



دانشگاه صنعتی شریف  
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد  
دینامیک پرواز و کنترل

# کنترل هوشمند تطبیقی تحمل پذیر عیب تاکسی هوایی عمودپرواز الکتریکی چندپره

نگارش

مهدی شاه رجبیان

استاد راهنما

دکتر فریدریز ثقفی

۱۴۰۴ شهریور

الله اعلم

به نام خدا

دانشگاه صنعتی شریف

دانشکده مهندسی هوافضا

### پایان نامه کارشناسی ارشد

این پایان نامه به عنوان تحقیق بخشی از شرایط دریافت درجه کارشناسی ارشد است.

عنوان: کنترل هوشمند تطبیقی تحمل‌پذیر عیب تاکسی هوایی عمودپرواز الکتریکی  
چندپره

نگارش: مهدی شاه رجبیان

کمیتهٔ ممتحنین

استاد راهنما: دکتر فریبرز ثقفی      امضاء:

استاد مدعو: دکتر ابوالقاسم نقاش      امضاء:

استاد مدعو: دکتر سید علی امامی امضاء:  
خوانساری

تاریخ:

تقدیم به پدر و مادر مهربانم

## سپاس

سپاس خدای را که سخنوران در ستودن او بمانند و شمارندگان، شمردن نعمت‌های او ندانند و کوشندگان، حق او را گزاردن نتوانند. خدای را بسی شاکرم که از روی کرم، پدر و مادری فداکار نسیم ساخته تا در سایه درخت پربار وجودشان بیاسایم، از ریشه آن‌ها شاخ و برگ گیرم و از سایه وجودشان در راه کسب علم و دانش تلاش نمایم. والدینی که بودنشان تاج افتخاری است بر سرم و نامشان دلیلی است بر بودنم، چرا که این دو وجود دستم را گرفتند و راه‌رفتن را در این وادی زندگی پر از فراز و نشیب آموختند. از گوهرهای زندگی‌ام، پدر و مادر عزیزم، که از هیچ تلاشی برایم دریغ نکردند صمیمانه سپاسگزارم.

در پایان این راه بر خود لازم می‌دانم تا کمال سپاس و قدردانی را از بزرگوارانی بجای آورم که در تعلیم و تربیت بنده حق معلمی بر گردند و اگر دست یاریگرshan نبود، هرگز این پایان‌نامه به انجام نمی‌رسید.

از استاد گرانقدر جناب آقای دکتر فریبرز ثقفی که در مراحل مختلف این پژوهش از راهنمایی‌های ارزشمندشان بھرمند بودم، کمال تشکر و قدردانی را دارم.

## چکیده

با افزایش تراکم شهری، شهرهای بزرگ با مشکلاتی مانند آلودگی هوا، ترافیک و دسترسی محدود به مناطق مختلف روبرو هستند و تاکسی‌های هوایی عمود پرواز خودمختار به عنوان یک راهکار نوین در حمل و نقل شهری به شمار می‌روند. توسعه سامانه‌های خودمختار نیازمند تضمین ایمنی و سامانه کنترل مقاوم جهت حفظ عملکرد مطلوب در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات خارجی و عیب است. در این پژوهش یک سامانه کنترل هوشمند برای تاکسی هوایی چندپره جهت ردگیری مسیر در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات خارجی و موقع عیب در عملکرها توسعه داده می‌شود. روش پیشنهادی از یک کنترل عصبی تطبیقی مبتنی بر یادگیری ترکیبی با رویتگر اغتشاش برای کنترل وضعیت و ارتفاع (حلقه داخلی) استفاده می‌کند. در این رویکرد بر اساس نظریه لیاپانوف و خطای ترکیبی شامل خطای ردگیری و خطای تخمین حالت، وزن‌های شبکه عصبی جهت مقابله با عدم قطعیت‌ها و رویتگر اغتشاش جهت تخمین کران بالای اغتشاشات به صورت برخط بروز می‌شوند. همچنین برای کنترل موقعیت افقی (حلقه خارجی) یک کنترل‌کننده تناسبی-مشتق‌گیر ادغام شده با رویتگر حالت تعیین‌یافته استفاده می‌شود. برای فراهم کردن تحمل‌پذیری عیب یک رویکرد دو مرحله‌ای تشخیص و شناسایی عیب مقاوم که ضرایب کارآیی عملکرها را تخمین می‌زنند، همراه با یک الگوریتم تخصیص کنترل پویا برای توزیع بهینه فرامین کنترل مجازی طبق کارآیی عملکرها پیشنهاد می‌شود. علاوه بر این، با استفاده از تخمین‌های عدم قطعیت بدست‌آمده از رویکرد کنترل پیشنهادی، توابع مانع کنترلی تطبیقی برای اعمال دقیق قیود ایمنی بر موقعیت و سرعت تاکسی هوایی، با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های مدل، توسعه داده می‌شوند. رویکرد پیشنهادی بر روی مدل شبیه‌سازی با جزئیات یک تاکسی هوایی چندپره جدید اعتبارسنجی شد که نتایج آن نشان دهنده عملکرد مطلوب تحت عیوب همزمان (خرابی‌های جزئی/کامل عملکر) و باد شدید (بیشتر از ۲۰ متر بر ثانیه) است. همچنین ریشه میانگین مربعات خطای ردگیری مسیر در مقایسه با کنترل‌کننده‌های تناسبی-مشتق‌گیر-انتگرال‌گیر ۳۶ درصد کاهش یافته است. در نتیجه، این پژوهش با ترکیب کنترل هوشمند تطبیقی، تحمل‌پذیری عیب و تضمین‌های ایمنی، خودمختاری ایمن و قابل تایید را برای چندپرهای عمودپرواز الکتریکی در حمل و نقل هوایی شهری ارتقاء می‌دهد.

**کلیدواژه‌ها:** کنترل مبتنی بر یادگیری ایمن، کنترل تطبیقی، کنترل تحمل‌پذیر عیب، شبکه عصبی، سامانه‌های خودمختار، سامانه‌های حساس به ایمنی، چندپره، تحرک هوایی شهری

# فهرست مطالب

۱	۱	۱	مقدمه
۱	۱	۱-۱	انگیزه پژوهش
۱	۱	۱-۱-۱	تاكسي هوائي شهری
۶	۶	۲-۱-۱	خودمختاری
۹	۹	۳-۱-۱	کنترل سامانه‌های حساس به ايمني
۱۷	۱۷	۲-۱	تعريف مسئله
۱۹	۱۹	۳-۱	پيشينه پژوهش
۲۷	۲۷	۴-۱	نوآوريها
۲۸	۲۸	۵-۱	ساختار پایان‌نامه
۲۹	۲۹	۲	مدلسازی و شبیه‌سازی سامانه
۲۹	۲۹	۱-۲	قاب‌ها و دستگاه‌های مختصات
۲۹	۲۹	۲-۲	معادلات دیناميکی و سينماتيکی
۳۵	۳۵	۳-۲	مدل جو و باد
۳۸	۳۸	۴-۲	مدل نيروها و گشتاورها
۳۸	۳۸	۱-۴-۲	نظريه تکانه جزء پره
۳۹	۳۹	۲-۴-۲	نظريه جزء پره
۴۴	۴۴	۳-۴-۲	نظريه تکانه
۴۷	۴۷	۴-۴-۲	تعين پارامترها به کمک داده‌های آزمایش تجربی

۴۹	۵-۴-۲ تحلیل روابط نهایی مدل نیرو و گشتاور روتور
۵۰	۶-۴-۲ اثر زمین
۵۲	۷-۴-۲ پیکربندی چرخشی روتورها
۵۳	۸-۴-۲ مدل نیروها
۵۵	۹-۴-۲ مدل گشتاورها
۵۶	۵-۲ مدل عملگرها
۵۷	۱-۵-۲ مدل باتری
۵۸	۲-۵-۲ مدل دینامیکی موتور
۶۰	۳-۵-۲ اشباع عملگر
۶۰	۴-۵-۲ ناحیه مرده
۶۱	۵-۵-۲ مدل عیب
۶۱	۶-۲ شبیه‌سازی پرواز
۶۱	۱-۶-۲ تعیین پارامترهای فیزیکی مدل
۶۶	۲-۶-۲ اعتبارسنجی برنامه شبیه‌سازی پرواز
۷۰	<b>۳ طراحی سامانه کنترل</b>
۷۰	۱-۳ ساختار سامانه کنترل
۷۱	۲-۳ کنترل حلقه داخلی
۷۱	۱-۲-۳ کنترل کننده عصبی تطبیقی مبتنی بر رویتگر اغتشاش
۷۸	۲-۲-۳ کنترل کننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر
۸۰	۳-۳ تخصیص کنترل
۸۹	۴-۳ الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب
۹۴	۵-۳ کنترل موقعیت افقی در حلقه خارجی
۹۶	۶-۳ فیلتر ایمنی
۱۰۱	<b>۴ نتایج</b>

۱۰۱	۱-۴ توصیف سناریوی پرواز و پارامترهای کنترلی	۱-۴
۱۰۱	۱-۱-۴ سناریوی پرواز	۱-۴
۱۰۳	۲-۱-۴ پارامترهای سامانه کنترل	۲-۴
۱۰۴	۲-۴ نتایج شبیه‌سازی	۲-۴
۱۰۴	۱-۲-۴ نتایج شبیه‌سازی عملکرد سامانه حلقه بسته	۱-۲-۴
۱۱۱	۲-۲-۴ بررسی کیفیت تخمین عدم قطعیت‌ها و تحلیل حساسیت پارامترها	۲-۲-۴
۱۱۵	۳-۲-۴ مقایسه رویکرد پیشنهادی با کنترل کننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر	۳-۲-۴
۱۱۷	۴-۲-۴ اثر فیلتر ایمنی	۴-۲-۴
۱۱۹	۵ جمع‌بندی، نتیجه‌گیری و پیشنهادات	۵
۱۱۹	۱-۵ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری	۱-۵
۱۲۰	۲-۵ پیشنهادات	۲-۵
۱۲۱	مراجع	
۱۳۲	آ مطالب تکمیلی	آ
۱۳۲	آ-۱ اثبات روابط بدست آمده از BET	آ-۱

# فهرست تصاویر

۱-۱	هوایپیمای عمودپرواز Alia BETA با پیکربندی برا + کروز [۱]	۲
۲-۱	هوایپیماهای عمودپرواز الکتریکی نوع رانش جهت داده شده	۳
۳-۱	هوایپیماهای عمودپرواز الکتریکی چندپره	۵
۴-۱	رونده توسعه تاکسی‌های هوایی عمودپرواز خودمختار [۲]	۸
۵-۱	سقوط پرووتایپ VA-1X شرکت Vertical Aerospace [۳]	۹
۶-۱	دسته بندی و بخش‌های سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب	۱۴
۷-۱	مراحل و بخش‌های پودمان تشخیص و شناسایی عیب	۱۵
۸-۲	قاب‌ها و دستگاه‌های مختصات بدنی، زمین و روتورها	۳۰
۹-۲	نمایی از سرعت نسبی جریان روی ملخ، نیروها و گشتاور ملخ	۳۹
۱۰-۲	نامگذاری پارامترهای جزء پره ملخ و ایرفول ملخ همراه با نیروها و گشتاورهای جزئی [۴]	۴۱
۱۱-۲	برازش منحنی طول و تر پره ملخ	۴۲
۱۲-۲	حجم کنترل اویلری دو بعدی در شرایط پرواز رو به جلو [۴]	۴۵
۱۳-۲	مقایسه منحنی تغییرات نیروی رانش و گشتاور تولیدی موتور با سرعت چرخش برای داده‌های تجربی و نتایج مدل BEMT در شرایط شناوری (آزمایش استاتیک)	۵۰
۱۴-۲	تغییرات ضریب رانش بر اساس مقادیر مختلف $\mu$ و $\lambda_c$	۵۱
۱۵-۲	تغییرات ضریب گشتاور پسا بر اساس مقادیر مختلف $\mu$ و $\lambda_c$	۵۲
۱۶-۲	تغییرات ضریب نیروی افقی $H$ بر اساس مقادیر مختلف $\mu$ و $\lambda_c$	۵۳
۱۷-۲	شماره‌گذاری و تعیین پیکربندی چرخشی روتورها	۵۴

۱۱-۲	شماتیک سامانه عملگر و نیروها و گشتاورهای تولیدی	۵۵
۱۲-۲	اجزای سامانه عملگر (پیشرانه) تاکسی هوایی چندپره	۵۷
۱۳-۲	مدل مدار سامانه عملگر (پیشرانش) [۵] (با کمی تغییر)	۵۷
۱۴-۲	نمای سه‌شاخه میله‌های زیر روتور	۶۴
۱۵-۲	تغییرات ضریب پسای استوانه با طول $L$ و قطر $D$ [۶]	۶۴
۱۶-۲	پارامترهای بیضی‌گون	۶۵
۱۷-۲	تغییرات ضریب پسای بیضی‌گون با طول $L$ و قطر $D$ [۶]	۶۵
۱۸-۲	خروجی شبیه‌سازی حلقه باز برخاست	۶۶
۱۹-۲	خروجی شبیه‌سازی حلقه باز پرواز رو به جلو	۶۷
۲۰-۲	خروجی شبیه‌سازی حلقه باز حرکت غلت	۶۸
۲۱-۲	خروجی شبیه‌سازی حلقه باز حرکت یاوه	۶۹
۲۲-۲	خروجی شبیه‌سازی حلقه باز باد جانبی	۶۹
۱-۳	ساختار سامانه کنترل	۷۰
۲-۳	ساختار سامانه کنترل حلقه داخلی با رویکرد یادگیری ترکیبی و رویتگر اغتشاش	۷۱
۳-۳	ساختار شبکه عصبی RBF	۷۲
۴-۳	ساختار سامانه کنترل حلقه داخلی با رویکرد تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر آبشری	۷۹
۵-۳	برازش منحنی تراول بر حسب نیروی رانش	۸۹
۶-۳	نمای کلی رویکرد تشخیص و شناسایی عیب پیشنهادی	۹۰
۷-۳	ساختار سامانه کنترل حلقه خارجی	۹۴
۱-۴	مؤلفه‌های سرعت باد اعمالی در دستگاه محلی و اندازه آن	۱۰۶
۲-۴	عیوب اعمالی و تخمین آن توسط رویکرد تشخیص و شناسایی عیب پیشنهادی	۱۰۷
۳-۴	نمودار ردگیری مسیر و وضعیت مطلوب در حضور عدم قطعیت، اغتشاشات و عیب	۱۰۸
۴-۴	مسیر پرواز تاکسی هوایی از نماهای مختلف	۱۰۹
۵-۴	نمودار سرعت زمینی و نرخ‌های بدنه در حضور عدم قطعیت، اغتشاشات و عیب	۱۱۰

۶-۴ نمودار فرامین کنترل‌کننده حلقه داخلی . . . . .	۱۱۱
۷-۴ نمودار نسبت سرعت عمودی روتورها به سرعت القایی در شرایط شناوری . .	۱۱۲
۸-۴ نمودار تغییرات وزن‌های شبکه عصبی در طول زمان شبیه‌سازی . . . . .	۱۱۲
۹-۴ نمودار تغییرات خطای تخمین عدم قطعیت کل در حلقه داخلی . . . . .	۱۱۳
۱۰-۴ نمودار تغییرات خطای تخمین اغتشاش کل در حلقه خارجی توسط ESO . . .	۱۱۴
۱۱-۴ نمودار تغییرات NMAUEE در طول زمان شبیه‌سازی . . . . .	۱۱۴
۱۲-۴ تحلیل حساسیت عملکرد کنترل‌کننده به پارامترهای رویکرد یادگیری ترکیبی . .	۱۱۵
۱۳-۴ مقایسه رویکردها . . . . .	۱۱۶
۱۴-۴ نمودار مقایسه فرامین مجازی تولیدشده در حالت تخصیص کنترل ثابت و پویا	۱۱۷
۱۵-۴ مقایسه اثر فیلتر ایمنی بر پرواز پرنده با توجه به قیود تعریف شده . . . . .	۱۱۸

# فهرست جداول

۱-۱	انواع عیب عملگر در چندپره‌ها (برگرفته از [۹، ۸] با کمی تغییر) . . . . .	۱۶
۱-۲	داده‌های آزمایش عملی موتور T-Motor U15L KV43 با ملخ ۴۷*۱۸ [۱۰] . . . . .	۴۷
۲-۱	مقادیر پارامترهای جرمی و هندسی مدل پرنده . . . . .	۶۲
۳-۱	مقادیر پارامترهای مدل سامانه عملگر (مدل فرضی) . . . . .	۶۳
۱-۳	مقادیر عددی پارامترهای سامانه کنترل . . . . .	۱۰۳
۲-۳	مقادیر محدودیت فرمان کنترل حلقه داخلی (نیروی رانش و گشتاورها) . . . . .	۱۰۴
۳-۳	مقایسه نتایج کمی حاصل از شبیه‌سازی در سناریوهای مختلف . . . . .	۱۰۹
۴-۳	نتایج معیارهای کمی حاصل از شبیه‌سازی در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و عیب . . . . .	۱۱۰
۵-۳	بررسی اثر ESO در کیفیت ردگیری مسیر افقی . . . . .	۱۱۲
۶-۳	مقایسه نتایج کمی حاصل از شبیه‌سازی رویکرد پیشنهادی و PID . . . . .	۱۱۶
۷-۳	مقایسه عددی عملکرد سامانه کنترل ایمن و غیرایمن . . . . .	۱۱۸

# فهرست علائم

## علائم لاتین

ضریب نیروی رانش روتور	<i>b</i>
ضریب گشتاور پسا روتور	<i>d</i>
نیروی رانش تولیدی روتور	<i>f</i>
بردار نیرو	<i>f</i>
نیروی رانش تولیدی کل روتورها	$F_T$
شتاب جاذبه	<i>g</i>
ماتریس تخصیص کنترل	$G$
ارتفاع	<i>h</i>
ضریب نیروی پسای افقی روتور	$h_f$
فاصله صفحه روتور تا مرکز ثقل	$h_r$
ماتریس قطری ضرایب کارآیی عملگرها	$L$
جرم	<i>m</i>
بردار گشتاور	$\mathbf{m}$
تعداد نورون‌های شبکه عصبی	$N_n$
مولفه سرعت زاویه‌ای قاب بدنی نسبت به اینرسی حول محور طولی دستگاه بدنی	<i>p</i>
مولفه سرعت زاویه‌ای قاب بدنی نسبت به اینرسی حول محور عرضی دستگاه بدنی	<i>q</i>
مولفه سرعت زاویه‌ای قاب بدنی نسبت به اینرسی حول محور سمتی دستگاه بدنی	<i>r</i>
مولفه سرعت قاب بدنی نسبت به اینرسی در راستای محور طولی دستگاه بدنی	<i>u</i>
بردار ورودی کنترل	$\mathbf{u}$
مولفه سرعت قاب بدنی نسبت به اینرسی در راستای محور عرضی دستگاه بدنی	<i>v</i>
اندازه سرعت	$V$
ولتاژ اعمالی به موتور	$V_m$

مولفه سرعت قاب بدنی نسبت به اینرسی در راستای محور سمتی دستگاه بدنی	$w$
ماتریس وزن شبکه عصبی	$W$
بردار حالت	$x$
مولفه موقعیت وسیله (قاب بدنی) نسبت به قاب اینرسی در راستای شمال	$x$
مولفه موقعیت وسیله (قاب بدنی) نسبت به قاب اینرسی در راستای شرق	$y$
مولفه موقعیت وسیله (قاب بدنی) نسبت به قاب اینرسی در راستای پایین	$z$
علائم یونانی	
ضریب کارآیی عملگر	$\alpha$
بردار ضرایب کارآیی عملگرها	$\alpha$
زاویه قرارگیری روتورها نسبت به محور طولی دستگاه بدنی	$\beta$
نرخ یادگیری شبکه عصبی	$\Gamma$
بردار عدم قطعیت‌های تابع حالت و کنترل	$\Delta$
بردار خطای تخمین شبکه عصبی	$\varepsilon$
زاویه غلت	$\phi$
بردار زوایای اویلر	$\Phi$
زاویه فراز	$\theta$
زاویه سمت	$\psi$
نسبت پیشروی	$\mu$
بردار توابع پایه شبکه عصبی	$\mu$
بردار ورودی کنترل مجازی	$\nu$
چگالی هوا	$\rho$
فرمان تراتل عملگر	$\sigma$
گشتاور پسای روتور	$\tau$
سرعت چرخش روتور	$\omega$

### نمادگذاری‌ها

مشتق زمانی دورانی یک بردار یا تنسور $a$ نسبت به قاب $A$	$D^A(a)$
مشتق زمانی معمولی	$d(a)/dt$
تنسور اینرسی بدن $B$ ارجاع داده شده به نقطه $C$	$I_C^B$
تکانه زاویه‌ای بدن $B$ نسبت به قاب $A$ ارجاع داده شده به نقطه $C$	$I_C^{BA}$

بردار جابجایی نقطه $B$ نسبت به نقطه $A$	$\mathbf{s}_{BA}$
بردار سرعت نقطه $B$ نسبت به قاب $A$	$\mathbf{v}_B^A$
بردار سرعت زاویه‌ای قاب $B$ نسبت به قاب $A$	$\omega^{BA}$
بردار یا تنسور بیان شده در دستگاه مختصات $A$	$[\mathbf{a}]^A$
ترانهاده بردار یا ماتریس $\mathbf{a}$	$\bar{\mathbf{a}}$
تخمین متغیر $a$	$\hat{a}$

## فهرست اختصارات

AFTC	Active Fault-Tolerant Control
AEKF	Adaptive Extended Kalman Filter
aCBF	adaptive Control Barrier Functions
AAM	Advanced Air Mobility
BEMT	Blade Element Momentum Theory
BLDC	Brushless Direct Current
CGI	Cascaded Generalized Inverse
CANCDO	Composite Adaptive Neural Control with Disturbance Observer
CBF	Control Barrier Functions
DEP	Distributed Electric Propulsion
ESC	Electronic Speed Controller
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ERP	Exact Redistributed Pseudoinverse
ELM	Extreme Learning Machine
EKF	Extended Kalman Filter
ESO	Extended State Observer
eVTOL	electric Vertical Take-off and Landing
FDD	Fault Detection and Diagnosis
FDI	Fault Detection and Isolation
FTC	Fault-Tolerant Control
FAA	Federal Aviation Administration
GPS	Global Positioning System
HIL	Hardware-in-the-Loop
HOCBF	Higher-Order Control Barrier Functions

IERP	Improved Exact Redistributed Pseudoinverse
ISA	International Standard Atmosphere
LoE	Loss of Effectiveness
MAE	Mean Absolute Error
MPC	Model Predictive Control
MTE	Modified Tracking Error
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NDI	Nonlinear Dynamic Inversion
NED	North-East-Down
NMAUEE	Normalized Mean Absolute Uncertainty Estimation Error
OS-ELM	Online Sequential Extreme Learning Machine
PFTC	Passive Fault-Tolerant Control
PD	Proportional-Derivative
PID	Proportional-Integral-Derivative
PAN	Pseudo inverse Along the Null space
PWM	Pulse Width Modulation
QP	Quadratic Programming
RBF	Radial Basis Function
RLS	Recursive Least Squares
RRMSE	Relative Root-Mean-Square Error
RMSE	Root-Mean-Square Error
SVD	Singular Value Decomposition
SIL	Software-in-the-Loop
SVM	Support Vector Machine
TCACS	Tabu Continuous Ant Colony System
TWS	Turbulent Wake State
UAM	Urban Air Mobility
UUB	Uniformly Ultimately Bounded
VIO	Visual Inertial Odometry
VRS	Vortex Ring State

# فصل ۱

## مقدمه

در این فصل انگیزه‌ی پژوهش بیان شده، سپس مسئله‌ی تحت مطالعه تعریف شده، مروری بر پژوهش‌های پیشین انجام می‌شود و در انتهای اهداف و نوآوری‌های این پژوهش عنوان می‌شود.

