینژاده صمیمانه شکر و قدردانی کنم که قطعاً بدون راهنمایی‌های ارزنده‌ی ایشان، این مجموعه به انجام نمی‌رسید.

از سرکار خانم دکتر قائمی که زحمت مطالعه و مشاوره‌ی این رساله را تقبل فرمودند کمال تشکر را دارم.

در پایان، بوسه می‌زنم بر دستان خداوندگاران مهر و عاطفه، پدر و مادر عزیزم به پاس عاطفه‌ی سرشار و گرمای امیدبخش وجودشان و از برادر و خواهر عزیزم که بهترین پشتیبان من بودند شکر می‌کنم.

صفحه	عنوان
۵.....	فهرست شکل‌ها
ح.....	فهرست جدول‌ها
ط.....	فهرست علائم و اختصارات
۱.....	فصل اول پیشینه‌ی پژوهش و بررسی منابع.....
۲.....	۱-۱. مقدمه
۳.....	۲-۱. تحقیقات انجام شده
۴.....	۳-۱. کنترل‌رهای پیاده شده بر روی سیستم.....
۹.....	فصل دوم مدل‌سازی
۱۰.....	۱-۲. تاریخچه‌ی مختصری در مورد هلیکوپتر.....
۱۲.....	۲-۲. عصر پرنده‌های بدون سرنشین
۱۳.....	۱-۲-۲. انواع ساختارهای پرنده‌های بدون سرنشین.....
۱۵.....	۲-۲-۲. ساختارهای معمول در هلیکوپتر
۱۵.....	۱-۲-۲-۲. ساختار متعارف روتور اصلی و روتور روی دم.....
۱۵.....	۲-۲-۲-۲. هلیکوپتر تک روتوره.....
۱۶.....	۳-۲-۲-۲. هلیکوپتر دو روتوره با ساختار هم محور
۱۶.....	۴-۲-۲-۲. هلیکوپتر دو روتوره پشت سر هم.....
۱۶.....	۵-۲-۲-۲. هلیکوپتر چند روتوره
۱۷.....	۳-۲-۲. هلیکوپتر در مقایسه با دیگر وسایل پرنده
۱۸.....	۳-۲. ساختارهای انتخاب شده
۱۸.....	۱-۳-۲. ساختار هم‌محور
۱۸.....	۲-۳-۲. ساختار کوادروتور.....
۱۹.....	۱-۲-۳-۲. مزایای کوادروتور نسبت به انواع دیگر VTOL ها.....
۲۰.....	۴-۲. مدل‌سازی و کنترل.....
۲۱.....	۱-۴-۲. مدل‌سازی با استفاده از روش نیوتن - اوایلر.....
۲۲.....	۱-۱-۴-۲. سینماتیک
۲۳.....	۲-۱-۴-۲. دینامیک.....
۲۵.....	۳-۱-۴-۲. نیروهای آیرودینامیکی و گشتاورها.....
۲۶.....	۴-۱-۴-۲. گشتاورها و نیروها.....
۲۷.....	۲-۴-۲. معادلات حرکت.....
۲۷.....	۱-۲-۴-۲. دینامیک روتور