### ۱-۱ انگیزه پژوهش

#### ۱-۱-۱ تاکسی هوایی شهری

با افزایش تراکم شهری، شهرهای بزرگ با مشکلاتی مانند آلودگی هوا، ترافیک و سختی دسترسی به مناطق مختلف روبرو هستند. در این شرایط، استفاده از تاکسی‌های هوایی عمود پرواز الکتریکی<sup>۱</sup> به عنوان زیرمجموعه‌ای از حمل و نقل هوایی شهری<sup>۲</sup>، یک راهکار نوین در حمل و نقل شهری به شمار می‌رود. در واقع حمل و نقل هوایی شهری بخشی از حمل و نقل هوایی پیشرفته<sup>۳</sup> است که طرح ابتكاری ناسا<sup>۴</sup>، اداره هوانوردی فدرال<sup>۵</sup> و صنعت برای توسعه یک سامانه<sup>۶</sup> حمل و نقل هوایی است که مسافران و محموله‌ها را با وسایل هوایی الکتریکی جدید در مناطق جغرافیایی مختلفی که توسط هوانوردی سنتی رزرو نشده است، جابجا کند. توسعه حمل و نقل هوایی پیشرفته با چالش‌هایی از جمله مدیریت ترافیک هوایی، پرواز خودمختار، اجتناب از موانع، مقابله با اغتشاشات، ایجاد حداقل نویز و مسائل مربوط به حریم شخصی است [۱۱].

<sup>1</sup>electric Vertical Take-off and Landing (eVTOL)

<sup>2</sup>Urban Air Mobility (UAM)

<sup>3</sup>Advanced Air Mobility (AAM)

<sup>4</sup>National Aeronautics and Space Administration (NASA)

<sup>5</sup>Federal Aviation Administration (FAA)

<sup>6</sup>System

نتایج تحقیقات نشان می‌دهد که به کمک سامانه تاکسی هوایی، که یک سامانه حمل و نقل سه بعدی محسوب می‌شود، می‌توان به طور قابل ملاحظه‌ای ترافیک شهری و مدت زمان رسیدن به مقصد را کاهش داد [۱۲]. تاکسی‌های هوایی برای عملیات در محیط شهری نیازمند داشتن اینمی‌بالا، صدا و نویز کم، کارآیی مقرنون به صرفه، مانورپذیری بالا و مقاومت در برابر اغتشاشات می‌باشند. تاکسی‌های هوایی عمود پرواز الکتریکی به دلیل استفاده از سامانه پیشرانش الکتریکی توزیع شده (DEP)<sup>۱</sup>، در مقایسه با دیگر پرنده‌های عمودپرواز مانند بالگردها دارای مزایایی هستند که از جمله آن می‌توان به عدم استفاده از سوخت فسیلی، نویز کمتر، هزینه عملیاتی کمتر و افزونگی عملگر<sup>۲</sup> اشاره کرد.

طبق مرجع [۱۳] در حال حاضر بیش از ۸۰۰ نوع پرنده عمودپرواز الکتریکی با پیکربندی‌ها و سازوکار<sup>۳</sup> عملگر مختلف از جمله چندپره<sup>۴</sup>، برا + کروز<sup>۵</sup>، روتورکرفت<sup>۶</sup> و رانش جهت داده شده<sup>۷</sup> مطالعه و طراحی شده است.

هوایپیماهای برا + کروز دارای دو مجموعه پیشرانه هستند که یکی فقط نیروی برا در پرواز عمودی و دیگری نیروی جلوبرنده را تامین می‌کند. بدین ترتیب این پرنده مشابه با چندپرها برخاست و فرود خود را انجام می‌دهد و با توجه به اینکه نیروی برا در پرواز کروز توسط بال تامین می‌شود، سازوکار پرواز این پرنده مشابه با پرنده‌های بال ثابت متداول است. نمایی از هوایپیمای عمود پرواز BETA Alia با پیکربندی برا + کروز در شکل ۱-۱ نشان داده شده است.



شکل ۱-۱: هوایپیمای عمودپرواز BETA Alia با پیکربندی برا + کروز [۱]

هوایپیماهای مبتنی بر سازوکار رانش جهت داده شده برخلاف برا + کروز، از یک سامانه پیشرانش برای پرواز عمودی و کروز استفاده می‌کنند. رانش جهت داده شده به معنای چرخش جهت نیروی

<sup>1</sup>Distributed Electric Propulsion

<sup>2</sup>Actuator Redundancy

<sup>3</sup>Mechanism

<sup>4</sup>Multirotor

<sup>5</sup>Lift+Cruise

<sup>6</sup>Rotorcraft

<sup>7</sup>Vectored Thrust

جلوبرنده در جهت دلخواه برای پرواز عمودی، مرحله گذر و پرواز کروز است. دو دسته تیلت روتور<sup>۱</sup> و تیلت وینگ<sup>۲</sup> از متداول‌ترین نوع سازوکار رانش جهت داده شده محسوب می‌شوند. در شکل ۲-۱ انواع هواپیماهای عمودپرواز با سازوکار رانش جهت داده شده نشان داده شده است. در حالی که این دسته از هواپیماهای عمودپرواز دارای انعطاف‌پذیری بالا، کارآیی و مانورپذیری بالایی هستند، پیچیدگی طراحی، هزینه بالای تعمیر و نگهداری، عملکرد و ایمنی در مرحله گذر از چالش‌های این نوع پیکربندی‌ها به شمار می‌رود.



[۱۵] (ب) هواپیمای عمودپرواز Joby S4



(آ) هواپیمای عمودپرواز Archer Midnight

[۱۴]



[۱۷] (د) هواپیمای عمودپرواز Airbus Vahna



(ج) هواپیمای عمودپرواز Lilium Jet

## شکل ۱-۲: هواپیماهای عمودپرواز الکتریکی نوع رانش جهت داده شده

هواپیمای Arvcher Midnight در شکل ۲-۱ آرای موتورهای ثابت عقب و موتورهای دارای قابلیت چرخش در جلوی بال است. در حالت برخاست و فرود عمودی همه موتورها به سمت بالا هستند. در حالت گذر موتورهای جلویی به سمت جلو می‌چرخند و در حالت کروز به صورت افقی قرار می‌گیرند در حالی که موتورهای عقب خاموش می‌شوند.

هواپیمای Joby S4 در شکل ۲-۱ ب دارای شش موتور است که همه این موتورها قابلیت چرخش دارند که منجر به افزایش کارآیی سامانه پیشرانش در کل پاکت پروازی می‌شود. البته در پرواز کروز پدیده همپوشانی ملخ‌های جلو و عقب اتفاق می‌افتد که منجر به ایجاد اختشاشات آئرودینامیکی و کاهش کارآیی توان پیشرانه می‌شود.

<sup>۱</sup>Tiltrotor

<sup>۲</sup>Tiltwing

هوایپیمای Jet در شکل ۲-۱ ج دارای ۳۶ موتور الکتریکی تعبیه شده در بال خود است. این موتورها می‌توانند جریان هوای با انرژی بالا را تولید کنند که منجر به نیروی پسای کمتر و در نتیجه کارآیی بالاتر می‌شود [۱۸]. همچنین موتورهای فن محصور<sup>۱</sup> نسبت به موتورهای با مlux آزاد نویز کمتری ایجاد می‌کنند. بار دیسک<sup>۲</sup> به صورت تقسیم وزن کلی هوایپیما بر مساحت کل روتورها است. هر چه بار دیسک کمتر باشد کارآیی هوایپیما بیشتر بوده و به دلیل کمتر بودن سرعت نوک روتور، نویز کمتری ایجاد می‌کند [۱۹]. پیکربندی Jet Lilium به دلیل اندازه کوچک مlux‌ها دارای بار دیسک بالایی است که منجر به کارآیی پایین در هنگام شناوری<sup>۳</sup> می‌شود. در واقع در مرحله شناوری نسبت به پیکربندی‌هایی مثل Joby S4 بیشتر از دو برابر انرژی مصرف می‌کند [۲۰].

هوایپیمای Airbus A<sup>۴</sup> در شکل ۲-۱ د دارای پیکربندی تیلت‌وینگ با ۸ موتور است. از مزایای این پیکربندی می‌توان به جریان هوای سرعت بالا روی بال و سطوح کنترل اشاره کرد که امکان عملکرد مطلوب در سرعت‌های کم را فراهم می‌آورد. با این حال عمودی بودن بال‌ها در حالت شناوری منجر به تاثیرپذیری زیاد پرنده از باد می‌شود. همچنین از دیگر چالش‌های این پیکربندی می‌توان به نیاز به عملگرهای قوی و با قابلیت اطمینان بالا برای چرخش بال اشاره کرد.

چندپره‌ها دارای یک پیکربندی بدون بال هستند که موتورهای توزیع شده در ایرفریم<sup>۵</sup> نیروی لازم برای پرواز عمودی و کروز را تولید می‌کنند. در شکل ۳-۱ چهار نمونه از تاکسی‌های هوایی چندپره نشان داده شده است. هوایپیمای EHang 216 در شکل ۳-۱ آ دارای ۱۶ روتور هم محور در ۸ محور است. مزیت هم محور بودن موتورها کاهش تأثیرپذیری پرنده نسبت به از دست رفتن یکی از موتورهای است. با این حال این روش باعث کاهش کارآیی Mlux‌ها می‌شود.

هوایپیمای Volocopter Volocity در شکل ۳-۱ ب دارای ۱۸ روتور است که هر کدام روی یک محور قرار گرفته‌اند. این پیکربندی نیز با توجه به تعداد زیاد موتورها و مکان آن‌ها، افزونگی عملگر و قابلیت اطمینان را افزایش می‌دهد. این دسته از تاکسی‌های هوایی برای پروازهای درون‌شهری به شعاع کمتر از ۳۵ کیلومتر و سرعت‌های کمتر از ۱۵۰ کیلومتر بر ساعت مناسب هستند.

ماشین پرنده X2 AeroHT Voyager در شکل ۳-۱ ج دارای ۸ روتور در چهار محور است. هوایپیمای SkyDrive SD-04 در شکل ۳-۱ د دارای ۱۲ روتور است که هر کدام روی یک محور قرار گرفته‌اند. این وسیله دارای حداکثر سرعت ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت و برد کمتر از ۴۰ کیلومتر است. تاکسی‌های هوایی چندپره فوق به جز SkyDrive که می‌تواند ۳ سرنشیں (خلبان و دو مسافر) را حمل کند، توانایی حمل حداکثر ۲ سرنشیں را دارند.

<sup>1</sup>Ducted Fan

<sup>2</sup>Disc Load

<sup>3</sup>Hover

<sup>4</sup>Airframe

<sup>5</sup>Coaxial



[۲۲] (ب) هواپیمای عمودپرواز VoloCity



[۲۱] (آ) هواپیمای عمودپرواز EHang 216



[۲۴] (د) هواپیمای عمودپرواز SkyDrive SD-05



[۲۳] (ج) ماشین پرنده Xpeng Voyager X2

### شکل ۱-۳: هواپیماهای عمودپرواز الکتریکی چندپره

بررسی تاکسی‌های هوایی عمودپرواز چندپره نشان می‌دهد که سازوکار کنترل این وسایل مشابه با چندپره‌های بدون سرنشین کوچک، بر اساس کنترل سرعت موتورها جهت تولید نیروی رانش<sup>۱</sup> و گشتاورهای کنترلی مورد نیاز است. اگرچه توجه به این نکته مهم است که عملکرد کنترلی این وسایل به دلیل تفاوت در اندازه، وزن، ارتعاشات، آیرودینامیک، سامانه توان و ملاحظات مرتبط با کنترل پرنده‌های سرنشین دار دارای تفاوت‌هایی است.

تاکسی‌های هوایی چندپره نیازمند موتور و ملخ بزرگتری هستند و درنتیجه مجموعه موتور و ملخ در این وسایل دارای سرعت پاسخ کمتر و دینامیک لختتری نسبت به چندپره‌های بدون سرنشین کوچک است. مسئله تفاوت کنترل تاکسی‌های هوایی عمودپرواز چندپره با چندپره‌های بدون سرنشین کوچک از دیدگاه مجموعه شتاب در دسترس<sup>۲</sup>، در مرجع [۱۲] بررسی شده است که نتایج آن نشان می‌دهد با افزایش وزن و ابعاد چندپره، نسبت به وزن اضافه شده، اینرسی دورانی به طور چشمگیری زیاد می‌شود که در نتیجه آن شتاب دورانی قابل تولید بسیار محدود شده و مانورپذیری پرنده کاهش می‌یابد. علاوه بر این، مجموعه شتاب در دسترس در هنگام از دست رفتن موتورها محدود کننده می‌شود. از این رو، جهت تضمین امکان پرواز ایمن پرنده در این شرایط و همچنین

<sup>1</sup>Thrust<sup>2</sup>Acceleration Reachable set

برآورده کردن الزامات استانداردها و شرایط انطباق<sup>۱</sup> مانند EASA SC-VTOL<sup>۲</sup> در مرجع [۲۵] توجه به این مجموعه شتاب دارای اهمیت زیادی است.

در مرجع [۲۶] مطالعه‌ی کاملی در مورد طراحی مفهومی و مقایسه پیکربندی‌های پرنده‌های عمودپرواز شهری انجام شده است و مقایسه و بررسی عمیق‌تر پیکربندی‌های مختلف هواپیماهای عمودپرواز الکتریکی شهری از حوصله این پژوهش خارج است. با توجه به موارد بیان شده می‌توان تاکسی‌های هوایی عمودپرواز الکتریکی را در مقیاس بزرگ برای حمل و نقل شهری به کار برد. با این حال همچنان مسائل مربوط به صلاحیت پروازی<sup>۳</sup> و قابلیت اطمینان به عملکرد ایمن این وسایل مانند سازه، مانورپذیری، رویکرد کنترل، مدیریت عیب و ... باید حل شود [۱۲].

## ۱-۲ خودمختاری

منظور از خودمختاری<sup>۴</sup> در سامانه‌های هوایی این است که وسیله هوایی بدون نیاز به خلبان و دخالت عامل انسانی بتواند به تنها‌ی و بدون مشکل مأموریت خود را انجام دهد. سطح بالای خودمختار برای تاکسی‌های هوایی عمودپرواز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است چراکه امکان عملیات ایمن، کارآیی بالا و کاهش هزینه را فراهم می‌کند. در مرجع [۲] جزئیات نحوه اثرباری خودمختاری بر این عوامل ارائه شده است. علاوه بر این، سطح خودمختاری یک عامل مهم در تعیین میزان قابلیت‌های وسیله در انجام وظایف مشخص شده در شرایط مختلف، قابلیت اطمینان به عملکرد آن و هچنین تعداد هواپیماهای قابل پرواز در حریم هوایی شهری<sup>۵</sup> می‌باشد. تعاریف مختلفی که برای سطوح خودمختاری ارائه شده است در مرجع [۱۱] گردآوری شده است. با وجود تعاریف مختلف، ویژگی‌های کلیدی که به کمک آن می‌توان تاکسی‌های هوایی خودمختار<sup>۶</sup> را توسعه داد و برای آن‌ها خودمختاری را سطح‌بندی کرد، عبارتند از:

- حس‌کردن، ادراک و تخمين<sup>۷</sup>

- برنامه‌ریزی و تصمیم‌گیری<sup>۸</sup>

- کنترل پرواز خودکار مقاوم

- ایمنی و قابلیت اطمینان

<sup>1</sup>Means of Compliance

<sup>2</sup>European Union Aviation Safety Agency

<sup>3</sup>Airworthiness

<sup>4</sup>Autonomy

<sup>5</sup>Urban Airspace

<sup>6</sup>Autonomous Air Taxis

<sup>7</sup>Sensing, Perception and Estimation

<sup>8</sup>Planning and Decision-making

حسکردن و ادراک به معنای استفاده از حسگرهای مختلف و پردازش اطلاعات آن جهت آگاهی از وضعیت سامانه و محیط اطراف آن است. با توجه به مشکلات و کاهش دقت سامانه تعیین موقعیت فرآگیر (GPS)<sup>۱</sup> در مناطق شهری و همچنین وجود موانع، استفاده از دوربین و الگوریتم‌های پردازش تصویر و بینایی رایانه<sup>۲</sup> در ناوبری سامانه‌های خودمختار مهم است. روش ناوبری اینرسی-تصویری (VIO)<sup>۳</sup> با ترکیب داده‌های اینرسی و تصویری توسط روش‌های بینایی رایانه امکان آگاهی وضعیت و پرواز ایمن‌تر در محیط‌های شهری را فراهم می‌کند [۲۷].

برنامه‌ریزی و تصمیم‌گیری در بالاترین سطح کنترل و مدیریت پرواز سامانه‌های خودمختار قرار می‌گیرد و وظیفه برنامه‌ریزی مسیر بهینه با اجتناب از موانع، مدیریت انرژی و برنامه‌ریزی مجدد مسیر به صورت برخط<sup>۴</sup> در شرایط اضطراری را بر عهده دارد. با وجود اهمیت دو فناوری حسکردن و ادراک و همچنین برنامه‌ریزی و تصمیم‌گیری، تمرکز این پژوهش در حوزه کنترل پرواز خودکار مقاوم و ایمنی تاکسی‌های هوایی عمودپرواز است.

با توجه به چالش‌های توسعه تاکسی‌های هوایی خودمختار از جمله صلاحیت پروازی، پذیرش مسافران، کاربرد تجاری و فناوری قابل اتکا، حذف کامل عامل انسانی از این سامانه‌ها تا رسیدن به سطح قابل قبولی از تضمین عملکرد، امکان‌پذیر نخواهد بود. همچنین عدم قابلیت اطمینان و ایمنی در وسائل هوایی خودمختار می‌تواند باعث ایجاد خطرات برای افراد و محیط زیست شود.

با توجه به پژوهش‌ها و روند شرکت‌های فعال در زمینه وسائل هوایی خودمختار، در مرجع [۲] دو مسیر برای رسیدن به وسائل هوایی خودمختار ارائه شده است که در شکل ۴-۱ قابل مشاهده است. یکی از این مسیرها مسیر دارای خلبان<sup>۵</sup> است که به صورت تدریجی پرواز توسط خلبان را به پرواز کاملاً خودمختار تبدیل می‌کند. در مرحله بعدی این مسیر، پرواز بدون خلبان تحقق می‌یابد اما عامل انسانی جهت نظارت بر عملکرد سامانه و مدیریت شرایط اضطراری در ایستگاه کنترل زمینی حضور خواهد داشت. در نهایت عامل انسانی به صورت کامل حذف شده و خودمختاری کامل محقق می‌شود. این مسیر منجر به اخذ گواهی صلاحیت پروازی در مراحل اولیه می‌شود و شرکت‌هایی مثل Joby و Lilium این روش را در پیش گرفته‌اند.

مسیر دیگر مسیر بدون خلبان<sup>۶</sup> است که بر روی صلاحیت پرواز خودمختار از همان ابتدا تمرکز دارد. در حال حاضر این مسیر روی پرواز بدون خلبان در یک محیط کنترل شده تمرکز دارد و مرحله بعدی آن تحقق پرواز خودمختار تحت شرایط حاد<sup>۷</sup> خواهد بود. در نهایت با صحبت‌سنگی

<sup>1</sup>Global Positioning System

<sup>2</sup>Computer Vision

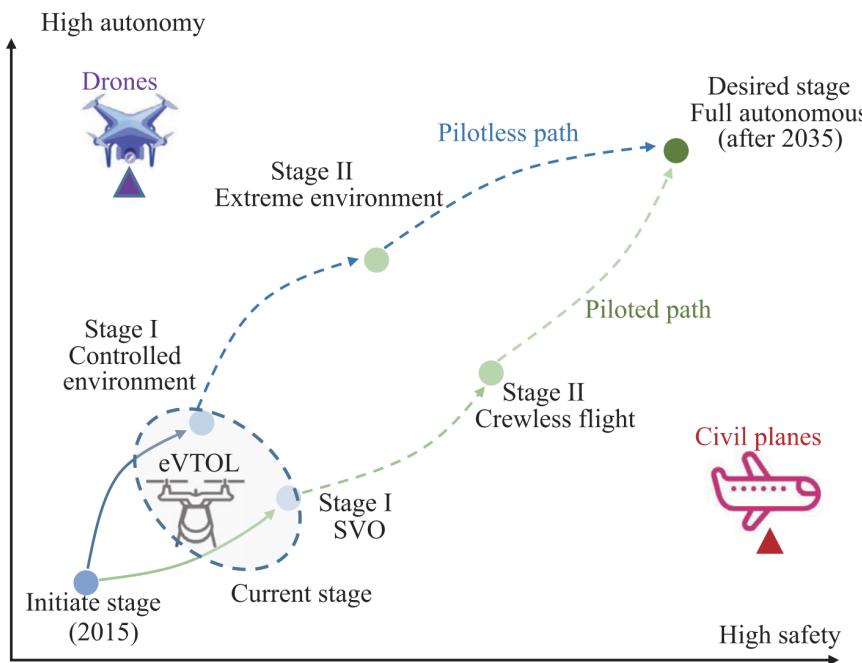
<sup>3</sup>Visual Inertial Odometry

<sup>4</sup>Online

<sup>5</sup>Piloted path

<sup>6</sup>Pilotless

<sup>7</sup>Extreme Conditions



شکل ۱-۴: روند توسعه تاکسی‌های هوایی عمودپرواز خودمختار [۲]

در شرایط مختلف و تضمین عملکرد به خودمختاری کامل در این مسیر می‌رسیم. شرکت‌هایی مثل Wisk و EHang این مسیر را انتخاب کرده‌اند. علاوه بر آن این نکته قابل ذکر است که در حال حاضر تاکسی‌های هوایی دارای سطح خودمختاری پایین‌تر نسبت به پهپادها و سطح ایمنی پایین‌تر نسبت به هواپیماهای مسافربری هستند.