۲۹	۵-۲. مدل سازی برای طراحی کنترلر.....
۳۱	۶-۲. پرواز خودکار.....
۳۲	۱-۶-۲. کنترل.....
۳۳	۱-۱-۶-۲. کنترل وضعیت (جهت گیری).....
۳۳	۲-۱-۶-۲. کنترل ارتفاع.....
۳۳	۳-۱-۶-۲. کنترل موقعیت.....
۳۴	۲-۶-۲. فرایند کنترل.....
۳۴	۳-۶-۲. اندازه گیری حالات.....
۳۵	۴-۶-۲. رفتار سیستم در حالت حلقه باز.....
۳۸	فصل سوم مبانی و روش ها (۱) طراحی رویتگر اغتشاش بر مبنای کنترل مد لغزش.....
۳۹	۱-۳. مقدمه.....
۳۹	۱-۱-۳. کنترل مقاوم خطی.....
۳۹	۲-۱-۳. تخمین پدیده ی غیر خطی.....
۳۹	۳-۱-۳. کنترل غیر خطی.....
۴۰	۲-۳. کنترل مد لغزشی.....
۴۱	۱-۲-۳. تئوری کنترل مد لغزشی.....
۴۲	۱-۱-۲-۳. طراحی سطح لغزش.....
۴۲	۲-۱-۲-۳. ویژگی های کنترل مد لغزش.....
۴۳	۳-۱-۲-۳. شرط وجود مد لغزش.....
۴۴	۲-۲-۳. مثال: طراحی بر اساس کنترل مد لغزش.....
۴۶	۳-۲-۳. طراحی ورودی کنترلی.....
۴۸	۴-۲-۳. شبیه سازی مثال.....
۴۹	۱-۴-۲-۳. تابع اشباع.....
۵۰	۵-۲-۳. مفهوم کنترل معادل.....
۵۱	۶-۲-۳. شرط تطبیق.....
۵۲	۷-۲-۳. ردیابی خروجی با استفاده از کنترل مد لغزش.....
۵۳	۱-۷-۲-۳. بیان مسئله.....
۵۴	۲-۷-۲-۳. کنترل مد لغزشی معمولی.....
۵۶	۳-۷-۲-۳. کنترل مد لغزش همراه با رویتگر اغتشاش مد لغزشی.....
۵۷	۸-۲-۳. شبیه سازی مثال.....
۵۸	۱-۸-۲-۳. کنترل مد لغزشی معمولی.....

۵۹	کنترل SMC/SMDO	۲-۸-۲-۳
۶۲	پیاده سازی روش SMC/SMDO بر روی سیستم	۳-۳
۶۳	طرح مسئله	۱-۳-۳
۶۴	کنترلر موقعیت	۲-۳-۳
۶۷	اولین مبدل	۳-۳-۳
۶۸	کنترلر زوایای اولیتر	۴-۳-۳
۶۹	دومین مبدل	۵-۳-۳
۷۰	فصل چهارم مبانی و روش‌ها (۲) طراحی کنترل H_∞ غیرخطی	
۷۱	مقدمه	۱-۴
۷۱	روش کنترلی H_∞ غیر خطی	۲-۴
۷۴	پیشینه‌ای از معادله‌ی HJ و مروری بر روش‌های حل آن	۳-۴
۷۶	مفاهیم اولیه	۴-۴
۷۷	ارتباط با اتلاف	۱-۴-۴
۷۸	ارتباط با بازی دیفرانسیلی	۲-۴-۴
۸۰	ارتباط با تابع همیلتونین	۳-۴-۴
۸۱	استخراج قانون کنترلی فیدبک حالت	۴-۴-۴
۸۳	فرضیات ساده سازی	۱-۴-۴-۴
۸۴	کنترل بهینه‌ی فیدبک H_∞ غیرخطی	۲-۴-۴-۴
۸۹	حل معادله‌ی HJ به روش بسط سری تیلور	۵-۴
۹۰	پاسخ سری توانی معادله‌ی HJI	۱-۵-۴
۹۲	بدست آوردن N_k و M_k در ابعاد بالاتر	۱-۱-۵-۴
۹۷	عبارت صریح برای H_k	۲-۱-۵-۴
۱۰۳	دامنه‌ی اعتبار کنترلر	۶-۴
۱۰۶	پیاده سازی کنترلر H_∞ بر روی سیستم	۷-۴
۱۰۷	انتخاب متغیر پنالتی	۱-۷-۴
۱۰۹	فصل پنجم نتایج و بحث	
۱۱۰	مقدمه	۱-۵
۱۱۰	پرواز در نقطه‌ی ثابت	۲-۵
۱۱۰	نتایج کنترل SMDO	۱-۲-۵
۱۱۷	نتایج کنترل H_∞	۲-۲-۵
۱۲۳	مسیر سینوسی همراه با نامعینی پارامتری و اغتشاش ضربه	۳-۵

۱۲۳	نتایج کنترل SMDO	۱-۳-۵
۱۲۶	نتایج کنترل H^∞ غیر خطی	۲-۳-۵
۱۲۸	مسیر دایروی همراه با نامعینی و نویز سنسورها	۴-۵
۱۲۸	کنترلر SMDO	۱-۴-۵
۱۲۹	کنترلر H^∞ غیر خطی	۲-۴-۵
۱۳۱	نتیجه‌گیری و پیشنهادات	
۱۳۴	منابع مورد استفاده	

- شکل ۱-۱: (راست) پروژه‌ی مسیکوپتر، (چپ) پروژه‌ی استارمک در دانشگاه استنفورد..... ۳
- شکل ۱-۲: (راست) اولین مفهوم از بال پرنده، (چپ) پیچ پرنده‌ی داوینچی..... ۱۰
- شکل ۲-۲: هلیکوپتر بادزات در موزه‌ی ملی آمریکا..... ۱۱
- شکل ۳-۲: (سمت راست) هلیکوپتر x-22 و (سمت چپ) x-19..... ۱۱
- شکل ۴-۲: دسته بندی انواع ساختارهای پرنده..... ۱۳
- شکل ۵-۲: هلیکوپتر معمولی با یک روتور اصلی و روتور دم..... ۱۵
- شکل ۶-۲: ساختار تک روتوره..... ۱۵
- شکل ۷-۲: ساختار هلیکوپتر روتور هم محور..... ۱۶
- شکل ۸-۲: ساختار روتور پشت سر هم..... ۱۶
- شکل ۹-۲: ساختار چند روتوره (کوادروتور)..... ۱۷
- شکل ۱۰-۲: نحوه‌ی انجام انواع مانورها..... ۱۹
- شکل ۱۱-۲: نحوه‌ی در نظر گرفتن دستگاه‌های مختصات بدنی و اینرسی..... ۲۱
- شکل ۱۲-۲: مدل فیزیکی برای بدست آوردن ماتریس اینرسی..... ۲۳
- شکل ۱۳-۲: تقسیم بندی پره برای بدست آوردن نیروهای اعمال شده..... ۲۴
- شکل ۱۴-۲: نیروهای وارد شده بر پره..... ۲۵
- شکل ۱۵-۲: نحوه‌ی اتصال دو زیر سیستم تعیین موقعیت و وضعیت..... ۳۰
- شکل ۱۶-۲: نحوه‌ی ارتباط قسمت‌های مختلف GNC..... ۳۱
- شکل ۱۷-۲: کنترل کوادروتور در سطح کنترلی پایین..... ۳۲
- شکل ۱۸-۲: ساختار کنترلی مورد نیاز برای انجام پرواز خودکار..... ۳۳
- شکل ۱۹-۲: پاسخ حلقه باز سیستم به شرایط اولیه‌ی زوایای رول و پیچ..... ۳۶
- شکل ۱-۳: حرکت مد لغزشی..... ۴۲
- شکل ۲-۳: حالتی که مد لغزش بر روی تقاطع دو سطح لغزش برای $t > 1$ وجود دارد..... ۴۳
- شکل ۳-۳: توصیف دو بعدی دامنه‌ی مد لغزش..... ۴۴
- شکل ۴-۳: مد رسیدن..... ۴۵

- شکل ۳-۵: (راست)، نمودار صفحه فاز سیستم مثال ۱، (چپ) نمودار حرکت متغیر لغزش ۴۸
- شکل ۳-۶: سیگنال کنترلی بر حسب زمان ۴۹
- شکل ۳-۷: (راست) نمودار تابع اشباع، (چپ) نمودار تابع سیگموئید ۴۹
- شکل ۳-۸: (راست) سیگنال کنترلی بدست آمده با تابع اشباع، (چپ) نمودار حرکت متغیر لغزش ۵۰
- شکل ۳-۹: مقایسه‌ی ردیابی خروجی بین دو کنترلر SMC و SMDO ۶۰
- شکل ۳-۱۰: سیگنال کنترلی بدست آمده با دو روش SMC و SMDO ۶۱
- شکل ۳-۱۱: نمودار حرکت متغیر لغزش بر حسب زمان در دو روش SMC و SMDO ۶۱
- شکل ۳-۱۲: مقایسه‌ی بین اغتشاش و تخمین آن در روش SMDO ۶۲
- شکل ۴-۱: تفسیری از تابع ذخیره و نرخ منبع تغذیه ۷۷
- شکل ۴-۲: بلوک دیاگرام سیستم و کنترلر در حالت فیدبک حالت ۷۹
- شکل ۴-۳: مقایسه‌ی تابع ذخیره‌ی دقیق با تقریب‌های دوم و چهارم آن ۱۰۶
- شکل ۴-۴: انتخاب وزن برای متغیر پنالتی ۱۰۸
- شکل ۵-۱: موقعیت ثابت تعقیب شده توسط زیر سیستم تعیین موقعیت ۱۱۱
- شکل ۵-۲: زوایای مرجع تولید شده توسط مبدل ۱ ۱۱۱
- شکل ۵-۳: زوایای اویلر تعقیب شده توسط زیر سیستم تعیین وضعیت ۱۱۲
- شکل ۵-۴: سیگنال‌های کنترلی تولید شده با روش SMDO ۱۱۲
- شکل ۵-۵: فرامین سرعت موتورها از خروجی مبدل ۲ ۱۱۳
- شکل ۵-۶: سیگنال‌های شتاب خطی ۱۱۳
- شکل ۵-۷: شتاب‌های زاویه‌ای مربوط به زیر سیستم زوایای اویلر ۱۱۴
- شکل ۵-۸: نمودار همگرایی متغیر لغزش مربوط به x ۱۱۴
- شکل ۵-۹: نمودار همگرایی متغیر لغزش مربوط به دینامیک y ۱۱۵
- شکل ۵-۱۰: نمودار همگرایی متغیر لغزش دینامیک z ۱۱۵
- شکل ۵-۱۱: نمودار همگرایی متغیر لغزش زاویه‌ی رول بر حسب زمان ۱۱۶
- شکل ۵-۱۲: نمودار همگرایی متغیر لغزش زاویه‌ی پیچ بر حسب زمان ۱۱۶