همانطور که اشاره شد، تضمین ایمنی یکی از جنبه‌های مهم در توسعه وسایل هوایی خودمختار است. از عوامل مهم وقوع سوانح هوایی می‌توان به خطای انسانی، خرابی تجهیزات و شرایط جوی اشاره کرد. در نتیجه برای تضمین ایمنی در وسایل هوایی باید سامانه کنترل پرواز به نحوی توسعه پیدا کند که خطای انسانی را به حداقل رسانده و عملکرد مطلوب سامانه را در حضور خرابی تجهیزات و شرایط پروازی مختلف حفظ کند. علاوه بر پرندۀ‌های بدون سرنشین، در هواپیماهای عمود پرواز الکتریکی جدید نیز گزارشاتی حاکی از سقوط پرندۀ‌های پرووتایپ<sup>۱</sup> شرکت‌های Joby و Vertical Aerospace در اثر شکستن و جداشدن ملخ و برخورد آن با قسمت‌های دیگر پرندۀ در دو سال اخیر مشاهده می‌شود [۲۸، ۳].

برای عملیاتی شدن حمل و نقل هوایی شهری به صورت گسترده، به تعداد زیادی هواپیماهای عمود پرواز جدید به عنوان تاکسی هوایی نیاز است. از این رو در این صنعت چالش‌هایی از جمله کمبود خلبان و هزینه و زمان زیاد برای آموزش آنها وجود دارد [۲۹]. همچنین گذشته از هزینه‌های آموزش، با وجود اینکه خلبان‌ها صدها ساعت پرواز را صرف آموزش حرфه‌ای و کسب تجربه لازم

<sup>1</sup>Prototype



[۳] شکل ۱-۵: سقوط پروتوتاپ VA-1X شرکت Vertical Aerospace

می‌کنند، با توجه به بررسی‌های انجام شده در مراجع [۳۰، ۳۱] تقریباً ۸۰ درصد سوانح هوایی به خطای انسانی نسبت داده می‌شود.

خلبان‌ها به‌طور همزمان با وظیفه مدیریت و کنترل یک سامانه پیچیده در محیط پویا، نظارت بر سامانه‌های مختلف و ارتباط با برج مراقبت (کنترل ترافیک هوایی) مواجه هستند و این حجم کاری بالا و محیط پر تنش منجر به خطای شود. از این‌رو، در طی سال‌ها سامانه‌های مختلف مانند خلبان‌های خودکار جهت کاهش حجم کار خلبان توسعه یافته‌اند و در حال حاضر بخش عمدی پرواز توسط سامانه‌های خودکار انجام می‌شود [۳۲].

با استفاده از تاکسی‌های هوایی خودمختار و حذف خلبان می‌توان ضمن افزایش ایمنی (با کاهش خطای انسانی)، صندلی خلبان را به یک مسافر اختصاص داده و هزینه‌های عملیاتی پرواز شهری را به‌طور قابل توجهی کاهش داد. بدین منظور نیاز است که سامانه‌های هوشمند و خودمختار توسعه پیدا کنند و از انجام وظایف مشخص به عنوان خلبان خودکار فراتر رفته و بتوانند در شرایط مختلف تصمیم‌گیری کرده و عملیات مورد نیاز را به عنوان یک عامل هوشمند جایگزین خلبان انجام دهند.

### ۱-۱-۳ کنترل سامانه‌های حساس به ایمنی

سامانه‌های حساس به ایمنی<sup>۱</sup> به سامانه‌هایی اطلاق می‌شود که عملکرد نادرست یا خرابی آن‌ها می‌تواند به خسارات جدی مالی، آسیب به افراد یا حتی تلفات جانی منجر شود [۳۳]. در این دسته از سامانه‌ها، مانند خودروهای خودران، پهپادها و بهویژه تاکسی‌های هوایی، حفظ ایمنی در تمامی شرایط ممکن، از جمله در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات، یا خرابی اجزا، امری حیاتی است.

در تاریخچه وسائل هوایی و سامانه‌های خودمختار، ایمنی به معنای قابلیت جلوگیری از سوانح و

<sup>۱</sup>Safety-Critical Systems

قابلیت اطمینان به معنای عملکرد بدون نقص است [۳۴، ۲]. در واقع قابلیت اطمینان احتمال عملکرد مطلوب سامانه یا یک قطعه را در شرایط مشخص و مدت زمان مشخص نشان می‌دهد. با این حال، باید توجه داشت که سامانه‌های قابل اطمینان، الزاماً ایمن محسوب نمی‌شوند. در واقع، هرچند این سامانه‌ها در هر لحظه فرامین را به درستی اجرا می‌کنند، اما در صورت وجود شرایط نامساعد محیطی، ممکن است همان فرامین منجر به بروز سانحه شوند. در صنعت هوایی و تایید صلاحیت پروازی، ایمنی و قابلیت اطمینان وسیله معمولاً شامل دو مرحله ارزیابی و اقدامات پیشگیرانه می‌شود. در مرحله ارزیابی طبق استانداردهای مربوطه آزمایش‌های شبیه‌سازی و عملی مختلف جهت ارزیابی قابلیت اطمینان وسیله و اجزا آن انجام می‌شود و پس از موفق‌بودن آزمایش‌ها می‌توان گفت که احتمال خرابی و شکست در پرواز از یک آستانه قابل قبول کمتر است. در مرحله بعدی برای تضمین قابلیت اطمینان و ایمنی وسیله مجموعه‌ای از اقدامات پیشگیرانه جهت کاهش احتمال رخداد حادثه انجام می‌شود که از میان آن می‌توان به قابلیت تشخیص موانع و وسایل دیگر، جلوگیری از برخورد، پرواز در ناحیه پروازی مجاز با در نظر گرفتن پاکت پروازی و همچنین تحمل پذیری عیب اشاره کرد.

با استفاده از رویکردهای تحمل پذیری عیب می‌توان خطرات داخلی از جمله نقص‌های احتمالی مانند خرابی اجزا، قطع ارتباطات و آسیب‌های سازه‌ای، و خطرات خارجی (مانند موانع و حملات سایبری را مدیریت و برطرف کرد و در نتیجه قابلیت اطمینان سامانه را افزایش داد. تحمل پذیری عیب<sup>۱</sup> به صورت کلی به صورت افزونگی سخت‌افزار و افزونگی تحلیلی<sup>۲</sup> از منظر الگوریتم است. افزونگی سخت‌افزار که به معنای تعییه قطعات اضافی برای اجزا حیاتی است مورد بحث این پژوهش نیست اما توسعه الگوریتم‌ها جهت تحمل پذیری در مقابل عیب در عملگرها از اهمیت بالایی برخوردار است که در این پژوهش به آن پرداخته خواهد شد.

علاوه بر قابلیت اطمینان و تحمل پذیری عیب، تضمین قیودی که برای ایمنی وسیله ضروری است نیز باید در نظر گرفته شود. قیود ایمنی که شامل قیود حالت (مجموعه ایمن متغیرهای حالت)، قیود ورودی (محدودیت عملگر) و تضمین پایداری (همگرایی متغیرهای حالت به مقادیر مطلوب) است، عملیات ایمن وسیله را به صورت احتمالاتی تشویق و در سطح بعدی به صورت صریح تضمین می‌کند [۳۵]. از این‌رو، طراحی سامانه کنترلی که بتوانند نه تنها پایداری سامانه، بلکه رعایت قیود ایمنی را در شرایط مختلف تضمین کنند، بسیار مهم است.

یکی از روش‌های پرکاربرد در طراحی سامانه‌های کنترل حساس به ایمنی، کنترل پیش‌بین مدل‌بنا (MPC)<sup>۳</sup> است که با حل یک مسئله بهینه‌سازی در هر لحظه، قیود حالت و ورودی را مستقیماً وارد مسئله کنترل می‌کند [۳۶]. چالش‌های این رویکرد حجم محاسبات بالا مخصوصاً برای سامانه‌های

<sup>1</sup>Fault-tolerance

<sup>2</sup>Analytical Redundancy

<sup>3</sup>Model Predictive Control

با ابعاد بالا و قیود زیاد، و همچنین مقاومت در برابر عدم قطعیت‌های مدل پیش‌بین است. رویکرد دیگر استفاده از تحلیل دسترسی‌پذیری<sup>۱</sup> سامانه است که تعیین می‌کند آیا حالت‌های سامانه می‌تواند به ناحیه‌ای ایمن وارد شود یا خیر که در این روش دینامیک سامانه، ورودی‌های کنترل، عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات باید در نظر گرفته شود. از چالش‌های این روش می‌توان به دشواری و هزینه بالای محاسبات مخصوصاً در سامانه‌هایی با ابعاد بالا، اجرای بلاذرنگ تحلیل‌ها، عدم قطعیت‌های مدل و مدل‌سازی ناحیه ایمن اشاره کرد [۳۵، ۳۷].

تابع مانع کنترلی (CBFs)<sup>۲</sup> نیز با تعریف مجموعه‌ای ایمن از حالت‌ها، کنترل‌کننده را ملزم می‌کنند تا از خروج سامانه از این مجموعه جلوگیری کند. این رویکرد معمولاً به صورت مسائل بهینه‌سازی محدب، مانند برنامه‌ریزی درجه دوم (QP)<sup>۳</sup> فرمول‌بندی می‌شود که حجم محاسبات کمتری نسبت به دو رویکرد قبلی دارد. از چالش‌های این روش می‌توان به مسئله مقاومت در برابر عدم قطعیت‌های مدل، بی‌راه حل شدن<sup>۴</sup> و ناپایداری‌های عددی در حل مسئله بهینه‌سازی اشاره کرد [۳۵، ۳۸، ۳۹].

دستیابی به تاکسی‌های هوایی خودمختار نیازمند حل چالش‌هایی در مسئله کنترل پرواز است که از جمله آن‌ها می‌توان به تاب‌آوری<sup>۵</sup> و عملکرد مطلوب در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری، دینامیک‌های مدل نشده، اغتشاشات خارجی و وقوع عیب در رایانه کنترل پرواز، عملگرها، حسگرها و سازه اشاره کرد. تلاش برای توسعه این موارد، می‌تواند بهبود کارآیی و ایمنی وسایل هوایی خودمختار در حمل و نقل شهری را به دنبال داشته باشد.

اهداف اولیه در طراحی سامانه‌های کنترل خودکار حفظ پایداری سامانه و ردگیری مسیر مطلوب می‌باشد. با در نظر گرفتن مسائل مربوط به کنترل سامانه‌های واقعی مانند عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و وقوع عیب در تجهیزات سامانه، نیاز به ارتقا الزامات و رویکردهای کنترلی<sup>۶</sup> می‌باشد. بدین ترتیب برای تضمین عملکرد مطلوب تاکسی‌های هوایی در سناریوهای واقعی<sup>۷</sup> نیاز به استفاده از سامانه‌های کنترل تاب‌آور<sup>۸</sup> با قابلیت تطبیق در شرایط مختلف پروازی و مقابله با اغتشاشات است. همچنین جهت ارتقا سطح خودمختاری تاکسی‌های هوایی و بهبود قابلیت تطبیق‌پذیری آن‌ها در شرایط مختلف، نیازمند استفاده از روش‌های مبتنی بر یادگیری در سطوح مختلف سامانه کنترل هستیم. بدین ترتیب یکی از اهداف این پژوهش به کارگیری شبکه‌های عصبی تطبیقی در کنترل سطح پایین تاکسی هوایی است.

<sup>1</sup>Reachability Analysis

<sup>2</sup>Control Barrier Functions

<sup>3</sup>Quadratic Programming

<sup>4</sup>Infeasibility

<sup>5</sup>Resilience

<sup>6</sup>Control Strategies

<sup>7</sup>Real-world Scenarios

<sup>8</sup>Resilient Control

تابآوری سامانه‌ها در مقابل عیب منجر به استفاده از کنترل تحمل‌پذیر عیب<sup>۱</sup> می‌شود. کنترل تحمل‌پذیر عیب به معنای حفظ پایداری و ادامه عملکرد مطلوب در حالت خرابی<sup>۲</sup> قطعات و وقوع عیب‌های جزئی در آن‌ها است. این سامانه‌ها باید به طور خودکار فرامین کنترلی لازم را جهت مدیریت عیب‌ها، حفظ پایداری وسیله، و اتمام مأموریت تولید کنند.

در تاکسی‌های هوایی چندپره، استفاده از مجموعه‌ای از موتورهای الکتریکی که در سراسر بدنه توزیع شده‌اند، علاوه بر افزایش کارآیی وسیله، امکان افزونگی در عملگر را برای سامانه به وجود می‌آورد. به کمک این افزونگی و رویکردهای کنترل تحمل‌پذیر عیب می‌توان اینمی پرواز را افزایش داد. دینامیک وسیله پرنده بعد از وقوع عیب به طور قابل توجهی تغییر می‌کند که می‌تواند باعث کاهش کارآیی کنترل‌کننده‌هایی شده که بر اساس یک مدل نامی طراحی شده‌اند و حتی در بعضی از موارد باعث ناپایداری سامانه حلقه بسته شود. بنابراین ساختار و یا پارامترهای سامانه کنترل برای داشتن یک سامانه حلقه بسته پایدار در حضور عیب باید اصلاح شود.

رویکردهای کنترل پرواز تحمل‌پذیر عیب به طور گسترهای در پژوهش‌های پیشین مطالعه شده‌اند. در حالت کلی سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب به دو دسته فعال (AFTC)<sup>۳</sup> و غیرفعال (PFTC)<sup>۴</sup> تقسیم می‌شوند. سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال به روش‌های مبتنی بر ساختار کنترل مقاوم اطلاق می‌شود که یک ساختار ثابت دارند و می‌توانند با یک سری عیب‌های مشخص که منجر به کران خاصی از عدم قطعیت می‌شوند، مقابله کنند. با این حال سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال، ساختار و یا پارامترهای سامانه کنترل را مجدداً پیکربندی می‌کنند. با توجه به ماهیت متغیر با زمان شرایط محیطی و وقوع عیب، رویکردهای AFTC کاربرد و وسعت بیشتری دارند.

دسته AFTC را می‌توان به دو دسته مبتنی بر تشخیص عیب که معمولاً متمکی بر یک الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب (FDD)<sup>۵</sup> جداگانه هستند و دسته مبتنی بر برخی از رویکردهای کنترل تطبیقی که بدون نیاز به تشخیص دقیق عیب پایداری حلقه بسته را تضمین می‌کنند تقسیم کرد. همچنین برای سامانه‌های دارای عملگر زیاد که نیاز به استفاده از رویکردهای تشخیص کنترل می‌باشد، روش‌های AFTC مبتنی بر تشخیص عیب در یک چارچوب تشخیص کنترل پوپا<sup>۶</sup> استفاده می‌شوند. علاوه بر آن، روش‌های FDD را می‌توان به دو دسته مبتنی بر مدل و داده محور تقسیم کرد.

از جمله روش‌های مبتنی بر مدل می‌توان به روش‌های مبتنی بر رویتگر [۴۰، ۴۱، ۴۲]، فیلترهای

<sup>1</sup>Fault-tolerant Control

<sup>2</sup>Failure

<sup>3</sup>Active Fault-tolerant Control

<sup>4</sup>Passive Fault-tolerant Control

<sup>5</sup>Fault Detection and Diagnosis

<sup>6</sup>Dynamic Control Allocation

کالمن<sup>۱</sup> [۴۳] ، تخمین پارامتر مبتنی بر حداقل مربعات بازگشتی (RLS)<sup>۲</sup> [۴۴] و روش فضای پریتی<sup>۳</sup> [۴۵] اشاره کرد. این دسته دارای مزیت سرعت بیشتر و حجم محاسبات کمتر هستند اما در صورتی که مدل دقیقی از سامانه و عملگرها در دسترس نباشد یا توانایی تفکیک اغتشاشات خارجی از عیب را نداشته باشد می‌تواند منجر به تشخیص نادرست و در نتیجه عملکرد نامطلوب و ناپایداری سامانه شود.

در مقابل، روش‌های داده‌محور می‌توانند عیب را بدون نیاز به مدل شناسایی کنند. از جمله روش‌های داده‌محور می‌توان به روش‌های مبتنی بر رویکردهای آماری، شبکه‌های عصبی<sup>۴</sup>، ماشین بردار پیش‌تیبان (SVM)<sup>۵</sup> و تحلیل فرکانسی اشاره کرد. اکثر روش‌های داده‌محور جهت تشخیص وقوع عیب و نوع آن استفاده می‌شوند که معمولاً مرحله یادگیری به صورت برونو خط براساس داده‌های ذخیره‌شده حسگرها مثل شتاب، ارتعاشات، دما، جریان، آکوستیک<sup>۶</sup> و ... انجام می‌شود [۴۶]. این روش‌ها دارای عیوبی از جمله اثبات پایداری، مشکل بودن جمع‌آوری مجموعه داده و تضمین جامعیت داده‌ها برای حالت‌های مختلف هستند که عدم برآورده شدن آن، منجر به کاهش قابلیت تعمیم<sup>۷</sup> روش می‌شود. علاوه بر روش‌های مبتنی بر یادگیری برونو خط<sup>۸</sup>، روش‌های مبتنی بر شبکه عصبی تطبیقی با قابلیت آموزش برخط نیز جهت تشخیص و شناسایی عیب توسعه یافته‌اند که در این روش‌ها چالش‌هایی از قبیل سرعت یادگیری، حجم پردازش داده، خطای تخمین شبکه، غنای داده و تحریک مداوم<sup>۹</sup> وجود دارد. در شکل ۱-۶ دسته‌بندی رویکردهای کنترل تحمل‌پذیر عیب و بخش‌های آن ارائه شده است.

در FDD مراحل مختلفی از جمله تشخیص عیب، تعیین موقعیت عیب، شناسایی نوع و علت عیب و همچنین ارزیابی عیب و تخمین شدت آن انجام می‌شود. تشخیص عیب به معنای بررسی و شناسایی وقوع/وجود عیب در سامانه است. در این فرآیند معمولاً با پایش<sup>۱۰</sup> داده‌های اندازه‌گیری بلاذرنگ سامانه، اختلاف عملکرد با حالت معمول<sup>۱۱</sup> و مورد انتظار تشخیص داده می‌شود. در جداسازی عیب<sup>۱۲</sup> تعیین موقعیت عیب که در واقع یک جزء، قطعه یا بخش خاصی از سامانه است که در آن عیب اتفاق افتاده است، انجام می‌شود. لازم به ذکر است که جداسازی عیب به معنای جداسازی جزء خاصی از سامانه با هدف جلوگیری از انتشار عیوب نیست. به عبارت دیگر، شناسایی

<sup>1</sup>Kalman Filters

<sup>2</sup>Recursive Least Squares

<sup>3</sup>Parity Space Method

<sup>4</sup>Neural Networks

<sup>5</sup>Support Vector Machine

<sup>6</sup>Acoustic

<sup>7</sup>Generalization

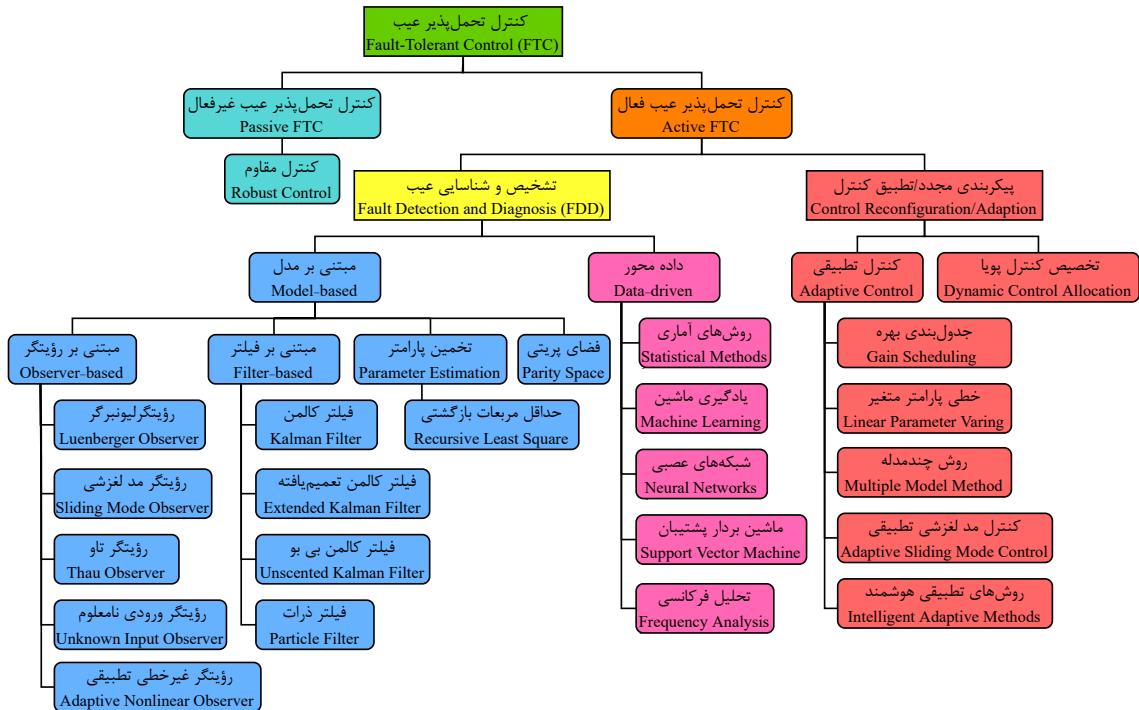
<sup>8</sup>Offline

<sup>9</sup>Persistent Excitation

<sup>10</sup>Monitoring

<sup>11</sup>Normal

<sup>12</sup>Fault Isolation



شکل ۱-۶: دسته بندی و بخش های سامانه های کنترل تحمل پذیر عیب

عیب<sup>۱</sup> ممکن است انتخاب بهتری باشد. البته جداسازی و شناسایی معمولاً در پژوهش های FDD به جای هم استفاده می شوند. علاوه بر آن در برخی از رویکردهای موجود، شناسایی نوع عیب و علت وقوع آن نیز انجام می شود که می توان آن را زیرمجموعه جداسازی (شناسایی) عیب در نظر گرفت. در حالت کلی در پژوهش ها به این مجموعه، پودمان<sup>۲</sup> تشخیص و جداسازی عیب (FDI)<sup>۳</sup> گفته می شود. مجموعه FDI و تخمین شدت عیب، پودمان FDD را تشکیل می دهند که این بخش ها در شکل ۱-۷ نشان داده شده است.