- شکل ۵-۱۳: نمودار همگرایی متغیر لغزش زاویه‌ی یاو بر حسب زمان..... ۱۱۷
- شکل ۵-۱۴: نمودار همگرایی متغیر لغزش کمکی دینامیک z بر حسب زمان..... ۱۱۷
- شکل ۵-۱۵: تعقیب موقعیت ثابت توسط زیر سیستم موقعیت..... ۱۱۸
- شکل ۵-۱۶: ردیابی سیگنال مرجع رول با تقریب خطی و غیرخطی H^∞ ۱۱۸
- شکل ۵-۱۷: ردیابی سیگنال مرجع پیچ با تقریب خطی و غیرخطی H^∞ ۱۱۹
- شکل ۵-۱۸: ردیابی سیگنال مرجع یاو با تقریب خطی و غیرخطی H^∞ ۱۱۹
- شکل ۵-۱۹: سیگنال‌های کنترلی در دو حالت تقریب خطی و غیرخطی کنترلر H^∞ ۱۲۰
- شکل ۵-۲۰: سیگنال کنترلی گشتاور رول با دو تقریب خطی و غیرخطی H^∞ ۱۲۰
- شکل ۵-۲۱: سیگنال کنترلی گشتاور پیچ با دو تقریب خطی و غیرخطی H^∞ ۱۲۱
- شکل ۵-۲۲: سیگنال کنترلی گشتاور یاو با دو تقریب خطی و غیرخطی کنترلر H^∞ ۱۲۱
- شکل ۵-۲۳: فرمان‌های سرعت چرخش موتورها..... ۱۲۲
- شکل ۵-۲۴: شتاب‌های خطی مربوط به زیر سیستم تعیین موقعیت..... ۱۲۲
- شکل ۵-۲۵: شتاب‌های زاویه‌ای مربوط به زیر سیستم تعیین وضعیت..... ۱۲۳
- شکل ۵-۲۶: مسیر سینوسی طی شده توسط سیستم با حضور اغتشاش ضربه و نامعینی..... ۱۲۴
- شکل ۵-۲۷: نمودارهای مربوط به زوایای اوپلر برای تعقیب مسیر سینوسی..... ۱۲۴
- شکل ۵-۲۸: سیگنال‌های کنترلی تولید شده برای مسیر سینوسی در حضور اغتشاش..... ۱۲۵
- شکل ۵-۲۹: فرامین سرعت موتورها..... ۱۲۵
- شکل ۵-۳۰: مسیر سینوسی طی شده در راستای x در حضور نامعینی و اغتشاش ضربه..... ۱۲۶
- شکل ۵-۳۱: زوایای اوپلر تعقیب شده برای طی مسیر سینوسی در حضور اغتشاش و نامعینی..... ۱۲۷
- شکل ۵-۳۲: سیگنال‌های کنترلی تولید شده با وجود نامعینی و اغتشاش..... ۱۲۷
- شکل ۵-۳۳: فرامین سرعت داده شده به موتورها در حالت وجود نامعینی و اغتشاش..... ۱۲۸
- شکل ۵-۳۴: مسیر طی شده توسط سیستم در حضور نویز و نامعینی با کنترلر SMDO..... ۱۲۹
- شکل ۵-۳۵: مسیر دایروی طی شده توسط سیستم با کنترلر H^∞ غیرخطی..... ۱۲۹
- شکل ۵-۳۶: فرامین سرعت داده شده به موتورها با وجود نویز سنسورها و نامعینی پارامتری..... ۱۳۰