در بسیاری از پژوهش ها در حوزه FDI برای چندپره ها از جمله [۴۸، ۴۷] صرفاً از یک رویتگر/فیلتر جهت تخمین حالت های سامانه و تولید باقیمانده ها<sup>۴</sup> (اختلاف بین خروجی های سامانه و خروجی های رویتگر) استفاده شده است و سپس با توجه به علامت و مقدار این باقیمانده ها و نگاشت بین آن با هر موتور، می توان موتور خراب را جداسازی کرد. علی رغم سادگی پیاده سازی و محاسباتی این رویکرد، این روش دارای محدودیت هایی از جمله صرفاً تشخیص سالم بودن یا خراب بودن موتور و همچنین پیچیده بودن تعیین نگاشت برای از دست رفتن بیش از دو موتور، مخصوصاً برای پیکربندی های با تعداد موتور بالا است.

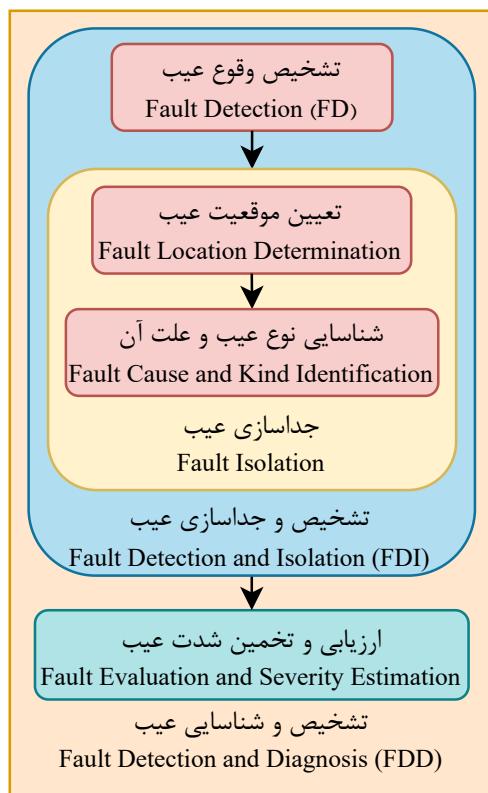
در بسیاری از کاربردها جهت اطلاع دقیق از وضعیت عیب و توزیع کنترل بر اساس میزان

<sup>1</sup>Fault Identification

<sup>2</sup>Module

<sup>3</sup>Fault Detection and Isolation

<sup>4</sup>Residuals



شکل ۱-۷: مراحل و بخش‌های پومنان تشخیص و شناسایی عیب

سالم‌بودن عملگرها، یک بخش جدید تحت عنوان ارزیابی عیب و تخمین شدت<sup>۱</sup> آن نیاز است تا با تعیین یک معیار مناسب بتوان میزان آسیب‌دیدگی عملگر و اثر عیب بر عملکرد سامانه را رده‌بندی کرد. لازم به ذکر است که در تشخیص و شناسایی عیب عملگر چندپره‌ها، معمولاً پومنان FDD برای تخمین شدت عیب یا از دست دادن کارآیی (LoE)<sup>۲</sup> عملگرها چندپره طراحی و پیاده‌سازی می‌شود. بنابراین، در این پژوهش تعیین عملگر معیوب (جداسازی) و میزان شدت عیب و اثرگذاری آن در عملکرد سامانه (ارزیابی و تخمین شدت عیب) از اهمیت بالایی برخوردار است و شناسایی نوع عیب و علت آن کمتر مورد توجه قرار می‌گیرد.

همانطور که قبل اشاره شد عیب می‌تواند در قسمت‌های مختلف سامانه از جمله حسگرها، عملگرها، باتری و ... رخ دهد. در این پژوهش وقوع عیب در سامانه عملگر (پیشرانش) تاکسی هوایی چندپره در نظر گرفته می‌شود که شامل موتور، ملخ، باتری و کنترل‌کننده سرعت الکترونیکی (ESC)<sup>۳</sup> است. انواع عیب عملگر در چندپره‌ها در جدول ۱-۱ عنوان شده است.

<sup>1</sup>Severity

<sup>2</sup>Loss of Effectiveness

<sup>3</sup>Electronic Speed Controller

جدول ۱-۱: انواع عیب عملگر در چندپره‌ها (برگرفته از [۴۹، ۷۸] با کمی تغییر)

بخش	نوع عیب	نشانه‌ها	پیامدها
موتور	افت عملکرد در اثر فرسودگی	افزایش جریان و دما	LoE
	آسیب‌دیدن یاتاقان	افزایش جریان و دما	LoE و ارتعاشات
	خمشدن میله روتور	افزایش جریان و دما	LoE و ارتعاشات
	اتصال کوتاه شدن سیم پیچ	افزایش جریان و دما	LoE
	تداخل الکترومغناطیسی	تغییر سرعت و افزایش دما	LoE
	گرد و غبار و رطوبت	افزایش جریان و دما	LoE و ارتعاشات
ملخ	آسیب‌دیدن متقارن ملخ	افزایش شدید سرعت	LoE
	آسیب‌دیدن غیرمتقارن ملخ	افزایش سرعت	LoE و ارتعاشات
	از دست رفتن/چرخش آزاد ملخ	تغییر ناگهانی سرعت	خرابی کامل
	گیرکردن ملخ	اشباع جریان و سرعت صفر	خرابی کامل
ESC	مدار باز شدن وارونگر سه فاز	کاهش سرعت و افزایش دما	LoE
	خطای زمان‌بندی و تغییر فاز	نوسانات در سرعت	ارتعاشات
	اتصال کوتاه شدن MOSFET	افزایش جریان و سرعت ثابت	LoE
	سوختن یا قطع توان باتری	افزایش دما و سرعت صفر	خرابی کامل

همانطور که مشاهده می‌شود تشخیص عیب ملخ معمولاً<sup>۱</sup> با توجه به پایش سرعت موتور و تشخیص عیب موتور با پایش جریان قابل انجام است. اگر چه معادلات حاکم بر دینامیک موتور و ملخ نشان دهنده جفت‌شدگی<sup>۱</sup> بین سرعت و جریان هستند ولی با اندازه‌گیری هر دو کمیت سرعت تشخیص عیب به مراتب بیشتر خواهد بود [۴۹]. همچنین اکثر عیوب اجزا عملگر منجر به از دست دادن کارآیی یا خرابی کامل آن می‌شود که می‌توان نتیجه گرفت مدل عیوب به صورت LoE یک مدل نسبتاً عمومی بوده و تخمین ضریب کارآیی عملگر مهم است.

البته لازم به ذکر است که با توجه به مهم‌بودن مصرف انرژی در تاکسی‌های هوایی الکتریکی، برای کاربردهای عملی، بهتر است یک مطالعه و پژوهش عملی در راستای اثرات عیوب ذکر شده انجام شود تا مشخص شود در صورت بروز کدام عیوب بهتر است به صورت کلی از ارسال فرامین به آن عملگر جلوگیری شود. دسته‌بندی عیوب و بررسی مسئله نامبرده از حوصله این پژوهش خارج است.

<sup>1</sup>Coupling

علاوه بر این، مدل‌های مختلفی برای عیب در پژوهش‌های پیشین ارائه شده است که از جمله آن‌ها می‌توان به عیب LoE ضربی، عیب جمع‌شونده، خرابی بیشینه/کمینه حد (فوق سخت) HOF<sup>۱</sup> و عیب قفل شدن عملگرد در یک موقعیت خاص (LIP)<sup>۲</sup> اشاره کرد [۵۰]. در این پژوهش مدل عیب به صورت LoE ضربی در نظر گرفته می‌شود که امکان تعیین دقیق سالم‌بودن عملگر بین ۰ (خرابی کامل) تا ۱ (سالم) را دارد.

علاوه بر موارد فوق، نرمافزار و سخت‌افزار سامانه کنترل پرواز باید در آزمایش‌های مختلف در طراحی مبتنی بر مدل مانند شبیه‌سازی‌های نرمافزار در حلقه (SIL)<sup>۳</sup> و سخت‌افزار در حلقه (HIL)<sup>۴</sup> در شرایط مختلف صحبت‌سنجدی شود. پس از تایید سامانه کنترل پرواز در محیط آزمایشگاهی، باید عملکرد این سامانه در آزمایش‌های مختلف پروازی در کل پاکت پروازی و شرایط محیطی مختلف بررسی و تایید شود. بر خلاف کنترل‌کننده‌های پرواز متن باز<sup>۵</sup>، سامانه کنترل تاکسی‌های هوایی باید علاوه بر استانداردهای مربوط به هوایپیماهای عمود پرواز الکتریکی که در حال توسعه و تدوین است، استانداردهای DO-178C و DO-254 که به ترتیب استاندارد ملاحظات نرمافزار و سخت‌افزار در صدور گواهینامه برای سامانه‌های هوایبرد و تجهیزات است نیز رعایت شود [۲، ۵۱، ۵۲، ۱۲].

## ۲-۱ تعریف مسئله

در این پژوهش کنترل یک تاکسی هوایی که دارای پیکربندی چندپره و پیشران الکتریکی توزیع شده است، جهت ردگیری مسیر در حضور عدم قطعیت‌ها، دینامیک‌های مدل نشده، اغتشاشات خارجی و وقوع عیب در موتورها انجام می‌شود. در این پژوهش یک مدل شبیه‌سازی با دقت خوب برای تاکسی هوایی چندپره با پیکربندی جدید توسعه داده می‌شود. با توجه به پرواز تاکسی هوایی در محیط شهری، در مدل‌سازی و شبیه‌سازی پرنده پدیده‌های مهمی از جمله اثرات ژیروسکوپی، اثرات آیرودینامیکی روتور و بدنه، اثر باد و اغتشاشات خارجی، اثر زمین و دینامیک موتورها در نظر گرفته می‌شود. علاوه بر این دینامیک‌های مدل نشده، عدم قطعیت‌هایی در پارامترهای سامانه اعمال می‌شود که سامانه کنترل از آن اطلاعی ندارد.

روش کنترل پیشنهادی در این پژوهش، رویکرد کنترل عصبی تطبیقی مبتنی بر رویتگر اغتشاش با به کارگیری یادگیری ترکیبی برای کنترل وضعیت و ارتفاع (حلقه داخلی) و کنترل‌کننده تناسبی-

<sup>1</sup>Hard Over Failure

<sup>2</sup>Lock-In-Place

<sup>3</sup>Software-in-the-Loop

<sup>4</sup>Hardware-in-the-Loop

<sup>5</sup>Open Source Flight Controllers

مشتق‌گیر (PD)<sup>۱</sup> ادغام شده با رویتگر حالت تعمیم‌یافته (ESO)<sup>۲</sup> جهت کنترل موقعیت افقی (حلقه خارجی) است. طراحی کنترل‌کننده حلقه داخلی و خارجی با فرض تجزیه بر مبنای مقیاس زمانی<sup>۳</sup> که با توجه به سریع‌تر بودن حلقه داخلی از حلقه خارجی معتبر است، به صورت جداگانه انجام می‌شود. طراحی کنترل‌کننده حلقه داخلی بر اساس قضیه پایداری لیاپانوف<sup>۴</sup> انجام شده و وزن‌های شبکه عصبی جهت مقابله با عدم قطعیت‌ها و کاهش خطای ردگیری بصورت برخط بروز می‌شوند. همچنین از یک رویتگر اغتشاش برای مقابله با اغتشاشات خارجی و خطای تخمین شبکه و از یک رویتگر حالت برای بهبود یادگیری شبکه استفاده می‌شود.

جهت فراهم کردن قابلیت تحمل پذیری عیب یک رویکرد تشخیص و شناسایی عیب دو مرحله‌ای جدید شامل فیلترهای کالمن تعمیم‌یافته تطبیقی برای تخمین سرعت موتورها و ضریب گشتاور پسا در مرحله اول و یک ماشین یادگیری افراطی ترتیبی برخط (OS-ELM)<sup>۵</sup> در مرحله دوم پیشنهاد داده می‌شود که می‌تواند مقدار ضریب کارآیی عملگرها را به صورت همزمان در حضور اغتشاشات خارجی مانند باد و تندباد با دقت خوبی تخمین بزنند. در ادامه یک رویکرد تشخیص کنترل پویا توسعه داده می‌شود که قابلیت تشخیص کنترل بر اساس میزان سالم‌بودن عملگرها را دارد و محدودیت عملگر را در نظر می‌گیرد.

جهت تضمین قیود ایمنی برای متغیرهای حالت تاکسی هوایی، توابع مانع کنترلی برای اعمال قیود بر روی ارتفاع بیشینه و محدوده سرعت عمودی توسعه داده می‌شود. همچنین به منظور اطمینان از پرواز پرنده در محدوده مسیر مرجع، یک لوله<sup>۶</sup> حول مسیر مرجع در نظر گرفته شده و به صورت یک تابع مانع کنترلی تعریف می‌شود تا به کمک آن تضمین شود خطای جانبی مسیر<sup>۷</sup> همواره از یک مقدار آستانه کمتر می‌ماند. با توجه به اینکه دقت عملکرد رویکرد توابع مانع کنترلی به دقت مدل وابسته است، از عدم قطعیت‌های تخمین زده شده توسط رویکرد CANCDO برای توسعه توابع مانع کنترلی تطبیقی استفاده می‌شود. برای بررسی عملکرد سامانه کنترل پرواز طراحی شده، شبیه‌سازی در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات خارجی و وقوع عیب در عملگرها انجام می‌شود. با توسعه این رویکرد می‌توان پایداری و ایمنی پرنده را (با فرضیات مطرح شده) تضمین کرد.

<sup>1</sup>Proportional-Derivative Controller

<sup>2</sup>Extended State Observer

<sup>3</sup>Time-scale decomposition

<sup>4</sup>Lyapunov

<sup>5</sup> Online Sequential Extreme Learning Machine

<sup>6</sup>Tube

<sup>7</sup>Cross-track error

## ۱-۳ پیشینه پژوهش

در سال‌های اخیر پژوهش‌های بسیاری در زمینه کنترل چهارپره انجام شده است [۵۴، ۵۳]. همچنین برخی از مقالات به مسئله کنترل و تخصیص کنترل دیگر چندپره‌های بدون سرنوشتین مثل ششپره‌ها<sup>۱</sup> و هشتپره‌ها<sup>۲</sup> پرداخته‌اند [۴۸، ۵۵]. پیشینه پژوهش نشان می‌دهد که در حوزه نوظهور تاکسی هوایی، پژوهش‌های کمی در موضوع کنترل این وسایل در حضور عیب و اغتشاشات انجام شده است. بررسی پیشینه پژوهش در حوزه شناسایی عیب و کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر تخصیص کنترل برای چندپره‌ها انجام می‌شود. در مقالات مروی [۵۶، ۵۷] روش‌های تشخیص و شناسایی عیب و سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب برای انواع پرندۀ‌های بدون سرنوشتین بررسی شده است. همچنین در مرجع [۵۰] بررسی جامعی بر روی روش‌های شناسایی عیب و همچنین سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب برای چندپره‌های بدون سرنوشتین انجام شده است.

در بخش کنترل سامانه‌های حساس به اینمی، مقدمه‌ای بر روش‌های تشخیص و شناسایی عیب و اهمیت کنترل تحمل‌پذیر عیب ارائه شد. در این بخش برخی از کارهای مرتبط به این پژوهش در زمینه تشخیص و شناسایی عیب عملگر چندپره‌ها و همچنین روش‌های مختلف تخصیص کنترل برای چندپره‌ها و سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر تخصیص کنترل بررسی می‌شود.

تخصیص کنترل بیانگر مسئله توزیع نیروها و گشتاورهای کنترلی (یا شتاب‌های کنترل) به عملگرهاست. در سامانه‌هایی که دارای تعداد عملگر بیشتر از فرامین کنترلی هستند، با ترکیبات مختلفی از فرامین عملگرها می‌توان فرامین کنترلی مد نظر را تولید کرد. در نتیجه، تخصیص کنترل بهینه که به کمترین مصرف انرژی منجر شود و همچنین محدودیت فیزیکی عملگرها را نیز رعایت کند به خصوص برای تاکسی‌های هوایی عمودپرواز الکتریکی مهم است. این مسئله در حضور عیب و از دست رفتن موتورها اهمیت دو چندان پیدا می‌کند چراکه اشباع عملگرها در تخصیص کنترل مسئله اجتناب ناپذیری است و بر عملکرد سامانه کنترل اثر می‌گذارد. همچنین در بحث کنترل تحمل‌پذیر عیب برای سامانه‌های با تعداد عملگر زیاد، روش‌های مبتنی بر کنترل تطبیقی و مقاوم که دارای تخصیص کنترل نامتغیر با زمان هستند برای شرایط خاصی جوابگو بوده و در حالت کلی نمی‌توانند عملکرد خوب سامانه را در حضور عیوب مختلف تضمین کنند. رویکرد مناسب برای این سامانه‌ها شناسایی شدت عیب و توزیع کنترل به کمک تخصیص کنترل پویا بر اساس میزان سالم‌بودن عملگرها است.

در مرجع [۵۸] مروی بر روش‌های تخصیص کنترل بهینه برای وسایل هوایی انجام شده است.

<sup>1</sup>Hexarotors

<sup>2</sup>Octorotors

یک روش پایه برای حل مسئله تخصیص کنترل، روش شبهمعکوس<sup>۱</sup> ماتریس کارآیی کنترل<sup>۲</sup> است که نرم<sup>۳</sup> تلاش کنترلی را حداقل می‌کند. این روش از روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی سریع‌تر است اما قیدهای روی فرامین عملگر در این روش در نظر گرفته نمی‌شود و به سادگی می‌تواند نقض شود. یک روش ساده‌لوحانه برای عملیاتی کردن این روش، اعمال قید بیشینه و کمینه بر روی سیگنال تولید شده توسط روش شبهمعکوس با برش<sup>۴</sup> سیگنال است. استفاده از این روش در صورت اشباع موتور منجر به عدم دستیابی به ورودی‌های کنترل مطلوب می‌شود.

روش معکوس تعمیم‌یافته آبساری (CGI)<sup>۵</sup> یک الگوریتم تخصیص کنترل تکراری است که مسئله تخصیص کنترل مقید را حل می‌کند [۵۹]. در این روش بعد از محاسبه فرامین عملگرها به کمک روش شبهمعکوس، عملگرهای اشباع‌شده از مسئله تخصیص کنترل حذف می‌شوند و سهم آن‌ها از ورودی کنترل مجازی حذف می‌شود. متعاقباً مسئله تخصیص کنترل برای عملگرهای باقیمانده توسط شبهمعکوس کاهش‌یافته انجام می‌شود. این روند تا جایی که عملگرهای باقیمانده اشباع نشوند ادامه پیدا می‌کند. در نتیجه، این روش دارای پیاده‌سازی ساده و هزینه محاسباتی کم است. البته طبق مراجع [۶۰، ۵۹، ۶۱] روش CGI نمی‌تواند همه خروجی‌های مطلوب را بدست آورد و نگاشت دقیق بین ورودی‌های کنترل و فرامین عملگر داشته باشد. علاوه بر آن، لزوماً تخصیص کنترل بهینه (از منظر نرم درجه دو) نخواهد داشت. جین<sup>۶</sup> [۶۲] در سال ۲۰۰۵ تلاشی برای اصلاح روش CGI جهت حل مشکل مطرح شده انجام داد اما این مسئله به‌طور کامل حل نشده است. مارکس<sup>۷</sup> و همکاران [۶۳] در سال ۲۰۱۲ از این روش در یک سامانه کنترل تحمل‌پذیر عیب برای یک هشت‌پره استفاده کردند که نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد مطلوب تخصیص کنترل در حضور از دست رفتن چند موتور به صورت همزمان است. در این پژوهش عیب جزئی و اثر اغتشاشات در نظر گرفته نشده است.

سعید و همکاران [۴۷] در سال ۲۰۱۵ یک رویکرد تشخیص عیب و کنترل تحمل‌پذیر عیب برای یک هشت‌پره هم محور ارائه دادند. سامانه تشخیص عیب بر اساس یک رویتگر مدل‌لغزشی<sup>۸</sup> طراحی شده است که باقیمانده‌ها را تولید کرده و با ارزیابی آن موتورهای از دست رفته را جدا‌سازی می‌کند. همچنانی یک الگوریتم بازیابی جهت تخصیص مجدد کنترل به موتورهای سالم برای این پیکربندی ارائه شده است. نتایج آزمایش عملی مطلوب است اما تشخیص شدت عیب و مقابله با عیب جزئی، چندین خرابی همزمان و اثر اغتشاشات و نامعینی در این پژوهش بررسی نشده است.

<sup>1</sup>Pseudo-inverse

<sup>2</sup>Control Effectiveness

<sup>3</sup>Norm

<sup>4</sup>Clipping

<sup>5</sup>Cascaded Generalized Inverse

<sup>6</sup>Jin

<sup>7</sup>Marks

<sup>8</sup>Sliding Mode

همچنین تحلیل پایداری سامانه حلقه بسته در این پژوهش ارائه نشده است.

فسلر<sup>۱</sup> و همکاران [۶۴] در سال ۲۰۱۶ یک رویکرد ترکیب رانش تکرارشونده<sup>۲</sup> بر اساس اولویت‌بندی<sup>۳</sup> ورودی‌های کنترل را جهت در نظر گرفتن اشباع عملگرها در مسئله تشخیص کنترل ارائه دادند. در این رویکرد جهت پایداری و عملکرد ردگیری مسیر بهتر، بیشترین اولویت به گشتاورهای غلت و فراز، اولویت دوم به رانش کل و اولویت آخر به گشتاور سمت داده می‌شود. نتایج آزمایش عملی نشان‌دهنده عملکرد مطلوب روش در مواجهه با اشباع موتور است و در مقایسه با روش برش دارای خطای ردگیری کمتری است. در این پژوهش اثبات همگرایی رویکرد تکراری پیشنهادی ارائه نشده و مسئله عیب و کنترل تحمل‌پذیر عیب در نظر گرفته نشده است. از ایده اولویت‌بندی ورودی کنترل در خلبان‌خودکار<sup>۴</sup> تجاری PX4 استفاده می‌شود.

سعید و همکاران [۴۹] در سال ۲۰۱۷ یک رویکرد تشخیص عیب و کنترل تحمل‌پذیر عیب برای هشت‌پره هم‌محور ارائه دادند که امکان بازیابی در حضور چند خرابی عملگر همزمان را دارد. جهت تشخیص خرابی از یک رویکرد مبتنی بر SVM استفاده شده است که بر اساس داده‌های ذخیره‌شده سرعت و جریان موتورها آموزش داده شده و به صورت برخط دسته‌بندی بین حالت سالم، خرابی موتور و یا از دست رفتن ملخ را انجام می‌دهد. پس از تشخیص عیب به کمک روش شبهمعکوس وزن دار<sup>۵</sup>، کنترل بین عملگرهای سالم بازنمایی می‌شود. روش پیشنهادی عملکرد مناسبی در آزمایش‌های عملی نشان داده است. البته تشخیص شدت عیب و مقابله با عیب جزئی و اثرات اغتشاشات و نامعینی در این پژوهش بررسی نشده است. همچنین تحلیل پایداری سامانه حلقه بسته در این پژوهش ارائه نشده است.