- جدول ۱-۱: مروری بر پروژه‌های انجام شده..... ۴
- جدول ۲-۱: کنترلرهای پیاده شده بر روی کوادروتور..... ۵
- جدول ۳-۱: خلاصه‌ای از کنترلرهای طراحی شده با در نظر گرفتن اغتشاش..... ۷
- جدول ۱-۲: دسته‌بندی پرنده‌های بدون سرنشین از نظر اندازه..... ۱۲
- جدول ۲-۲: مزایا و معایب هر یک از ساختارهای پرنده در ابعاد MAV و μAV ۱۴
- جدول ۳-۲: مقایسه بین ساختارهای مختلف عمود پرواز در ابعاد MAV (۱: بد، ۴: بسیار خوب)..... ۱۷
- جدول ۴-۲: مهمترین اثرات فیزیکی اعمال شده به هلیکوپتر..... ۲۴
- جدول ۱-۴: ویژگی‌هایی از سیستم به همراه نرخ تغذیه‌ی مربوطه..... ۷۸
- جدول ۲-۴: نواحی اعتبار برای انواع فیدبک..... ۱۰۵
- جدول ۳-۴: تعداد ضرایب مورد نیاز در پاسخ تقریبی برای معادله‌ی HJ..... ۱۰۶
- جدول ۱-۵: شرایط شبیه‌سازی در پرواز در یک نقطه‌ی ثابت..... ۱۱۰
- جدول ۲-۵: شرایط شبیه‌سازی برای مسیر سینوسی..... ۱۲۳
- جدول ۳-۵: شرایط شبیه‌سازی برای مسیر دایروی..... ۱۲۸

A	سطح دیسک پره‌ها
B	ضریب تراست
C_Q	ضریب پسا
C_T	ضریب تراست (برا)
C_H	ضریب نیروی توپی
g	شتاب جاذبه
h	فاصله‌ی عمودی مرکز پره‌ها از مرکز جرم
H	نیروی توپی
i	جریان سیم‌پیچی موتور
$I_{xx,yy,zz}$	گشتاورهای اینرسی
J_m	اینرسی موتور
J_r	اینرسی روتور
k_e	ثابت الکتریکی موتور
k_m	ثابت گشتاور موتور
l	فاصله‌ی افقی پره‌ها تا مرکز جرم
L	اندوکتانس سیم‌پیچ موتور
m	جرم کل بدنه
n	ضریب چرخنده
Q	گشتاور پسا
r	شعاع روتور
R_t, R_r	ماتریس‌های دوران
R_{mot}	مقاومت سیم‌پیچی
T	نیروی تراست
u	ورودی موتورها
U	ورودی کنترلی
V	سرعت خطی بدنه
x,y,z	موقعیت در فریم بدنی
X,Y,Z	موقعیت در فریم اینرسی (زمین)
η	بازده چرخنده
ζ	بردار موقعیت

ϕ	زاویه‌ی رول
θ	زاویه‌ی پیچ
ρ	چگالی هوا
τ	ثابت زمانی روتور
ψ	زاویه‌ی یاو
ω	سرعت زاویه‌ای بدنی
Ω	سرعت زاویه‌ای پره‌ها
Ω_r	تفاضل بین سرعت‌های موتورهای ساعتگرد و پادساعتگرد
Ω_m	سرعت چرخش موتور
BLDC	Brush Less Direct Current
DGPS	Differential GPS
DOF	Degree Of Freedom
GNC	Guidance, Navigation, Control
GPS	Global Positioning System
H_∞	H infinity
HJB	Hamilton Jacobi Bellman
HJE	Hamilton Jacobi Equation
HJI	Hamilton Jacobi Isaac
IMU	Inertial Measurement Unit
LPF	Low Pass Filter
LQR	Linear Quadratic Regulator
LQG	Linear Quadratic Gaussian
MAV	Mini Aerial Vehicle
μAV	Micro Aerial Vehicle
MEMS	Micro ElectroMechanical System
MIMO	Multi Input Multi Output
MBPC	Model Based Predictive Control
PDE	Partial Differential Equation
PID	Proportional Integral Derivative
PUAV	Pioneer UAV
R/C	Remote Control
RMS	Root Mean Square
SISO	Single Input Single Output
SMC	Sliding Mode Control
SMDO	Sliding Mode Disturbance Observer
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VTOL	Vertical Take-Off and Landing

فصل اول

پیشینه‌ی پژوهش و بررسی منابع

۱-۱ مقدمه

در سال‌های اخیر وسایل نقلیه‌ی هوایی بدون سرنشین^۱ (UAV) در کاربردهای نظامی و غیرنظامی مورد توجه زیادی قرار گرفته‌اند. به دلیل دارا بودن قدرت مانور بالا، کاهش هزینه‌ی تولید و نگهداری، کاهش احتمال شناسایی توسط رادار، طولانی‌تر بودن مدت پرواز و کاهش خطر برای خدمه‌ی پرواز به خصوص در انجام ماموریت‌های نظامی (شناسایی، مراقبت، جاسوسی و پاکسازی منطق آلوده به مین بدون دخالت عامل انسانی...)، در مقابل پرنده‌های سرنشین‌دار از مزیت بالاتری برخوردارند. البته انگیزه‌های غیرنظامی هم برای توسعه‌ی این وسایل وجود دارد که نمونه‌ای از آن عبارتند از: عملیات امداد و نجات، نظارت از طریق هوا و کنترل ترافیک شهری، مدیریت خطرات محیطی (ردیابی آتش‌سوزی در جنگل‌ها و...)، اندازه‌گیری آلودگی به تشعشعات اتمی، نظارت در عملیات احداث تاسیسات مانند سدها و خطوط انتقال و نیز در زمینه‌های کشاورزی، نقشه برداری هوایی و فیلمبرداری کاربرد دارد [۱].

مزیت استفاده از این گونه وسایل در محیط‌های ناهموار و شلوغ برای اهداف گوناگون و نبود راه حلی معین، اهمیت تحقیق در این زمینه را روشن می‌سازد. به‌دلیل پیشرفت‌های اخیر در ساخت میکروپروسورهای با مصرف انرژی کم، سنسورهایی با ابعاد بسیار کوچک و تئوری کنترل قوی در این زمینه، وسایل پرنده‌ی بدون سرنشین در ابعاد کوچک^۲ (MAVs) مورد توجه زیادی قرار گرفته است. دسته‌ای از این MAV های روتوردار که توانایی انجام عملیات هوایی در محیط‌های شلوغ و پیچیده مثل محیط ادارات و مراکز خرید را دارند را می‌توان در ماموریت‌های پرواز جستجو و نجات، بعد از حوادثی مانند زلزله، آتش‌سوزی و ... استفاده کرد. به‌دلیل قابلیت پرواز این گونه وسایل در محیط‌های کوچک و قدرت مانور بالا، آنها می‌توانند به سرعت و با روش معینی عملیات جستجوی قربانیان را در محیط‌هایی که برای انسان خطرناک است انجام دهند و بعد از مکان‌یابی، مختصات دقیق قربانیان احتمالی را برای هدایت تیم نجات ارسال کنند. در چنین محیط‌های خطرناکی به دلیل وجود موانع زیاد، ارتباط از طریق بی‌سیم و یا استفاده از روبات‌های زمینی سخت و یا غیر ممکن است ولی با استفاده از این ربات‌های مجهز به دستگاه فرستنده و گیرنده می‌توان ارتباطی ثابت را به وجود آورد.

در این میان، پرنده‌های روتوردار یا پرنده‌هایی که دارای توان نشست و برخاست عمودی^۳ (VTOL) هستند، در مقایسه با پرنده‌هایی با بال ثابت، در طول عملیات نیاز به دخالت انسانی کمتری داشته و به دلیل قدرت مانور بیشتر، قابلیت پرواز در مکان ثابت^۴ و پرواز در سرعت کم، دارای جایگاه ویژه‌ای هستند. یکی از انواع این UAV ها کوادروتورها هستند.