استفان<sup>۶</sup> و همکاران [۶۵] در سال ۲۰۱۷ یک روش شبهمعکوس بازنمایی شده دقیق (ERP) را جهت تشخیص کنترل در سامانه‌های عملگر خطی معرفی کردند. این روش مشکل در نظر نگرفتن اشباع عملگر در روش شبهمعکوس را حل می‌کند. در واقع این روش یک نسخه بهبود یافته از روش CGI است که با اشباع یک عملگر در هر تکرار، ضمن در نظر گرفتن محدودیت عملگر و مناسب بودن برای پیاده‌سازی بی‌درنگ<sup>۷</sup>، یک حل دقیق برای فرامین کنترلی قابل دستیابی<sup>۸</sup> فراهم می‌کند. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد بهتر روش در مقایسه با روش CGI می‌باشد. در این مقاله اثر عدم قطعیت‌های پارامتری در ماتریس کارآیی کنترل بر عملکرد روش پیشنهادی در نظر گرفته نشده

<sup>1</sup>Faessler

<sup>2</sup>Iterative thrust-mixing

<sup>3</sup>Prioritization

<sup>4</sup>Autopilot

<sup>5</sup>Weighted Pseudo-inverse

<sup>6</sup>Stephan

<sup>7</sup>Exact Redistributed Pseudoinverse

<sup>8</sup>Real-time

<sup>9</sup>Attainable Control Demands

است. همین پژوهشگران در مرجع [۶۶] یک روش فعال متعادل‌سازی شارژ باتری‌های هوایپیماهای الکتریکی شهری جهت مقابله با تخلیه غیریکنواخت بین واحدهای مختلف باتری ارائه داده‌اند. این روش به همراه استخراج یک مدل ساده برای سامانه عملگر (مدل ملخ، نیروها و گشتاورها با توجه به پیکربندی) یک هوایپیمای سرنوشنی دار دوازده‌پره پیاده‌سازی شده است. همچنین جهت تخصیص ورودی‌های کنترل به ۱۲ موتور پرنده از روش شبکه معکوس بازتوزیع شده دقیق استفاده شده است.

فرانبرگ<sup>۱</sup> و همکاران [۴۴] از یک الگوریتم حداقل مربعات بازگشته برای تشخیص خرابی یک موتور بر اساس اندازه‌گیری‌های اینرسی استفاده کردند. همچنین در این پژوهش از روش شبکه معکوس بازتوزیع شده برای تخصیص کنترل استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی و آزمایش پرواز نشان‌دهنده عملکرد مناسب روش پیشنهادی در حضور از دست رفتن یک موتور هشت‌پره می‌باشد. عملکرد روش پیشنهادی در حضور اختشاشات خارجی، عدم قطعیت‌های پارامتری و چند عیب همزمان بررسی نشده است.

بزرگ‌نیا و همکاران [۶۷] در سال ۲۰۱۶ روش شبکه معکوس در راستای فضای پوچی ماتریس کارآیی کنترل (PAN)<sup>۲</sup> برای مسئله تخصیص کنترل در صورت ایجاد حل غیرممکن<sup>۳</sup> و تکینگی پیشنهاد دادند. در این روش تخصیص کنترل غیرمقید به صورت تکراری (تا پیدا شدن حل امکان‌پذیر) برای عملگرهای اشیاع شده انجام می‌شود و اندازه مؤلفه‌های فضای پوچی حداقل می‌شود. توحیدی و همکاران [۶۸] در سال ۲۰۱۶ روش تخصیص کنترل تطبیقی مبتنی بر شبکه معکوس در راستای فضای پوچی را در یک سامانه کنترل تحمل‌پذیر عیب پیاده‌سازی کردند و عملکرد آن را در حضور چند عیب همزمان بررسی کردند. نتایج نشان‌دهنده عملکرد مطلوب روش پیشنهادی و همچنین هزینه محاسباتی پایین آن و درنتیجه سرعت بالای آن در مقایسه با روش‌های تخصیص کنترل مبتنی بر بهینه‌سازی است. در توسعه این روش قید در نظر گرفته شده بر روی عملگرها به صورت دو طرفه ( $u_{min} < u < u_{max}$ ) فرض شده که اعمال این روش را به برخی از سامانه‌ها مثل چندپره با مشکل روبرو می‌کند.

فالکنی<sup>۴</sup> و همکاران [۶۹] در سال ۲۰۱۶ یک رویکرد تخصیص کنترل تطبیقی برای یک شش‌پره ارائه دادند که اثر عیب بدون نیاز به تخمین ضرایب کارآیی عملگرها جبران می‌شود. در این رویکرد، یک سیگنال فرامین عملگر جبران‌کننده عیب بر اساس سیگنال بدست آمده از تخصیص کنترل با ماتریس ثابت تخصیص کنترل بدست می‌آید. بخش تطبیقی فرمان سرعت چرخش موتورها بر اساس تخمین ماتریس تخصیص کنترل جبران‌ساز بدست می‌آید که این ماتریس تخمین زده شده بر اساس یک قانون مستخرج از رویکرد تابع لیاپانوف به روزرسانی می‌شود. رویکرد پیشنهادی عملکرد

<sup>1</sup>Frangenberg

<sup>2</sup>Pseudo inverse along the null space of the control effectivenss matrix

<sup>3</sup>Infeasible

<sup>4</sup>Falconi

نسبتاً مناسبی در شبیه‌سازی نشان داده است. البته با توجه به عدم شناسایی عیب، رویکرد تطبیقی در همه شرایط قابل اتکا نیست. همچنین مسئله اشباع عملگر و اغتشاش در این پژوهش در نظر گرفته نشده است. همین پژوهشگران در مرجع [۷۰] نتایج پیاده‌سازی عملی روش را ارائه دادند که عملکرد مناسبی را نشان می‌دهد.

هانگ<sup>۱</sup> و همکاران [۷۱] در سال ۲۰۱۷ روش PAN را برای حل مشکل دو طرفه‌بودن قیدها توسعه دادند تا امکان داشتن حدّهای پایین و بالای دلخواه برای قید فراهم شود. روش ارتقا‌یافته برای تخصیص کنترل یک فضای پیما شبیه‌سازی شد که عملکرد قابل قبولی داشت.

وانگ<sup>۲</sup> و همکاران [۷۲] در سال ۲۰۱۷ یک رویکرد تخصیص کنترل مبتنی بر مدل‌لغزشی تطبیقی را جهت مقابله با چندین عیب همزمان در هشت‌پره هم محور پیشنهاد دادند. طرح تطبیقی پیشنهادی بهره‌های کنترلی را تنظیم کرده و توزیع کنترل را برای حذف اثر خطای کنترل و پایداری حلقه بسته، مجدداً پیکربندی می‌کند. اثربخشی روش بر اساس نتایج تجربی بر روی یک هشت‌پره نشان داده شده است. در این مقاله خطای تشخیص عیب در نظر گرفته نشده است. همچنین فقط به محدودیت عملگرها اشاره شده اما در طراحی صرفاً از روش شبهمعکوس وزن‌دار استفاده شده که با تغییر ماتریس وزن میزان تلاش کنترلی تغییر می‌کند اما قیدها در حل بهینه در نظر گرفته نشده اند.

کرشنگاست<sup>۳</sup> و همکاران [۷۳] در سال ۲۰۱۸ رویکردهای تخصیص کنترل شبهمعکوس وزن‌دار، شبهمعکوس بازتوريغ شده، تخصیص مستقيم، معکوس تعديم‌يافته نرمال‌شده و حداقل مربعات وزن‌دار را به صورت آزمایش عملی برای تخصیص کنترل یک چهارپره تحت اشباع عملگر مقایسه کردند. نتایج نشان‌دهنده عملکرد بهتر روش شبهمعکوس بازتوزیع شده نسبت به دیگر روش‌ها در خطای ردگیری سیگنال مرجع است که می‌توان گفت با توجه به ثابت بودن کنترل‌کننده در آزمایش، این نتیجه به دلیل توزیع کنترل دقیق‌تر ضمن در نظر گرفتن اشباع، بدست آمده است. رویکرد حداقل مربعات وزن‌دار در اولویت بعدی عملکرد مطلوبی دارد اما با توجه به اینکه این روش مبتنی بر بهینه‌سازی عددی است، هزینه محاسباتی بالایی دارد.

ژونگ<sup>۴</sup> و همکاران [۷۴] در سال ۲۰۱۸ یک رویکرد تشخیص و شناسایی عیب عملگر مقاوم برای یک چهارپره ارائه دادند. در روش پیشنهادی از یک فیلتر کالمان سه مرحله‌ای تطبیقی (ATHSKF)<sup>۵</sup> استفاده شده است که دارای سه زیرفیلتر کالمان تطبیقی مربوط به تخمین حالت، تخمین عیب و تخمین اغتشاش است که به صورت موازی کار می‌کنند. مدل استفاده شده در فیلتر مدل خطی شده حول نقطه شناوری است. نتایج نشان‌دهنده این است که رویکرد پیشنهادی دارای عملکرد مطلوب

<sup>1</sup>Hang<sup>2</sup>Wang<sup>3</sup>Kirchengast<sup>4</sup>zhong<sup>5</sup>Adaptive Three-Stage Kalman Filter

در تشخیص و شناسایی چند عیب همزمان و در حضور اغتشاشات است. عملکرد رویکرد پیشنهادی در یک سامانه کنترل تحمل‌پذیر عیب بررسی نشده است.

ملکزر<sup>۱</sup> [۷] در سال ۲۰۱۹ یک روش شناسایی عیب جهت تخمین ضرایب کارآیی موتورهای چندپره توسط یک رویتگر غیرخطی تطبیقی ارائه داده است. در این روش برای شناسایی عیب فرض شده که سرعت و جریان موتورها اندازه‌گیری می‌شود. نتایج نشان دهنده عملکرد سریع (کمتر از ۰.۲ ثانیه) و دقیق روش پیشنهادی در تخمین ضریب کارآیی جزئی و کامل روتور در محیط شبیه‌سازی و آزمایش عملی است. عملکرد روش پیشنهادی در یک سامانه کنترل AFTC با چندین عیب همزمان و هم‌چنین اثر اغتشاشات بررسی نشده است.

امامی و همکاران [۷۵] در سال ۲۰۲۰ یک ماشین یادگیری افراطی ترتیبی برخط تعمیم یافته (GOS-ELM)<sup>۲</sup> را به منظور شناسایی ضرایب عیب توسعه داده و از یک کنترل پیش‌بین مدل مبتنی بر شتاب برای کنترل وضعیت در حلقه داخلی یک چهارپره استفاده کردند. همچنین در این پژوهش از یک رویتگر اغتشاش جهت جبران دینامیک‌های مدل نشده و اغتشاشات خارجی استفاده شده است. با توجه به نتایج، ردگیری مسیر در حضور اغتشاش و موقعیت چند عیب به خوبی انجام شده است.

ایجاز<sup>۳</sup> و همکاران [۷۶] در سال ۲۰۲۰ یک روش کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر تشخیص کنترل برای یک هشت‌پره ارائه دادند. در این پژوهش از یک روش کنترل مد لغزشی تطبیقی همراه با روش پایه معکوس دینامیک غیرخطی (NDI)<sup>۴</sup> برای افزایش مقاومت استفاده شده است. جهت تشخیص عیب از یک رویتگر مد لغزشی استفاده شده و تحلیل پایداری آن ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان دهنده عملکرد مناسب روش پیشنهادی در حضور چندین عیب همزمان، اغتشاشات خارجی، خطای تخمین عیب و نویز حسگرها است. با توجه به استفاده از روش شبیه‌معکوس، محدودیت عملگر در این پژوهش در نظر گرفته نشده است.

لی<sup>۵</sup> و همکاران [۷۷] در سال ۲۰۲۱ یک رویکرد تشخیص و دسته‌بندی عیب عملگر شامل اصطکاک یاتاقان، شکستن ملح، خرابی ترانزیستور و خطای سیگنال نیروی ضد محرکه الکتریکی (Back EMF)<sup>۶</sup> را پیشنهاد داده و به صورت عملی برای یک شش‌پره اعتبارسنجی کردند که دارای دقیق ۹۸ درصد در تشخیص درست عیب و نوع آن است. روش پیشنهادی در این پژوهش استفاده از مدل غیرخطی حالت ماندگار شناسایی شده موتور برای عیب‌های مختلف است. داده‌های حسگرها

<sup>1</sup>Melczer

<sup>2</sup>Generalized Online Sequential Extreme Learning Machine

<sup>3</sup>Ijaz

<sup>4</sup>Nonlinear Dynamic Inversion

<sup>5</sup>Lee

<sup>6</sup>Back Electromotive Force

جريان و ولتاژ موتور و همچنین حسگر مادون قرمز برای اندازه‌گیری سرعت موتور جهت تشخیص و شناسایی عیب استفاده شدند. این پژوهش در حالت شناوری انجام شده است و رویکردی برای تخمین شدت عیب ارائه نداده است. همچنین عملکرد آن در یک سامانه تحمل‌پذیر عیب بررسی نشده است.

حافظی و همکاران [۵۵] در سال ۲۰۲۲ یک رویکرد کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر تشخیص کنترل PAN را برای یک هشت‌پره هم محور ارائه دادند. روش تشخیص عیب در این پژوهش روش مبتنی بر باقیمانده ارائه شده در [۴۷] است. رویکرد کنترل استفاده شده در این پژوهش کنترل کنترله تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر (PID)<sup>۱</sup> است و آزمایشات عملی در حالت شناوری انجام شده است. نتایج نشان‌دهنده عملکرد نسبتاً مناسب روش در مدیریت خرابی یک موتور و جلوگیری از اشباع عملگر دارد. اگرچه، عملکرد روش در حضور چندین عیب همزمان، اغتشاشات خارجی و خطای تخمین عیب بررسی نشده و فقط مرحله شناوری در نظر گرفته شده است.

نوین<sup>۲</sup> و همکاران [۷۸] در سال ۲۰۲۲ یک روش کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر کنترل مد لغزشی تطبیقی و یک روش تشخیص کنترل تطبیقی برای یک شش‌پره در شرایط عدم قطعیت را ارائه دادند. همچنین در این پژوهش خطای تخمین عیب و اشباع کنترل نیز در طراحی در نظر گرفته شده و پایداری به کمک نظریه لیاپانوف اثبات شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد مناسب روش پیشنهادی در ردگیری ورودی در حضور چندین عیب و از دست رفتن یک موتور است. در این مقاله اغتشاشات خارجی در نظر گرفته نشده و شبیه‌سازی فقط در شرایط شناوری انجام شده است.

دکارد<sup>۳</sup> و همکاران [۷۹] در سال ۲۰۲۳ یک روش تشخیص کنترل تطبیقی WCA<sup>۴</sup> بر اساس شبکه معکوس وزن‌دار برای تشخیص کنترل بی‌درنگ یک شش‌پره پیشنهاد دادند. وزن‌های موجود در این روش بر اساس قوانین غیرخطی به صورت برخط تطبیق داده می‌شود. نتایج شبیه‌سازی‌ها و آزمایش‌های عملی عملکرد بهتر این روش را در ردگیری مسیر در حضور اغتشاشات خارجی و عیب عملگر نسبت به روش شبکه معکوس معمولی نشان می‌دهد. در این مقاله صرفاً اشاره شده که روش پیشنهادی عملکرد مناسبی در حضور عیب دارد اما جزئیات و قابلیت‌های این روش در مقابله با عیب‌ها بررسی نشده است. همچنین اثر عدم قطعیت‌های پارامتری در ماتریس کارآیی کنترل در نظر گرفته نشده است.

ون شیندل<sup>۵</sup> و همکاران [۸۰] در سال ۲۰۲۳ یک رویکرد تشخیص خرابی به کمک فیلتر کالمن

<sup>1</sup>Proportional-Integral-Derivative

<sup>2</sup>Nguyen

<sup>3</sup>Ducard

<sup>4</sup>Weighted Control Allocation

<sup>5</sup>Van Schijndel

و داده‌های حسگرهای اینرسی و سرعت موتور ارائه دادند. عیب مد نظر در این پژوهش پرانش<sup>۱</sup> ملخ از موتور در نظر گرفته شده است و روش پیشنهادی قادر به تشخیص آن در ۰.۱ ثانیه بعد از وقوع عیب است. رویکرد پیشنهادی صرفاً برای تشخیص سالم بودن یا خرابی کامل عملگر استفاده شده و تخمین شدت عیب جزئی مانند صدمه‌دیدن ملخ و بازخورد آن در سامانه کنترل تحمل‌پذیر عیب بررسی نشده است.

مادروغا<sup>۲</sup> و همکاران [۸۱] در سال ۲۰۲۳ یک رویکرد تخمین LoE برای یک چهارپره ارائه دادند که قابلیت تفکیک اثرات آیرودینامیکی مانند فلپینگ پره<sup>۳</sup> را با عیب فراهم می‌کند. رویکرد استفاده شده برای تخمین حالت و ضرایب عیب یک فیلتر کالمن تعمیم‌یافته با مرتبه کاهش‌یافته است که قابلیت تخمین چند عیب همزمان را دارد. نتایج روش پیشنهادی با روش مرجع [۷۴] در شبیه‌سازی مقایسه شد که عملکرد نسبتاً بهتری از منظر میانگین خطای مطلق (MAE)<sup>۴</sup> در تخمین ضرایب عیب داشت. نتایج پیاده‌سازی عملی روش پیشنهادی نشان‌دهنده خطای محسوس در تخمین ضرایب عیب می‌باشد و عملکرد این روش در یک سامانه کنترل تحمل‌پذیر عیب بررسی نشده است.

خطاب<sup>۵</sup> و همکاران [۸۲] در سال ۲۰۲۴ یک رویکرد کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر کنترل مد لغزشی و تشخیص کنترل مبتنی بر شبه معکوس وزن‌دار برای یک هشت‌پره ارائه دادند. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده عملکرد مناسب روش پیشنهادی در ردگیری مسیر مرجع در حضور چندین عیب همزمان، باد و نویز حسگرها است. در این پژوهش روش تشخیص عیبی پیشنهاد داده نشده است و فرض شده شدت عیب به صورت دقیق در دسترس است. همچنان مقابله با اشیاع عملگر در استفاده از روش شبه معکوس انجام نشده است.

اسدی [۸۳] در سال ۲۰۲۴ یک الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب دو مرحله‌ای شامل فضای پریتی و حداقل مربعات بازگشته ارائه داد که با یک کنترل‌کننده مد لغزشی تطبیقی برای کنترل و بازیابی چهارپره آسیب‌دیده در حضور عیب عملگر ترکیب شده است. آزمایش‌های بی‌درنگ و شبیه‌سازی مونت کارلو<sup>۶</sup> در سناریوهای مختلف عیب عملگر برای تعیین معیارهای عملکرد الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب اعمال شده است. نتایج نشان‌دهنده این است که روش پیشنهادی می‌تواند کنترل کامل چهارپره را در حالت عیب عملگر ۵۰ درصد بازیابی کند.

اما و همکاران [۸۴] در سال ۲۰۲۳ یک روش هدایت و کنترل یکپارچه عصبی تطبیقی مبتنی بر رویتگر اغتشاش با استفاده از یادگیری ترکیبی<sup>۷</sup> را برای هدایت و کنترل یک پهپاد بال ثابت پیشنهاد

<sup>1</sup>Ejection

<sup>2</sup>Madruga

<sup>3</sup>Blade-Flapping

<sup>4</sup>Mean Absolute Error

<sup>5</sup>Khattab

<sup>6</sup>Monte-Carlo

<sup>7</sup>Composite Learning

دادند. به کمک شبکه عصبی دینامیک‌های نامعین به صورت برخط شناسایی می‌شود و با استفاده از رویتگر اغتشاش تطبیقی، اغتشاشات خارجی و خطای تخمین شبکه جبران می‌شود. همچنین با استفاده از یک رویتگر حالت در رویکرد یادگیری ترکیبی کیفیت آموزش شبکه بهبود داده شده و ردگیری مسیر در حضور چند عیب و اغتشاشات خارجی به خوبی انجام شده است. مسئله محدودیت ورودی کنترل (اشباع عملگر) و قیود حالت در این پژوهش در نظر گرفته نشده است.

## ۴-۱ نوآوری‌ها

با توجه به بررسی‌های انجام شده به نظر می‌رسد پژوهشی جهت کنترل ایمن و تحمل‌پذیر عیب تاکسی‌های هوایی چندپره انجام نشده است. همچنین با توجه به محدودیت‌های ذکر شده در پژوهش‌های پیشین جهت کنترل ایمن و تحمل‌پذیر عیب چندپره‌ها در حضور اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌ها، نوآوری‌های این پایان‌نامه عبارت است از:

- ارائه یک مدل شبیه‌سازی برای تاکسی هوایی چندپره با پیکربندی جدید شامل جزئیاتی مثل اثرات ژیروسکوپی، اثرات آیرودینامیکی بدن و روتور، دینامیک عملگر، اثر زمین و اثر باد
- توسعه رویکرد کنترل عصبی تطبیقی مبتنی بر یادگیری ترکیبی و رویتگر اغتشاش (CANCDO)<sup>۱</sup> با محدودیت ورودی بر اساس نظریه لیاپانوف<sup>۲</sup> برای چندپره‌ها (سامانه مرتبه دو) جهت بهبود کیفیت تخمین عدم قطعیت‌ها به صورت برخط و پرواز مقاوم در حضور اغتشاشات و عیوب
- توسعه الگوریتم تشخیص کنترل پویا برای چندپره‌ها بر اساس یک الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب دو مرحله‌ای جدید مقاوم در برابر اغتشاشات، با ترکیب رویکردهای EKF و OS-ELM برای مدیریت عیب و خرابی چند عملگر به صورت همزمان ضمن در نظر گرفتن محدودیت عملگر
- جبران عدم قطعیت‌های ناشی از متغیر بودن ضرایب مربوط به رانش و گشتاور پسای روتورها در مدل سامانه و ثابت در نظر گرفتن آنها در ماتریس تشخیص کنترل توسط رویکرد پیشنهادی CANCDO
- توسعه توابع مانع کنترلی تطبیقی به عنوان فیلتر ایمنی برای اعمال قیود ایمنی و تضمین عملکرد ایمن در ردگیری مسیر با استفاده از تخمین عدم قطعیت‌ها توسط رویکرد پیشنهادی CANCDO

<sup>1</sup>Composite-Learning-Based Adaptive Neural Control with Disturbance Observer

<sup>2</sup>Lyapunov

## ۱-۵ ساختار پایان نامه

این پایان نامه در پنج فصل ارائه می شود. مدل سازی و شبیه سازی وسیله پرنده تحت مطالعه در فصل دوم انجام می شود. فصل سوم به ارائه روش پیشنهادی و طراحی سامانه کنترل اختصاص داده شده است. در فصل چهارم، نتایج جدیدی که در این پایان نامه به دست آمده است، ارائه شده و تحلیل آن انجام می شود. فصل پنجم به جمع بندی کارهای انجام شده در این پژوهش و ارائه‌ی پیشنهادهایی برای انجام کارهای آتی خواهد پرداخت.