کنترل حرکت کوادروتور چالش برانگیز است زیرا تعاملات جریان‌های هوایی ایجاد شده توسط چهار

^۱ Unmanned Aerial Vehicles

^۲ Mini Aerial Vehicle

^۳ Vertical Take Off and Landing

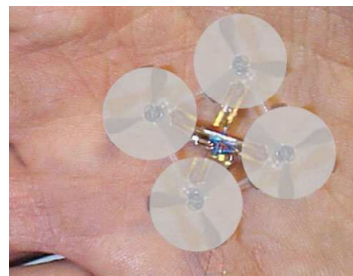
^۴ Hover حالتی است که نیروی تراست تولید شده صرف غلبه بر نیروی جاذبه می‌شود و پرنده در هوا معلق می‌ماند.

روتور، نیروهای آیرودینامیکی پیچیده‌ای را بر سیستم اعمال می‌کند. از آنجایی که دینامیک سیستم غیرخطی و چند متغیره است و نیز به دلیل داشتن تنها چهار ورودی برای کنترل شش درجه‌ی آزادی، سیستمی زیرتحریرک^۱ است که روش‌های کنترلی معمول برای روبات‌هایی با تحریرک کامل^۲ را برای این سیستم با مشکل مواجه می‌کند.

۲-۱ تحقیقات انجام شده

در سال‌های اخیر توجه زیادی از سوی محققان، پژوهشگران و مراکز نظامی به ساخت پرنده‌های بدون سرنشین شده است. با حذف خلبان انسانی در مواقع خطر و نیز به دلیل کاهش اندازه و هزینه‌ی تمام شده، این گونه وسایل، در زمینه‌های بسیاری مورد استفاده قرار گرفته‌اند و عملکرد، بازدهی و قابلیت انعطاف آنها، قابل مقایسه با پرنده‌هایی با خلبان انسانی است.

تحقیقات گسترده‌ای در زمینه‌ی کنترل، هدایت و ناوبری این سیستم در دانشگاه‌های مختلف انجام شده و یا در حال انجام است که تفاوت آنها در نوع تجهیزات مورد استفاده و روش‌های کنترلی است. تعدادی از پروژه‌هایی را که در ده سال اخیر روی این ساختار انجام شده است را در جدول ۱-۱ مشاهده می‌کنید. برخی از آنها تحقیقات خود را بر روی نمونه‌های تجاری موجود^۳، البته با کمی تغییر در سنسورها و توانایی‌های مخابراتی آن انجام داده‌اند و برخی از آنها این ساختار را طراحی و ساخته‌اند (مثلا پروژه‌ی مسیکوپتر^۴ از سال ۱۹۹۹ شروع و در سال ۲۰۰۱ خاتمه یافت و هدف از این پروژه، مطالعه بر روی امکان ساخت کوادروتور در ابعاد سانتیمتر بود (شکل ۱-۱، راست). یا هدف از پروژه‌ی استارمک^۵، (شکل ۱-۱، چپ) ایجاد گروهی^۶ از پرنده‌های بدون سرنشین بود [۲].



شکل ۱-۱: (راست) پروژه‌ی مسیکوپتر، (چپ) پروژه‌ی استارمک در دانشگاه استنفورد

¹ Underactuated

² Fully actuated

³ Draganflyer

⁴ Mesicopter

⁵ Starmac

⁶ Multi agent

جدول ۱-۱: مروری بر پروژه‌های انجام شده

مرجع	سنسورها و تجهیزات	کنترلر	مشخصات	پروژه	موسسه	
[۳]	دوربین، سه ژيروسکوپ	PID	وزن: 0.7kg اندازه: 76cm مدت پرواز: 3min	کوادروتور هلیکوپتر	دانشگاه پنسیلوانیا- آزمایشگاه GRASP	۱
[۴]	سه ژيروسکوپ، سه شتابسنج، سنسور آلتراسونیک، قطب‌نما	PID ، تطبیقی	مدت پرواز: 3min	HoverBot	دانشگاه میشیگان	۲
[۵]	سه ژيروسکوپ و سیستم ردیاب سه درجه آزادی	کنترلر اشباع تودرتو PD	کوادروتور تجاری Draganflyer وزن: 350gr طول: 74cm	کنترل زمان حقیقی با قابلیت ردیابی	انسیتو لاگونا- مکزیکو	۳
[۶]	سه ژيروسکوپ، شتابسنج سه درجه آزادی	H_{inf} loopshaping و MBPC	DraganflyerIII مدت پرواز: 3min	کوادروتور UAV	دانشگاه کلمبیا	۴
[۷]	کنترل به صورت حلقه‌باز	-	وزن: 3gr طول: 1.5cm	مسیکوپتر	استنفورد	۵
[۸]	IMU+DGPS	Reinforcement learning	Draganflyer	استارمک	استنفورد	۶
[۹]	IMU+KF	بازگشت به عقب	وزن: 650gr	OS-4	EPFL	۷
[۱۰]	سه ژيروسکوپ، پروسسور on-off board	خطی سازی با فیدبک و بازگشت به عقب		HMX-4	پنسیلوانیا	۸
[۱۱]	IMU, پروسسور on-board	-	وزن: 2kg طول: 70cm	MARK I,II X-4 flyer	استرالیا ANU	۹