## فصل ۲

### مدل‌سازی و شبیه‌سازی سامانه

#### ۱-۲ قاب‌ها و دستگاه‌های مختصات

برای مدل‌سازی تاکسی هوایی چندپره تحت مطالعه نیاز به در نظر گرفتن قاب‌ها و دستگاه‌های مختصات مرجعی است که معادلات بر اساس آن‌ها توسعه داده شود. بدین ترتیب، یک قاب زمین به عنوان قاب اینرسی در نظر گرفته می‌شود. همچنین بر اساس این قاب یک دستگاه مختصات تراز محلی<sup>۲</sup> چسبیده به زمین فرض می‌شود. در این پژوهش دستگاه مختصات شمال-شرق-پایین (NED)<sup>۳</sup> به عنوان دستگاه مختصات زمین در نظر گرفته می‌شود که به صورت  $[^L]$  نشان داده می‌شود. علاوه بر این، یک قاب و دستگاه مختصات چسبیده به بدن وسیله پرنده<sup>۴</sup> در نظر گرفته می‌شود که نقطه مبنای آن روی مرکز ثقل وسیله است. محورهای  $1^B$  و  $3^B$  به ترتیب به سمت دماغه و پایین و در صفحه تقارن پرنده قرار دارند. محور  $2^B$  نیز با استفاده از قانون دست راست بدست می‌آید. این قاب‌ها در شکل ۱-۲ نشان داده شده‌اند.

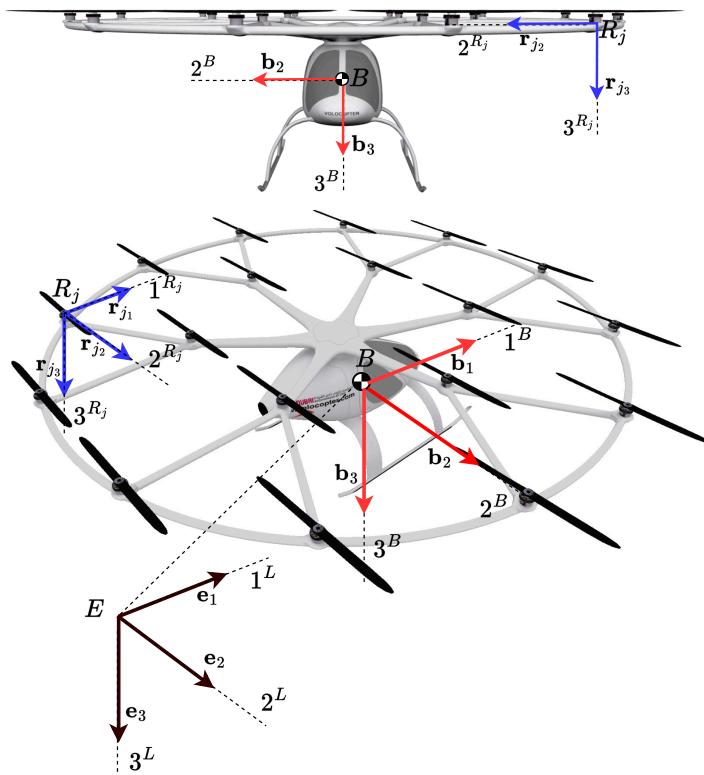
#### ۲-۲ معادلات دینامیکی و سینماتیکی

برای مدل‌سازی ریاضی کامل سامانه ابتدا دینامیک و سینماتیک وسیله پرنده را تحلیل کرده سپس به مدل‌سازی عملگرها (سامانه پیشرانش) و نحوه تولید نیروها و گشتاورها در آن می‌پردازیم. با توجه به اینکه مدل‌سازی نیروها و گشتاورهای اعمالی به پرنده در دستگاه بدنی ساده‌تر است معادلات دینامیکی حرکت که بر اساس قوانین حرکت نیوتون و اویلر<sup>۴</sup> بدست می‌آید را در دستگاه بدنی بیان

<sup>2</sup>Local Level

<sup>3</sup>North-East-Down

<sup>4</sup>Newton's and Euler's Laws of Motion



شکل ۲-۱: قاب‌ها و دستگاه‌های مختصات بدنی، زمین و روتورها

می‌کنیم. سپس برای تعیین موقعیت و وضعیت نسبت به قاب زمین، سرعت خطی و نرخ چرخش در دستگاه بدنی را به دستگاه تراز محلی زمین منتقل می‌کنیم که به آن معادلات سینماتیکی گفته می‌شود. فرضیات مورد استفاده در مدل‌سازی به صورت زیر می‌باشد:

- تاکسی هوایی چندپره مدنظر یک سامانه چندجسمی صلب در نظر گرفته می‌شود.
- زمین تخت و اینرسی در نظر گرفته می‌شود.
- مرکز ثقل و نقطه مبنای قاب بدنی بر هم منطبق هستند.

برای استخراج معادلات دینامیک حرکت انتقالی قانون دوم نیوتون را نسبت به قاب زمین می‌نویسیم:

$$mD^E \mathbf{v}_B^E = \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_p + m\mathbf{g}, \quad (1-2)$$

که در آن  $m$ ،  $\mathbf{v}_B^E$ ،  $\mathbf{f}_a$ ،  $\mathbf{f}_p$  و  $\mathbf{g}$  به ترتیب بیانگر جرم وسیله، بردار سرعت وسیله (قاب بدنی) نسبت به زمین، بردار نیروهای آئرودینامیک، بردار نیروهای پیشرانش و بردار شتاب جاذبه می‌باشد. بدین ترتیب، به کمک انتقال به قاب بدنی داریم:

$$mD^B \mathbf{v}_B^E + m\Omega^{BE} \mathbf{v}_B^E = \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_p + m\mathbf{g}, \quad (2-2)$$

که در آن  $\Omega^{BE}$  بیانگر ماتریس پادمتقارن متناظر با بردار سرعت زاویه‌ای قاب بدنی نسبت به قاب زمین  $\omega^{BE}$  می‌باشد. در نتیجه، با بیان معادله (۳-۲) در دستگاه بدنی بدست می‌آید:

$$\left[ \frac{d\mathbf{v}_B^E}{dt} \right]^B = \frac{1}{m} [\mathbf{f}_a]^B + \frac{1}{m} [\mathbf{f}_p]^B - [\Omega^{BE}]^B [\mathbf{v}_B^E]^B + [\mathbf{T}]^{BL} [\mathbf{g}]^L. \quad (3-2)$$

ماتریس تبدیل دستگاه محلی به دستگاه بدنی به صورت زیر است [۱۸۵]:

$$[\mathbf{T}]^{BL} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4-2)$$

که در آن  $\theta, \phi$  و  $\psi$  بیانگر زوایای اویلر<sup>۱</sup> و به ترتیب زاویه غلت<sup>۲</sup>، زاویه فراز<sup>۳</sup> و زاویه سمت<sup>۴</sup> می‌باشند. همچنین با تعریف  $[\bar{\mathbf{a}}] = [p \quad q \quad r]^T$  که در آن طبق مرجع [۱۸۵] نشان‌دهنده ترانهاده ماتریس است، ماتریس  $[\Omega^{BE}]^B$  به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$[\Omega^{BE}]^B = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}. \quad (5-2)$$

بدین ترتیب، معادله (۳-۲) به صورت ماتریسی قابل پیاده‌سازی است. همچنین با تعریف بردار سرعت  $[\bar{\mathbf{g}}]^L = [0 \quad 0 \quad g]^T$  و در نظر گرفتن بردار جاذبه در دستگاه محلی  $[\mathbf{g}]^L$  می‌توان نمایش نرده‌ای<sup>۵</sup> این معادلات را به صورت زیر بدست آورد:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= \frac{f_{ax}}{m} + \frac{f_{px}}{m} + rv - qw - g \sin \theta, \\ \dot{v} &= \frac{f_{ay}}{m} + \frac{f_{py}}{m} + pw - ru + g \cos \theta \sin \phi, \\ \dot{w} &= \frac{f_{az}}{m} + \frac{f_{pz}}{m} + qu - pv + g \cos \theta \cos \phi. \end{aligned} \quad (6-2)$$

با انتگرال‌گیری از معادله (۶-۲) یا (۳-۲) بردار سرعت وسیله در دستگاه بدنی  $[\mathbf{v}_B^E]^B$  بدست می‌آید. برای بدست آوردن موقعیت پرنده در دستگاه محلی باید معادله سینماتیکی انتقال سرعت را بنویسیم:

$$\left[ \frac{d\mathbf{s}_{BE}}{dt} \right]^L = [\bar{\mathbf{T}}]^{BL} [\mathbf{v}_B^E]^B, \quad (7-2)$$

<sup>1</sup>Euler Angles

<sup>2</sup>Roll

<sup>3</sup>Pitch

<sup>4</sup>Yaw

<sup>5</sup>Scalar

که در آن  $[z] = [x \quad y]^L$  بیانگر بردار موقعیت وسیله در دستگاه محلی است. علاوه بر این، با توجه به اینکه در بخش طراحی کنترل‌کننده نیاز به رابطه سینماتیکی بین شتاب و زوایای اویلر است، معادله (۱-۲) را در دستگاه محلی نیز بیان می‌کنیم. بدین ترتیب با توجه به اینکه  $D^E s_{BE} = v_B^E$  است، می‌توان نوشت:

$$\left[ \frac{d\mathbf{v}_B^E}{dt} \right]^L = \frac{1}{m} [\bar{\mathbf{T}}]^{BL} \left( [\mathbf{f}_a]^B + [\mathbf{f}_p]^B \right) + [\mathbf{g}]^L, \quad (8-2)$$

$$\left[ \frac{ds_{BE}}{dt} \right]^L = [v_B^E]^L. \quad (9-2)$$

برای توسعه معادلات دینامیکی دورانی نیز نیاز به تعریف یک قاب چسبیده به هر روتور است که با آن دوران می‌کند. نقطه مبنای این قاب که دستگاه مختصات ارجح آن با  $[R_j]$  نشان داده می‌شود در مرکز صفحه دوران پرهای روتور است. محور  $3^{R_j}$  در راستای محور دوران روتور زام و به سمت پایین پرنده است. محور های  $1^{R_j}$  و  $2^{R_j}$  نیز در صفحه دوران روتور قرار دارند و با آن دوران می‌کنند.

بردار سرعت دورانی قاب روتور نسبت به قاب بدنی به صورت زیر است:

$$[\omega^{R_j B}]^B = [0 \quad 0 \quad \epsilon_j \omega_{R_j}], \quad (10-2)$$

که در آن  $\omega_{R_j}$  اندازه سرعت دوران روتور زام است. همچنین  $\epsilon_j = \pm 1$  نشان‌دهنده جهت چرخش روتور از دید بالا است که اگر ساعتگرد باشد مقدار آن  $+1$  و اگر پادساعتگرد باشد مقدار آن  $-1$  است.

برای توسعه معادلات دینامیکی دورانی لازم است تا قانون اویلر برای یک سامانه چندجسمی شامل بدن اصلی و چندین روتور به صورت زیر نوشه شود:

$$D^E \left( I_B^{\sum B_k E} \right) = m_B, \quad (11-2)$$

که در آن  $m_B$  بیانگر بردار گشتاورهای خارجی وارد بر پرنده و  $I_B^{\sum B_k E}$  بردار مجموع تکانه زاویه‌ای است که به صورت زیر بدست می‌آید:

$$I_B^{\sum B_k E} = I_B^B \omega^{BE} + \sum I_{R_j}^{R_j} \omega^{R_j B}, \quad (12-2)$$

که در آن  $I_B^B$  تنسور ممان اینرسی پرنده نسبت به مرکز دستگاه مختصات بدنی،  $I_{R_j}^{R_j}$  تنسور ممان اینرسی روتور زام نسبت به مرکز دستگاه مختصات مربوط به همان روتور و  $\omega^{R_j B}$  بردار سرعت دورانی دستگاه مختصات روتور زام نسبت به دستگاه مختصات بدنی است. لازم به ذکر است که روتورها به صورت دیسک<sup>۱</sup> در نظر گرفته می‌شوند که ممان اینرسی آنها نسبت به دستگاه بدنی ثابت است.

<sup>1</sup>Disk

بدین ترتیب، معادله اویلر به صورت زیر توسعه داده می‌شود:

$$\begin{aligned} \mathbf{D}^E \left( \mathbf{I}_B^{\sum B_k E} \right) &= \mathbf{D}^B \left( \mathbf{I}_B^{\sum B_k E} \right) + \boldsymbol{\Omega}^{BE} \mathbf{I}_B^{\sum B_k E} \\ &= \mathbf{I}_B^B \left( \mathbf{D}^B \boldsymbol{\omega}^{BE} \right) + \boldsymbol{\Omega}^{BE} \mathbf{I}_B^B \boldsymbol{\omega}^{BE} \\ &\quad + \sum_{j=1}^{N_R} \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \left( \mathbf{D}^B \boldsymbol{\omega}^{R_j B} \right) + \boldsymbol{\Omega}^{BE} \sum_{j=1}^{N_R} \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \boldsymbol{\omega}^{R_j B}. \end{aligned} \quad (13-2)$$

بردارهای گشتاور ناشی از اثرات عکس‌العملی اینرسی و اثرات ژیروسکوپی روتورهای دور بر پرندۀ را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\mathbf{m}_{I_R} = \sum_{j=1}^{N_R} \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \left( \mathbf{D}^B \boldsymbol{\omega}^{R_j B} \right), \quad (14-2)$$

$$\mathbf{m}_{G_R} = \boldsymbol{\Omega}^{BE} \sum_{j=1}^{N_R} \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \boldsymbol{\omega}^{R_j B}, \quad (15-2)$$

که در آن جمع به صورت برداری است و جهت چرخش روتورها با علامت آن در رابطه فوق تاثیر می‌گذارد. بدین ترتیب معادله اویلر (11-2) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\mathbf{I}_B^B \left( \mathbf{D}^B \boldsymbol{\omega}^{BE} \right) + \boldsymbol{\Omega}^{BE} \mathbf{I}_B^B \boldsymbol{\omega}^{BE} + \mathbf{m}_{I_R} + \mathbf{m}_{G_R} = \mathbf{m}_B. \quad (16-2)$$

با بیان معادله (16-2) در دستگاه بدنی بدست می‌آید:

$$\left[ \frac{d\boldsymbol{\omega}^{BE}}{dt} \right]^B = \left( [\mathbf{I}_B^B]^B \right)^{-1} \left( [\mathbf{m}_B]^B - [\mathbf{m}_{I_R}]^B - [\mathbf{m}_{G_R}]^B - [\boldsymbol{\Omega}^{BE}]^B [\mathbf{I}_B^B]^B [\boldsymbol{\omega}^{BE}]^B \right) \quad (17-2)$$

که در آن گشتاور شامل اثرات عکس‌العملی اینرسی و ژیروسکوپی روتورها در دستگاه بدنی به صورت زیر است:

$$[\mathbf{m}_{I_R}]^B = \sum_{j=1}^{N_R} \left[ \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \right]^B \left[ \frac{d\boldsymbol{\omega}^{R_j B}}{dt} \right]^B, \quad (18-2)$$

$$[\mathbf{m}_{G_R}]^B = [\boldsymbol{\Omega}^{BE}]^B \sum_{j=1}^{N_R} \left[ \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \right]^B [\boldsymbol{\omega}^{R_j B}]^B. \quad (19-2)$$

با توجه به تقارن بدن و روتورها، دو تنسور اینرسی  $[\mathbf{I}_{R_j}^{R_j}]^B$  و  $[\mathbf{I}_B^B]^B$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$[\mathbf{I}_B^B]^B = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}, \quad (20-2)$$

$$\left[ \mathbf{I}_{R_j}^{R_j} \right]^B = \begin{bmatrix} I'_R & 0 & 0 \\ 0 & I'_R & 0 \\ 0 & 0 & I_R \end{bmatrix}. \quad (21-2)$$

همچنین، مشتق سرعت دورانی هر روتور به صورت زیر است:

$$\left[ \frac{d\omega_{R_j B}}{dt} \right]^B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \epsilon_j \dot{\omega}_{R_j} \end{bmatrix}. \quad (22-2)$$

در نتیجه با توجه به قطری بودن ممان اینرسی روتورها، رابطه ساده‌شده برای گشتاور اینرسی و ژیروسکوپی روتورها به صورت زیر است:

$$[\overline{\mathbf{m}_{I_R}}]^B = \sum_{j=1}^{N_R} \begin{bmatrix} 0 & 0 & I_R \epsilon_j \dot{\omega}_{R_j} \end{bmatrix}, \quad (23-2)$$

$$[\mathbf{m}_{G_R}]^B = [\Omega^{BE}]^B \sum_{j=1}^{N_R} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_R \epsilon_j \omega_{R_j} \end{bmatrix}. \quad (24-2)$$

علاوه بر این، گشتاورهای واردہ بر پرنده را می‌توان ناشی از گشتاور روتورها و گشتاورهای خارجی (اغتشاش) در نظر گرفت که در بخش بعد با جزئیات بیشتری مدل می‌شود. بدین ترتیب داریم:

$$\begin{aligned} [\mathbf{m}_B]^B &= [\mathbf{m}_R]^B + [\mathbf{m}_d]^B \\ &= \sum_{j=1}^{N_R} \left( [\mathbf{m}_{R_j}]^B + [\mathbf{S}_{R_j B}]^B [\mathbf{f}_{R_j}]^B \right) + [\mathbf{m}_d]^B, \end{aligned} \quad (25-2)$$

که در آن  $\mathbf{f}_{R_j}$  و  $\mathbf{m}_{R_j}$  به ترتیب بردار نیرو و گشتاور تولیدشده توسط روتور  $j$  ام است. همچنین  $\mathbf{S}_{R_j B}$  بیانگر ماتریس پاد متقاضن متناظر با بردار مکان مرکز جرم روتور  $j$  ام را نسبت به مرکز جرم پرنده است. لازم به ذکر است که از گشتاورهای آیرودینامیکی بدنه به دلیل ناچیز بودن آن صرف نظر می‌کنیم اما در  $\mathbf{m}_d$  به صورت اغتشاش اثراتی را لحاظ می‌کنیم.

علاوه بر این، معادلات سینماتیک دورانی به صورت زیر می‌باشد [۱۵]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (26-2)$$

## ۳-۲ مدل جو و باد

مدل جو مورد استفاده در این پژوهش مدل جو استاندارد (ISA)<sup>۱</sup> است و با توجه به پرواز تاکسی هوایی در ارتفاع کمتر از ۱۱ کیلومتر، رابطه تغییرات چگالی جو به صورت زیر است [۸۶]:

$$\rho = \rho_0 \left( \frac{T_0 - 0.0065h}{T_0} \right)^{4.256}, \quad (27-2)$$

که در آن  $K = 288.15$  K و  $T_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$  است. همچنین در رابطه فوق ارتفاع از سطح دریا اندازه‌گیری می‌شود، در نتیجه  $z = h_L - h$  است که در آن  $h_L$  بیانگر ارتفاع زمینی که دستگاه محلی در آن در نظر گرفته شده، از سطح دریا است.

با توجه به اینکه در حالت کلی نیروها و گشتاورهای آبیودینامیکی تابع سرعت وسیله نسبت به هوا هستند، مدل‌سازی و اعمال اثر باد و تلاطم<sup>۲</sup> به عنوان اغتشاش خارجی مهم است. با تعریف قاب هوا با نماد  $\mathbf{s}_{B@}$ ، بردار جابجایی مرکز جرم وسیله نسبت به هوا را به صورت زیر بیان می‌کنیم:

$$\mathbf{s}_{B@} = \mathbf{s}_{BE} - \mathbf{s}_{@E}. \quad (28-2)$$

با مشتق‌گیری نسبت به قاب زمین و سپس انتقال آن به قاب هوا (سمت چپ) بدست می‌آید:

$$\mathbf{D}^E \mathbf{s}_{B@} = \mathbf{D}^E \mathbf{s}_{BE} - \mathbf{D}^E \mathbf{s}_{@E}, \quad (29-2)$$

$$\mathbf{D}^{\circledast} \mathbf{s}_{B@} + \boldsymbol{\Omega}^{E\circledast} \mathbf{s}_{B@} = \mathbf{D}^E \mathbf{s}_{BE} - \mathbf{D}^E \mathbf{s}_{@E}. \quad (30-2)$$

با توجه به اینکه قاب هوا  $\mathbf{s}_{B@}$  نسبت به قاب زمین  $E$  دوران ندارد ( $\boldsymbol{\Omega}^{E\circledast} = \mathbf{0}$ ) و همچنین طبق تعریف  $\mathbf{D}^E \mathbf{s}_{@E} = \mathbf{v}_{@E}^E$  و  $\mathbf{D}^E \mathbf{s}_{BE} = \mathbf{v}_B^E$ ،  $\mathbf{D}^{\circledast} \mathbf{s}_{B@} = \mathbf{v}_B^{\circledast}$ : با بیان آن در دستگاه بدنی داریم:

$$[\mathbf{v}_B^{\circledast}]^B = [\mathbf{v}_B^E]^B - [\mathbf{T}]^{BL} [\mathbf{v}_{@E}^E]^L, \quad (31-2)$$

که در آن  $w_{rv}$  بیانگر سرعت نسبی مرکز جرم نسبت به جو و  $v_{@E}^L$  بیانگر سرعت کل هوا نسبت به زمین است. همچنین،  $\|\mathbf{v}_B^{\circledast}\| = V_{rv}$  بیانگر تندی هوایی<sup>۳</sup> است.

در حالت کلی باد را می‌توان شامل باد ثابت، برش باد<sup>۴</sup>، تندباد ناگهانی<sup>۵</sup> و تلاطم جوی در نظر گرفت. از این بین، تلاطم جوی دارای ماهیت تصادفی<sup>۶</sup> و بقیه موارد دارای ماهیت قطعی<sup>۷</sup> هستند.

<sup>1</sup>International Standard Atmosphere

<sup>2</sup>Turbulence

<sup>3</sup>Airspeed

<sup>4</sup>Wind Shear

<sup>5</sup>Gust

<sup>6</sup>Stochastic

<sup>7</sup>Deterministic

بدین ترتیب، فرض می‌کنیم که یک باد افقی دائمی با قاب  $A$  و سرعت  $v_A^E$  داریم که در حالت کلی تابع ارتفاع است. به عبارت دیگر این باد افقی یک مقدار ثابت دارد و یک مقدار متغیر با ارتفاع که بیانگر مدل برش باد است. علاوه بر این، تندباد ناگهانی را با قاب  $G$  و سرعت  $v_G^A$  تعریف می‌کنیم که نسبت به قاب باد دائم حرکت دارد. در انتها حرکت ذرات متلاطم هوا با قاب  $T$  و سرعت  $v_T^G$  را در نظر می‌گیریم که نسبت به قاب  $G$  حرکت دارد. در نتیجه حرکت کلی هوا<sup>۱</sup> را به صورت زیر در دستگاه محلی بیان می‌کنیم:

$$[\mathbf{v}_{\text{@}}^E]^L = [\mathbf{v}_A^E]^L + [\mathbf{v}_G^A]^L + [\mathbf{v}_T^G]^L. \quad (32-2)$$

برای پدیده برش باد از مدل باد سطح<sup>۲</sup> استفاده می‌کنیم که در آن با توجه به ثابت بودن سطح زمین نسبت به جو اطراف آن، یک باد افقی در لایه مرزی داریم که اندازه سرعت آن با افزایش ارتفاع زیاد می‌شود. به عبارت دیگر می‌توان رابطه زیر را برای مدل‌سازی این باد در نظر گرفت [۸۷]:

$$V_{w,sh} = V_{sh,\text{ref}} \frac{\ln(h_{\text{AGL}}/h_0)}{\ln(h_{\text{ref}}/h_0)}, \quad (33-2)$$

که در آن  $h_{\text{AGL}}$  و  $h_{\text{ref}}$  به ترتیب بیانگر ارتفاع از سطح زمین، ارتفاع مرجع از سطح و سرعت مرجع در این ارتفاع است. علاوه بر این،  $h_0$  شکل گرادیان<sup>۳</sup> جریان و خواص آن را مشخص می‌کند و طبق دستورالعمل نظامی C MIL-F-8785C [۸۸] مقادیر  $h_{\text{ref}} = 6.096$  m و  $h_0 = 0.04572$  m برای پرواز در ارتفاع کمتر از ۱۰۰۰ پا<sup>۴</sup> (قریباً ۳۰۰ متر) در دسته فازهای پروازی  $C$  (برخاست، تقرب و فرود) در نظر گرفته شده است.

بدین ترتیب، بردار سرعت باد افقی دائم همراه با برش باد را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\left[ \overline{\mathbf{v}_A^E} \right]^L = \begin{bmatrix} -(V_{w,s} + V_{w,sh}) \cos \psi_w & -(V_{w,s} + V_{w,sh}) \sin \psi_w & 0 \end{bmatrix}, \quad (34-2)$$

که بیانگر این است که باد افقی دائمی دارای اندازه سرعت  $V_{w,s} + V_{w,sh}$  و زاویه وزش  $\psi_w$  به صورت ساعتگرد نسبت شمال است که  $V_{w,s}$  دارای مقدار ثابت و  $V_{w,sh}$  متغیر با ارتفاع است.

مدل تندباد ناگهانی را به صورت مدل  $1 - \cos(\theta)$  در نظر می‌گیریم [۹۰، ۸۹]:

$$V_g(t) = \begin{cases} \frac{V_{g,m}}{2} \left( 1 - \cos \left( \frac{2\pi}{T_g} (t - t_0) \right) \right) & t_0 < t < t_0 + T_g, \\ 0 & \text{Otherwise,} \end{cases} \quad (35-2)$$

که در آن  $V_{g,m}$  و  $T_g$  به ترتیب بیانگر دامنه (بیشینه) تندباد، مدت زمان تندباد و زمان شروع تندباد است. با توجه به اینکه این مدل را می‌توان در هر سه محور دستگاه بدنی در نظر گرفت، سرعت

<sup>1</sup>Surface Wind

<sup>2</sup>Gradient

<sup>3</sup>foot

تندباد ناگهانی به صورت زیر در دستگاه محلی بیان می‌شود:

$$[\mathbf{v}_G^A]^L = [\overline{\mathbf{T}}]^{BL} \begin{bmatrix} u_g \\ v_g \\ w_g \end{bmatrix}, \quad (36-2)$$

که در آن هر کدام از سرعت‌های  $u_g$ ,  $v_g$  و  $w_g$  از رابطه (۳۵-۲) تبعیت می‌کند اما پارامترهای آن شامل زمان شروع، دامنه و مدت زمان آن می‌تواند متفاوت باشد. لازم به ذکر است که این سرعت به صورت مستقیم در دستگاه بدنه مدل می‌شود و ماتریس تبدیل برای حفظ یکپارچگی روابط قبلی در نظر گرفته شده است.

برای مدل‌سازی تلاطم از مدل Dryden<sup>۱</sup> استفاده می‌کنیم که بر اساس فیلترهای شکل دهنده<sup>۲</sup> زیر قابل بیان است [۹۱، ۸۸]:

$$G_{u_t}(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V_{rv}}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_{rv}} s}, \quad (37-2)$$

$$G_{v_t}(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V_{rv}}} \frac{1 + \sqrt{3} \frac{L_v}{V_{rv}} s}{\left(1 + \frac{L_v}{V_{rv}} s\right)^2}, \quad (38-2)$$

$$G_{w_t}(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V_{rv}}} \frac{1 + \sqrt{3} \frac{L_w}{V_{rv}} s}{\left(1 + \frac{L_w}{V_{rv}} s\right)^2}, \quad (39-2)$$

که در آن  $L_u$ ,  $L_v$  و  $L_w$  بیانگر طول مقیاس<sup>۳</sup> تلاطم در سه جهت و  $\sigma_u$ ,  $\sigma_v$  و  $\sigma_w$  بیانگر شدت<sup>۴</sup> تلاطم در سه جهت هستند. این پارامترها در حالت کلی تابع ارتفاع (از سطح زمین) هستند و طبق [۸۸] برای ارتفاع کمتر از ۳۰۰ متر، طول‌های مقایس به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823 h_{AGL})^{1.2}}, \quad (40-2)$$

$$L_w = h_{AGL}, \quad (41-2)$$

که در آن  $h_{AGL}$  بر حسب پا است. همچنین شدت تلاطم به صورت زیر مدل می‌شود:

$$\sigma_w = 0.1 W_{20}, \quad (42-2)$$

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823 h_{AGL})^{0.4}}, \quad (43-2)$$

<sup>1</sup>Dryden

<sup>2</sup>Shaping Filters

<sup>3</sup>Scale Length

<sup>4</sup>Intensity

که در آن  $W_{20}$  بیانگر سرعت باد در ارتفاع ۲۰ پا است و به عنوان پارامتر تعیین می‌شود. معمولاً این عدد بین ۱۵ نات<sup>۱</sup> (تلاطم سبک) و ۴۵ نات (تلاطم شدید) در نظر گرفته می‌شود.

با اعمال نویز سفید (باند محدود) به عنوان ورودی به فیلترها، می‌توان سرعت‌های تلاطم در سه جهت را بدست آورد. علاوه بر این، بردار سرعت تلاطم را با فرض اینکه دارای جهت  $\psi_{w,t}$  به صورت ساعتگرد نسبت به شمال باشد، به صورت زیر در دستگاه محلی بیان می‌کنیم:

$$[\mathbf{v}_T^G]^L = \begin{bmatrix} \cos \psi_{w,t} & -\sin \psi_{w,t} & 0 \\ \sin \psi_{w,t} & \cos \psi_{w,t} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_t \\ v_t \\ w_t \end{bmatrix}. \quad (44-2)$$

## ۴-۲ مدل نیروها و گشتاورها

### ۱-۴-۲ نظریه تکانه جزء پره

روش‌های زیادی برای مدل‌سازی و محاسبه نیروها و گشتاورهای ملخ ارائه شده است که از جمله آن می‌توان به نظریه تکانه جزء پره (BEMT)<sup>۲</sup>، روش پنل<sup>۳</sup> و حل معادلات نویر-استوکس<sup>۴</sup> در دینامیک سیالات عددی اشاره کرد. در بسیاری از پژوهش‌های پیشین برای چندپره‌ها، نیروی رانش و گشتاور پسای روتور متناسب با مجدد سرعت چرخش روتور و با یک ضریب ثابت که در شرایط شناوری شناسایی می‌شود، مدل می‌شود. همچنین دیگر نیروها مثل نیروی پسای افقی روتور نادیده گرفته می‌شوند. لازم به ذکر است که این مدل برای پرنده‌های بزرگتر که در شرایط مختلفی پرواز می‌کنند نمی‌تواند به خوبی نیروها و گشتاورها را مدل کند و در نتیجه عملکرد کنترل‌کننده در شرایط واقعی ارزیابی نمی‌شود.

در این پژوهش ما به دنبال رویکردن هستیم که یک مدل پارامتری بر اساس اصول اولیه برای نیروها و گشتاور ملخ استخراج کنیم که از دقت کافی برخوردار باشد. از این بین، رویکرد BEMT ضمن داشتن دقت خوب، پیچیدگی محاسباتی نسبتاً کمی دارد. این روش با گرفتن سرعت چرخش ملخ و بردار سرعت انتقالی روی ملخ و همچنین داشتن مشخصات ملخ مثل تعداد پره‌ها، شعاع ملخ، زاویه گام (پیچش)<sup>۵</sup> مقاطع در طول ملخ، اندازه وتر مقاطع در طول ملخ و ایرفویل<sup>۶</sup> ملخ، نیروها و گشتاورهای ملخ را محاسبه می‌کند. ایده این روش، محاسبه نیرو از دو روش نظریه تکانه و

<sup>1</sup>Knot

<sup>2</sup>Blade Element Momentum Theory

<sup>3</sup>Panel Method

<sup>4</sup>Navier-Stokes

<sup>5</sup>Pitch Angle (Twist)

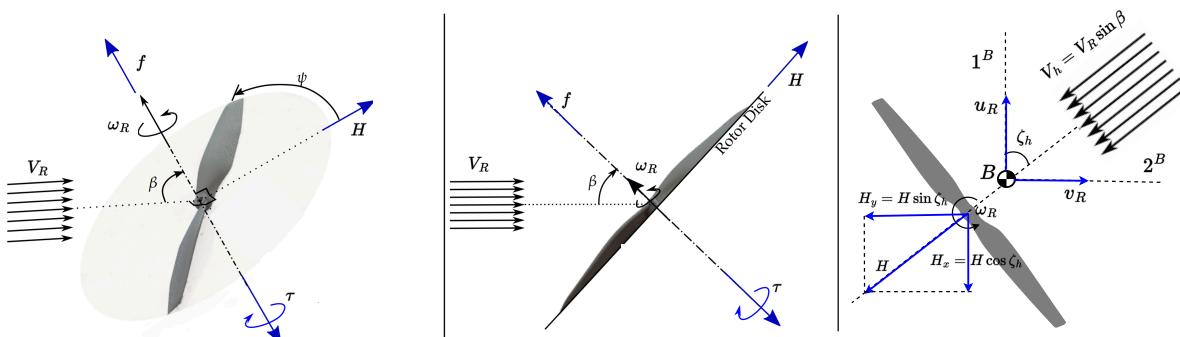
<sup>6</sup>Airfoil

جزء پره و سپس محاسبه سرعت القایی<sup>۱</sup> از طریق تساوی دو نیروی بدست آمده از این روش‌هاست.

مؤلفه‌های سرعت انتقالی روتور زام نسبت به جو را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\left[ \overline{\mathbf{v}}_{R_j}^@ \right]^B = [ u_{R_j} \quad v_{R_j} \quad w_{R_j} ]. \quad (45-2)$$

اندازه این سرعت را با  $\| \mathbf{v}_{R_j}^@ \|$  نامگذاری می‌کنیم. در شکل ۲-۲ نمایی از وضعیت ملخ، جهت نیروها، گشتاور و سرعت نسبی جریان نشان داده شده است. زاویه آزیمут<sup>۲</sup> پره ملخ با ψ نشان داده شده است. لازم به ذکر است که این پارامترها برای یک روتور نشان داده شده و برای سادگی از نوشتندگی<sup>۳</sup> خودداری می‌کنیم.



شکل ۲-۲: نمایی از سرعت نسبی جریان روی ملخ، نیروها و گشتاور ملخ

## ۲-۴-۲ نظریه جزء پره

جزء پره با عرض  $dy$  در فاصله  $y \in [0, R]$  از مرکز ملخ را در نظر می‌گیریم. پارامترهای بی بعد زیر را برای هر روتور تعریف می‌کنیم<sup>۴</sup>:

$$r = \frac{y}{R_p}, \quad (46-2)$$

$$\lambda_c = \frac{-w_R}{\omega_R R_p}, \quad (47-2)$$

$$\lambda_i = \frac{v_i}{\omega_R R_p}, \quad (48-2)$$

$$\lambda = \lambda_c + \lambda_i, \quad (49-2)$$

$$\mu = \frac{V_h}{\omega_R R_p}, \quad (50-2)$$

<sup>1</sup>Induced Velocity

<sup>2</sup>Azimuth

<sup>3</sup>Index

که در آن  $r$ ,  $R_p$ ,  $v_i$ ,  $\lambda_c$ ,  $\lambda_i$  و  $\mu$  به ترتیب بیانگر فاصله بی‌بعد جزء، شعاع ملخ، سرعت القایی، نسبت جریان درون‌ریز القایی<sup>۱</sup>، نسبت صعود<sup>۲</sup> و نسبت پیشروی<sup>۳</sup> است. همچنین  $V_h = \sqrt{u_R^2 + v_R^2}$  اندازه سرعت افقی (در صفحه روتور) است.

با توجه به ثابت بودن وضعیت روتورها نسبت به دستگاه بدنی، مؤلفه‌های افقی (در صفحه روتور) و عمودی (عمود بر صفحه روتور) سرعت جریان محلی جزء به صورت زیر قابل بیان است:

$$U_{\parallel} = \omega_R y + V_R \sin \beta \sin \psi = \omega_R y + V_h \sin \psi, \quad (51-2)$$

$$U_{\perp} = -w_R + v_i. \quad (52-2)$$

علاوه بر این، زاویه جریان روی جزء پره به صورت زیر تعریف می‌شود<sup>۴</sup> :

$$\phi_e = \arctan \left( \frac{U_{\perp}}{U_{\parallel}} \right) = \arctan \left( \frac{\lambda}{r + \mu \sin \psi} \right) \approx \frac{\lambda}{r + \mu \sin \psi}, \quad (53-2)$$

که در آن تقریب انجام‌شده برای سادگی روابط و با فرض کوچک‌تر بودن سرعت عمودی روتور نسبت به سرعت افقی در صفحه روتور است. علاوه بر این، زاویه حمله محلی جزء پره به صورت زیر بیان می‌شود<sup>۴</sup> :

$$\alpha_e = \theta_e(r) - \phi_e, \quad (54-2)$$

که در آن  $\theta_e(r)$  زاویه گام جزء پره در فاصله  $y = R_p r$  از مرکز ملخ است. در حالت کلی این زاویه باید برای مقاطع مختلف ملخ اندازه‌گیری شده و رابطه‌ای برای منحنی تغییرات آن برآشش شود. در این پژوهش یک رابطه خطی به صورت زیر برای تغییرات زاویه گام پره در نظر گرفته می‌شود:

$$\theta_e(r) = \begin{cases} \theta_0 + m_{\theta} r, & \delta_b \leqslant r \leqslant 1, \\ 0, & \text{Otherwise,} \end{cases} \quad (55-2)$$

که در آن  $0 < m_{\theta} \in (0, 1)$  و  $\delta_b \in (0, 1)$  به ترتیب بیانگر شیب تغییرات زاویه گام در طول پره ملخ و پارامتر نشان‌دهنده درصدی از پره که نیروی مفید برای تولید نمی‌کند (هاب ملخ<sup>۵</sup>) است.

جزء پره و نمایی از ایرفویل و پارامترهای مربوطه در شکل ۳-۲ نشان داده شده است.

تحت فرض جریان شبه- دائمی<sup>۶</sup> و فرض کوچک‌تر بودن سرعت عمودی نسبت به سرعت افقی

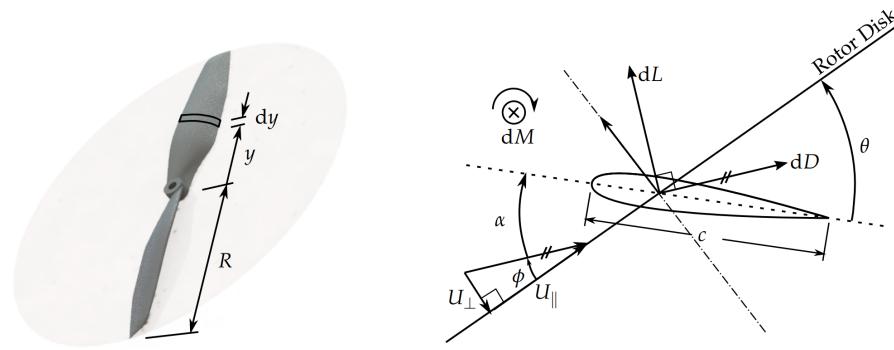
<sup>1</sup>Induced Inflow Ratio

<sup>2</sup>Climb Ratio

<sup>3</sup>Advance Ratio

<sup>4</sup>Propeller Hub

<sup>5</sup>Quasi-steady



شکل ۲-۳: نامگذاری پارامترهای جزء پره ملخ همراه با نیروها و گشتاورهای جزئی [۴]

در صفحه روتور، برا و پسای جزء پره به صورت زیر قابل محاسبه است [۴]:

$$dL \approx \frac{1}{2} \rho U_{\parallel}^2 C_l c_b(r) dy, \quad (56-2)$$

$$dD \approx \frac{1}{2} \rho U_{\parallel}^2 C_d c_b(r) dy, \quad (57-2)$$

که در آن  $c_b$  طول وتر پره در طول مقاطع پره است. با توجه به اینکه در این پژوهش امکان اندازه‌گیری طول وتر با توجه به تصویر ملخ وجود دارد، بر خلاف مدل ساده در نظر گرفته شده در [۴]، یک منحنی درجه ۴ در نظر گرفته شده تا تغییرات طول وتر را به خوبی مدل کند:

$$c_b(r) = \begin{cases} a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0, & \delta_b \leqslant r \leqslant 1, \\ 0, & \text{Otherwise.} \end{cases} \quad (58-2)$$

برا و پسای بی بعد برای جزء پره با توجه به روابط (۵۶-۲) و (۵۷-۲)، به صورت زیر است:

$$dL_n = \frac{dL}{\frac{1}{2} \rho A_R (\omega_R R_p)^2} = \frac{c_b(r)}{\pi R_p} (r + \mu \sin \psi)^2 C_l dr, \quad (59-2)$$

$$dD_n = \frac{dD}{\frac{1}{2} \rho A_R (\omega_R R_p)^2} = \frac{c_b(r)}{\pi R_p} (r + \mu \sin \psi)^2 C_d dr, \quad (60-2)$$

که در آن  $A_R = \pi R_p^2$  مساحت دیسک روتور است.

مدل ضرایب برا و پسا را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$C_l(\alpha_e) = c_{l_0} + c_{l_\alpha} \alpha_e, \quad (61-2)$$

$$C_d(\alpha_e) = c_{d_0} + c_{d_{\alpha^2}} \alpha_e^2. \quad (62-2)$$

بدین ترتیب، با تقریب  $dL \gg dD$  و همچنین با فرض کوچک بودن  $\phi_e$ ، نیروی رانش بی بعد،

نیروی پسای افقی بی‌بعد و گشتاور پسای بی‌بعد برای جزء روتور به صورت زیر قابل بیان است [۴]

$$df_n = N_B(dL_n \cos \phi_e - dD_n \sin \phi_e) \approx N_B dL_n, \quad (63-2)$$

$$dH_n = N_B(dL_n \sin \phi_e + dD_n \cos \phi_e) \sin \psi \approx N_B(dL_n \phi_e + dD_n) \sin \psi, \quad (64-2)$$

$$d\tau_n = N_B(dL_n \sin \phi_e + dD_n \cos \phi_e)r \approx N_B(dL_n \phi_e + dD_n)r, \quad (65-2)$$

که در آن  $N_B$  تعداد پره ملخ است. همچنین از دیگر گشتاورها صرف نظر شده است.

بدین ترتیب، ضرایب نیروها و گشتاورها بی‌بعد در یک دور چرخش ملخ، با انتگرال‌گیری به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$C_f = \frac{N_B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \frac{dL_n}{dr} dr d\psi, \quad (66-2)$$

$$C_H = \frac{N_B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \left( \frac{dL_n}{dr} \phi_e + \frac{dD_n}{dr} \right) \sin \psi dr d\psi, \quad (67-2)$$

$$C_\tau = \frac{N_B}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \left( \frac{dL_n}{dr} \phi_e + \frac{dD_n}{dr} \right) r dr d\psi. \quad (68-2)$$

با جایگذاری روابط (۵۳-۲)، (۵۴-۲)، (۵۵-۲)، (۶۱-۲)، (۵۸-۲)، (۵۹-۲) و (۶۰-۲) در روابط فوق و انجام انتگرال‌گیری، نمایش بسته جواب برای ضرایب قابل محاسبه است.

البته لازم به ذکر است که در صورتی که از مدل‌های پیچیده‌تری برای ضرایب برا و پسا و همچنین تغییرات زاویه گام استفاده شود، انتگرال‌گیری تحلیلی پیچیده می‌شود و بهتر است انتگرال‌گیری به صورت عددی انجام شود. اگرچه با توجه به تعداد زیاد موتورها در این پرنده حجم محاسبات مورد نیاز برای این کار در طول شبیه‌سازی بسیار زیاد شده و می‌تواند سرعت اجرای آن را به‌طور قابل ملاحظه‌ای کاهش دهد. در نتیجه در این پژوهش ما با استخراج روابط تحلیلی ضمن دستیابی به دقیق قابل قبول، حجم محاسبات را نیز کاهش می‌دهیم.