۳-۱. کنترلرهای پیاده شده بر روی سیستم

طراحی کنترل کننده‌ای که قادر باشد پرنده را در حضور نامعینی‌ها و اغتشاشات به صورت مقاوم پایدار سازد و همچنین آن را به سمت مسیر مطلوب ببرد، مهم‌ترین مرحله در طراحی و ساخت یک پرنده‌ی بدون سرنشین با قابلیت پرواز خودکار است.

کنترلرهای متعددی اعم از خطی و غیرخطی برای کنترل موقعیت و وضعیت این سیستم طراحی و پیاده سازی شده اند (جدول ۱-۲).

جدول ۱-۲: کنترلرهای پیاده شده بر روی کوادروتور

اهداف	PID	LQR	H-infinity	روش‌های دیگر
کنترل ارتفاع			[۱۶]	جایابی قطب: [۱۲] خطی سازی با فیدبک (با رویتنگر): [۱۳]، [۱۴]، [۱۵] غیرخطی (کنترل مد لغزش انتگرالی با رویتنگر): [۲]، [۸]
کنترل وضعیت	[۹]، [۱۱]	کنترل θ, φ در حلقه داخلی و ψ در حلقه خارجی: [۹]، [۲۱] با رویتنگر [۸]	[۲۰]	خطی سازی با فیدبک (بارویتنگر): [۱۳]، [۱۴] دو جبران کننده پیشفاز: [۱۱] غیرخطی (لیاپانوف): [۱۲]، [۱۷]، [۱۸]، [۱۹]
کنترل سرعت			[۱۶] w در حلقه داخلی و u, v در حلقه خارجی	جایابی قطب: [۲۱]
کنترل موقعیت		کنترل x, y, z, ψ : [۲۲] کنترل r, θ, φ, w : [۲۳]	[۱۴]: (کنترل x, y, z, ψ) [۲۰]: (کنترل w, θ, φ) و [۱۶]	

اولین دسته از این کنترلرها بر مبنای کنترلر خطی است که برای سرعت بخشیدن به فرایند خطی‌سازی از نرم‌افزار MATLAB استفاده می‌شود. از جمله‌ی این روش‌ها یکی PID^۱ و دیگری بر مبنای کنترلر LQR^۲ است که این کنترلرها بیشتر در مورد سیستم ساده شده به کار می‌روند [۸]، [۹]، [۲۲] و [۲۳]. اما به هر حال این کنترلرها بر مبنای مدل خطی شده از سیستم طراحی شده و وقتی که وضعیت سیستم فاصله زیادی از نقطه‌ای که سیستم حول آن خطی شده است، داشته باشد عملکرد سیستم بسیار مختل می‌شود. در نتیجه این نوع کنترلرها در مقابله با نامعینی‌های موجود در سیستم با مشکل مواجه می‌شوند زیرا آنها قادر به جبران و خنثی سازی پدیده‌های غیرخطی بر روی سیستم نبوده و به نظر می‌رسد که برای اهداف تعقیب مسیر مناسب نباشند [۲].

در چند دهه‌ی گذشته تحقیقات گسترده‌ای در مورد تئوری کنترل‌کننده‌های غیرخطی انجام شده است. عدم توانایی کنترل‌کننده‌های خطی در مورد سیستم‌های غیرخطی، روند پیشرفت در زمینه‌ی روش‌هایی مثل خطی سازی با فیدبک، جدول‌بندی بهره، روش بازگشت به عقب، کنترل مد لغزشی، کنترل تطبیقی و ... را سرعت بخشیده است.

¹ Proportional Integral Derivative

² Linear Quadratic Regulator