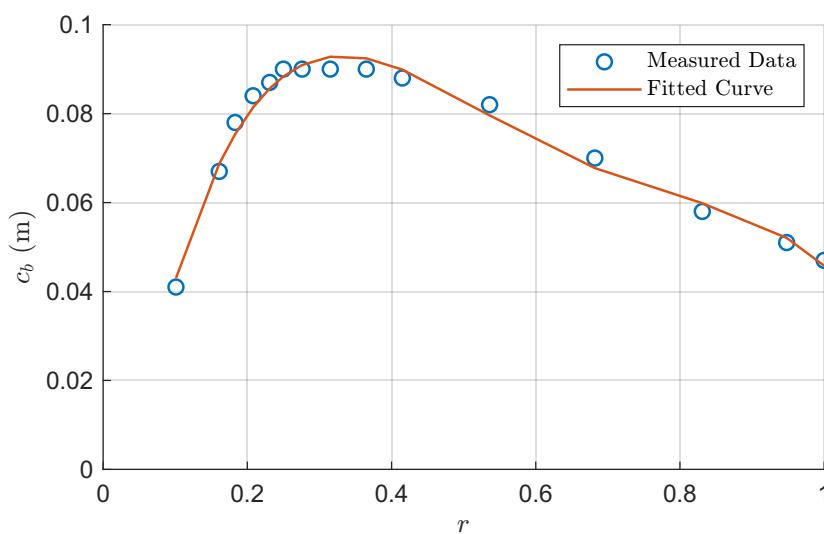
روند انجام انتگرال‌گیری و استخراج روابط در پیوست اثبات روابط بدست آمده از BET قابل مشاهده است و به دلیل پیچیدگی از ذکر آن در متن پایان‌نامه خودداری شده است. برای ساده‌کردن روابط پیچیده بدست آمده باید مشخصات ملخ را تعیین و جایگذاری کرد. با توجه به اینکه اطلاعاتی از مدل موتور و ملخ پرنده مورد بررسی موجود نیست، برای تعیین پارامترهای مدل عملکرگرها (موتور و ملخ) ما از یک مجموعه موتور و ملخ موجود استفاده می‌کنیم که اطلاعات عملکردی آن مطابق با عملکرد وسیله است. ملخ در نظر گرفته شده از مدل T-MOTOR NS47\*18 و همچنین موتور در نظر گرفته شده T-MOTOR U15L KV43 است که طبق برگه مشخصات آن [۱۰]، این مجموعه حداقل رانش ۶۳ کیلوگرم را تولید می‌کند. این مقدار رانش منجر به نسبت رانش به وزن مناسب می‌شود. البته لازم به ذکر است که در نظر گرفتن این مجموعه به عنوان سامانه عملکر پرنده تحت مطالعه منجر به افزایش وزن پرنده از ۴۵۰ کیلوگرم [۹۲] به ۵۰۰ کیلوگرم می‌شود که چون در این

پایان‌نامه مداومت پروازی پرنده از اهمیت کمتری برخوردار است می‌توان فرض کرد از باتری کمتری استفاده شده است.

بدین ترتیب اطلاعات دقیقی که با فرض این ملخ، در دسترس است شامل  $R_p = 0.597 \text{ m}$  و  $N_B = 2$  است. همچنین، رابطه برازش منحنی تغییرات وتر پره بر حسب فاصله بی‌بعد از مرکز ملخ ( $r$ ) به صورت زیر است:

$$c_b(r) = -1.0362r^4 + 2.7486r^3 - 2.6134r^2 + 0.9787r - 0.0319. \quad (69-2)$$

همچنین داده‌های طول وتر پره ملخ و منحنی برازش شده آن در شکل ۴-۲ نشان داده شده است.



شکل ۴-۲: برازش منحنی طول وتر پره ملخ

با جایگذاری پارامترهای فوق در روابط استخراج شده برای ضرایب بدست می‌آید:

$$C_f = 0.0228 c_{l_0} + 0.0163 c_{l_\alpha} m_\theta + 0.0228 c_{l_\alpha} \theta_0 + (0.0348 c_{l_0} + 0.018 c_{l_\alpha} m_\theta + 0.0348 c_{l_\alpha} \theta_0) \mu^2 - 0.0361 c_{l_\alpha} \lambda, \quad (70-2)$$

$$C_\tau = 0.0163 c_{d_0} + 0.0102 c_{d_\alpha^2} m_\theta^2 + 0.0163 c_{d_\alpha^2} \theta_0^2 + 0.0252 c_{d_\alpha^2} m_\theta \theta_0 + \mu^2 (0.00817 c_{d_\alpha^2} m_\theta^2 + 0.0228 c_{d_\alpha^2} m_\theta \theta_0 + 0.018 c_{d_\alpha^2} \theta_0^2 + 0.018 c_{d_0}) + \lambda^2 (0.0361 c_{d_\alpha^2} - 0.0361 c_{l_\alpha}) + \lambda (0.0228 c_{l_0} - 0.0327 c_{d_\alpha^2} m_\theta + 0.0163 c_{l_\alpha} m_\theta - 0.0457 c_{d_\alpha^2} \theta_0 + 0.0228 c_{l_\alpha} \theta_0), \quad (71-2)$$

$$C_H = \mu (0.0163 c_{d_\alpha^2} m_\theta^2 + 0.0457 c_{d_\alpha^2} m_\theta \theta_0 + 0.0361 c_{d_\alpha^2} \theta_0^2 + 0.0361 c_{d_0}) + \lambda \mu (0.0348 c_{l_0} - 0.0361 c_{d_\alpha^2} m_\theta + 0.018 c_{l_\alpha} m_\theta - 0.0697 c_{d_\alpha^2} \theta_0 + 0.0348 c_{l_\alpha} \theta_0). \quad (72-2)$$

بدین ترتیب، نیروها و گشتاور با داشتن ضرایب فوق به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$f = \frac{1}{2} \rho \pi R_p^4 C_f \omega_R^2 = b \omega_R^2, \quad (73-2)$$

$$H = \frac{1}{2} \rho \pi R_p^4 C_H \omega_R^2 = h_f \omega_R^2, \quad (74-2)$$

$$\tau = \frac{1}{2} \rho \pi R_p^5 C_\tau \omega_R^2 = d \omega_R^2. \quad (75-2)$$

همچنین، پس از بدست آوردن نیروی  $H$ ، بر اساس جهت بردار سرعت روتور، با توجه به شکل ۲-۲ نمایش این نیرو برای هر روتور در دستگاه بدنی به صورت زیر است:

$$\boxed{\mathbf{H}_{R_j}}^B = \begin{bmatrix} H_{x,j} & H_{y,j} & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -H_j \cos \zeta_{h,j} & -H_j \sin \zeta_{h,j} & 0 \end{bmatrix}, \quad (76-2)$$

که در آن  $\zeta_h$  با توجه به مؤلفه‌های سرعت روتور بدست می‌آید:

$$\zeta_{h,j} = \text{atan2}(v_{R_j}, u_{R,j}), \quad j = 1, \dots, N_R. \quad (77-2)$$

لازم به ذکر است که برای اندازه‌گیری پارامترهای مربوط به ضریب برا و ضریب پسای ایرفویل و همچنین زاویه گام نیاز است که ملخ را داشته باشیم که در این پژوهش امکان آن فراهم نیست. در ادامه نحوه بدست آوردن این پارامترها ارائه می‌شود.

### ۳-۴-۲ نظریه تکانه

در روابط بدست آمده برای ضرایب نیرو و گشتاور، مقدار  $\lambda$  مجھول است و برای تعیین آن از نظریه تکانه<sup>۱</sup> استفاده می‌کنیم. بدین ترتیب، حجم کنترل اویلری دو بعدی برای ملخ در شرایط پرواز رو به جلو (شرایط عمومی) که در شکل ۵-۲ نشان داده شده است را در نظر می‌گیریم. علاوه بر این، برای سادگی فرض می‌کنیم فرآیند پایا، آدیابتیک<sup>۲</sup> و آیزنتروپیک<sup>۳</sup> (صرف نظر از اثرات لزجت) است. بدین ترتیب، با نوشتن قانون بقای جرم (معادله پیوستگی) با توجه به نرخ جريان جرمی<sup>۴</sup> بدست می‌آید [۴]:

$$\dot{m} = \rho A_0 V = \rho A_R (v_i + V \cos \beta) = \rho A_3 V_3, \quad (78-2)$$

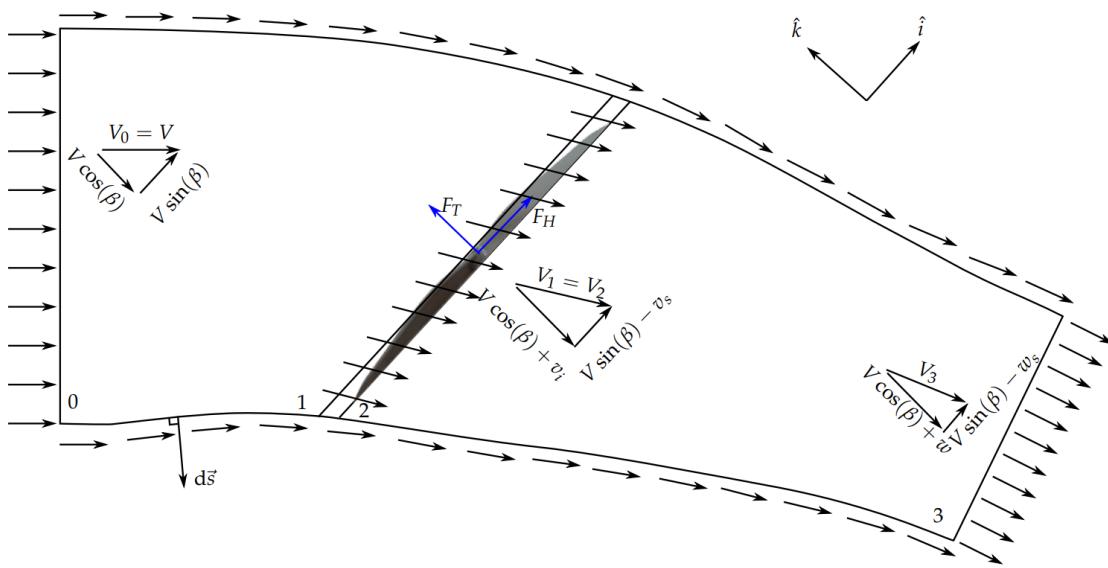
که در آن  $V_R = V$  است. همچنین، با صرف نظر از اثرات جاذبه سیال و فرض فشار استاتیک ثابت

<sup>1</sup>Momentum Theory

<sup>2</sup>Adiabatic

<sup>3</sup>Isentropic

<sup>4</sup>Mass Flow Rate



شکل ۲-۵: حجم کنترل اویلری دو بعدی در شرایط پرواز رو به جلو [۴]

حول حجم کنترل، با اعمال قانون بقای تکانه برای کل حجم کنترل در دو جهت بدست می‌آید [۴]

$$f_{mt} = \rho A_3 V_3 (w + V \cos \beta) + \rho A_0 V (V \cos \beta) = \dot{m} w, \quad (79-2)$$

$$H_{mt} = -\rho A_3 V_3 (V \sin \beta - w_s) + \rho A_0 V (V \sin \beta) = \dot{m} w_s, \quad (80-2)$$

که در آن  $w$  و  $w_s$  بیانگر سرعت‌های القایی در پایین دست<sup>۱</sup> جریان هستند.

با اعمال قانون بقای انرژی بدست می‌آید [۴]:

$$\begin{aligned} f_{mt}(V \cos \beta + v_i) - H_{mt}(V \sin \beta - v_s) &= \frac{1}{2} \rho (A_3 V_3^3 - A_0 V^3) \\ &= \frac{1}{2} \dot{m} (V_3^2 - V^2) \\ &= \frac{1}{2} \dot{m} (w^2 + w_s^2 + 2V \cos \beta w - 2V \sin \beta w_s) \end{aligned} \quad (81-2)$$

با جایگذاری (79-2) و (80-2) در (81-2) بدست می‌آید:

$$2(wv_i + w_s v_s) = w^2 + w_s^2. \quad (82-2)$$

با در نظر گرفتن تقریب‌های  $w_s \gg w$  و  $v_i \gg v_s$  می‌توان نوشت:

$$2v_i \approx w. \quad (83-2)$$

تقریب در نظر گرفته شده عملاً بیانگر این است که نیروی رانش روتور  $f$  از نیروی پسای افقی  $H$  به طور قابل ملاحظه‌ای بیشتر است که در این پژوهش فرض قابل قبولی است.

<sup>1</sup>Downstream

لازم به ذکر است که در حالت کلی برای سرعت‌های نزول<sup>۱</sup> میانی در بازه  $0 < w_R < 2v_h$  که در آن  $v_h = \sqrt{mg/(2N_R\rho A)}$  سرعت القایی هر روتور در شرایط شناوری است، نظریه تکانه معتبر نیست و باید از مدل‌های دقیق‌تر استفاده کرد. این شرایط شامل حالت حلقه گردابی (VRS)<sup>۲</sup> و حالت پس‌جريان آشفته (TWS)<sup>۳</sup> است و در آن بر خلاف جريان اطراف، بخشی از جريان روی دیسک به صورت جريان گردابی آشفته و به سمت پایین است. البته در [۹۳]<sup>۴</sup> ذکر شده است که به دلیل اینکه تغییر حالت جريان در نرخ‌های نزول کم به صورت تدریجی است، نظریه تکانه به ازای  $w_R < v_h/2$  (بخشی از حالت VRS) جواب معتبر دارد که در اين پژوهش (با توجه به نرخ نزول کم) با تایید برقراری اين شرط از روابط توسعه داده شده می‌توان استفاده کرد. بدین ترتیب، نیروی رانش بدست آمده از نظریه تکانه را به صورت زیر می‌توان نوشت:

$$f_{mt} = 2\rho A_R v_i \sqrt{(v_i + V \cos \beta)^2 + (V \sin \beta)^2} = 2\rho A_R v_i \sqrt{(v_i - w_R)^2 + V_h^2}. \quad (84-2)$$

با بی‌بعد کردن رابطه (۸۴-۲) بدست می‌آید:

$$C_{f_{mt}} = \frac{f_{mt}}{\frac{1}{2}\rho A_R (\omega_R R_p)^2} = 4\lambda_i \sqrt{(\lambda_i + \lambda_c)^2 + \mu^2}. \quad (85-2)$$

در نتیجه برای محاسبه  $\lambda_i$  کافیست ضریب رانش (۷۰-۲) را با ضریب رانش (۷۰-۲) که در آن برابر قرار دهیم. برای سادگی می‌توان رابطه (۷۰-۲) را به صورت  $c_1 + c_2\lambda + c_3\mu^2$  نوشت که در آن

$$c_1 = 0.0228 c_{l_0} + 0.0163 c_{l_\alpha} m_\theta + 0.0228 c_{l_\alpha} \theta_0, \quad (86-2)$$

$$c_2 = -0.0361 c_{l_\alpha}, \quad (87-2)$$

$$c_3 = 0.0348 c_{l_0} + 0.018 c_{l_\alpha} m_\theta + 0.0348 c_{l_\alpha} \theta_0. \quad (88-2)$$

در نتیجه، معادله حاکم بر  $\lambda_i$  به صورت زیر بدست می‌آید:

$$c_1 + c_2(\lambda_i + \lambda_c) + c_3\mu^2 - 4\lambda_i \sqrt{(\lambda_i + \lambda_c)^2 + \mu^2} = 0. \quad (89-2)$$

در حالت کلی معادله فوق جواب تحلیلی ندارد و باید به صورت عددی حل شود. در این پژوهش ما از روش نیوتون-رافسون<sup>۴</sup> [۹۴] برای محاسبه ریشه معادله فوق استفاده می‌کنیم که سرعت همگرایی بالایی دارد. بدین ترتیب اگه معادله فوق را به صورت  $0 = f_l(\lambda_i)$  تعریف کنیم، داریم:

$$\lambda_{i_{n+1}} = \lambda_{i_n} - \frac{f_l(\lambda_{i_n})}{f'_l(\lambda_{i_n})}, \quad (90-2)$$

<sup>1</sup>Descent

<sup>2</sup>Vortex Ring State

<sup>3</sup>Turbulent Wake State

<sup>4</sup>Newton-Raphson

که در آن

$$f'_l(\lambda_{i_n}) = c_2 - 4\sqrt{(\lambda_{i_n} + \lambda_c)^2 + \mu^2} - 4\lambda_{i_n} \frac{(\lambda_{i_n} + \lambda_c)}{\sqrt{(\lambda_{i_n} + \lambda_c)^2 + \mu^2}}. \quad (91-2)$$

این حل عددی با یک حدس اولیه  $\lambda_{i_0}$  شروع شده و تا جایی ادامه پیدا می‌کند که شرط  $|\lambda_{i_{n+1}} - \lambda_{i_n}| < \epsilon_l$  برقرار شود. در این پژوهش ما  $\epsilon_l = 10^{-3}$  را در نظر می‌گیریم.

در این مرحله همچنان ضرایب مربوط به مدل برا و پسا و زاویه گام مجهول است و باید تعیین شود. برای این کار ما از داده‌های مربوط به آزمایش عملی عملکرد موتور و ملخ در شرایط استاتیک<sup>۱</sup> استفاده می‌کنیم.

#### ۴-۴-۲ تعیین پارامترها به کمک داده‌های آزمایش تجربی

با مراجعه به وب‌گاه تی-موتور [۱۰] می‌توان داده‌های آزمایش عملی در شرایط استاتیک را استخراج کرد که در جدول ۱-۲ نشان داده شده است.

جدول ۱-۲: داده‌های آزمایش عملی موتور T-Motor U15L KV43 با ملخ 47\*18 [۱۰]

Type	Propeller	Throttle	Voltage (V)	Thrust (g)	Torque (N*m)	Current (A)	RPM	Power (W)	Efficiency (g/W)	Operating Temperature (°C)
U15L KV43	47*18"	30%	99	9563	5.22	9.43	1239	929	10.30	155 (Ambient Temperature: 32)
		35%	98	11668	6.30	12.11	1413	1192	9.80	
		40%	98	14955	8.06	16.72	1566	1646	9.10	
		45%	98	20009	10.77	24.74	1809	2434	8.20	
		50%	98	24767	13.33	33.35	2019	3279	7.60	
		55%	98	28438	15.34	40.56	2193	3984	7.10	
		60%	98	31314	16.94	46.64	2313	4572	6.80	
		65%	98	36747	19.95	58.94	2469	5769	6.40	
		70%	98	38966	21.22	64.97	2580	6359	6.10	
		75%	98	48025	26.26	87.88	2799	8580	5.60	
		80%	97	50683	27.84	95.31	2913	9286	5.50	
		85%	97	53225	29.28	102.47	2973	9976	5.30	
		90%	97	56197	30.90	110.95	3060	10788	5.20	
		95%	97	60146	33.17	123.93	3156	12036	5.00	
		100%	97	63383	35.04	134.64	3210	13109	4.80	

برای اکثر روتورها رابطه بین سرعت چرخش با نیروی رانش و گشتاور تولیدی به صورت درجه دوم است. در نتیجه با توجه به داده‌های جدول فوق و برآش منحنی نیروی رانش و گشتاور بر حسب

<sup>1</sup>Static

سرعت چرخش می‌توان ضرایب مربوط به رانش و گشتاور را به صورت زیر بدست آورد:

$$f = b_s \omega_R^2, \quad b_s = 0.0054 \frac{N}{(rad/s)^2}, \quad (92-2)$$

$$\tau = d_s \omega_R^2, \quad d_s = 0.000301 \frac{N.m}{(rad/s)^2}, \quad (93-2)$$

که در آن اندیس  $s$  بیانگر مقدار ضریب در شرایط آزمایش استاتیک است.

با داشتن این داده‌ها، روش پیشنهادی در این پژوهش، فرمول‌بندی مسئله به صورت یک مسئله بهینه‌سازی جهت حداقل کردن تابع هزینه (۹۴-۲) با تعیین مقادیر بهینه برای پارامترهای مجهول  $m_\theta$  و  $\theta_0$  است.

$$J_p = (b - 0.0054)^2 + 10(d - 0.000301)^2. \quad (94-2)$$

در رابطه بالا ضرایب رانش و گشتاور به صورت  $b = 1/2\rho\pi R_p^4 C_f$  و  $d = 1/2\rho\pi R_p^5 C_\tau$  است. در نتیجه با تغییر پارامترهای مجهول توسط الگوریتم بهینه‌سازی هزینه فوق حداقل می‌شود و پارامترها به نحوی بدست می‌آیند که رابطه کلی مربوط به ضرایب، نزدیک‌ترین مقادیر را به مقادیر حاصل از آزمایش عملی برای شرایط شناوری داشته باشد.

برای بدست آوردن  $\lambda_i$  که در روابط ضرایب موجود است، با توجه به اینکه در شرایط شناوری  $\mu = 0$  و  $c_{d_0} = 0$  است، معادله (۸۹-۲) را به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم:

$$4\lambda_{i_h}^2 - c_2\lambda_{i_h} - c_1 = 0. \quad (95-2)$$

در نتیجه مقدار  $\lambda_i$  در شرایط شناوری برابر است با

$$\lambda_{i_h} = \frac{c_2 + \sqrt{c_2^2 + 16c_1}}{8}. \quad (96-2)$$

برای حل مسئله بهینه‌سازی فوق از روش بهینه‌سازی فرالبتکاری TCACS<sup>۱</sup> معرفی شده در [۹۵] استفاده می‌کنیم. در این روش نیاز به تعیین محدوده جستجو برای متغیرهای تصمیم‌گیری است که در اینجا پارامترهای مجهول ضرایب هستند.

برای مدل زاویه گام با الهام‌گرفتن از [۹۶] که تغییرات زاویه گام را از ۲۶ به ۹ درجه در طول پره نشان می‌دهد، محدوده  $\theta_m \in [-1, -0.15]$  و  $m_\theta \in [0.35, 1]$  را در نظر می‌گیریم. علاوه بر این، با  $c_{d_0} \in [0.01, 0.1]$ ،  $c_{l_\alpha} \in [4.5, 5.5]$ ،  $c_{l_0} \in [0.1, 0.8]$  و  $c_{d_{\alpha^2}} \in [0.4, 2.5]$ ، در نظر گرفته شد. همچنین مقدار چگالی برای ارتفاع ۱۰۰۰ متری سطح

<sup>۱</sup>Tabu Continuous Ant Colony System

دریا با توجه به جو استاندارد برابر با  $\rho = 1.111 \text{ kg/m}^3$  در نظر گرفته شد. بدین ترتیب، با اجرای الگوریتم برای ۲۰۰۰ تکرار (ارزیابی تابع هزینه) پارامترهای بهینه زیر بدست آمد:

$$\begin{aligned} c_{l_0} &= 0.789, \\ c_{l_\alpha} &= 5.031, \\ c_{d_0} &= 0.0202, \\ c_{d_{\alpha^2}} &= 0.931, \\ \theta_0 &= 0.419, \\ m_\theta &= -0.335, \end{aligned} \quad (97-2)$$

که به ازای این پارامترها، مقدار تابع هزینه مربوط به اختلاف ضرایب، برابر با  $1.35 \times 10^{-19}$  شد. همچنین مقادیر  $d = 0.000303 \text{ N.m}/(\text{rad/s})^2$  و  $b = 0.00542 \text{ N}/(\text{rad/s})^2$  برای حالت شناوری با توجه به مقادیر فوق بدست آمد.

## ۵-۴-۲ تحلیل روابط نهایی مدل نیرو و گشتاور روتور

با جایگذاری مقادیر بهینه (۹۷-۲)، (۷۰-۲)، (۷۱-۲) و (۷۲-۲)، نمایش ساده‌شده ضرایب به صورت زیر بدست می‌آید:

$$C_f = 0.0386 + 0.0705 \mu^2 - 0.182 \lambda, \quad (98-2)$$

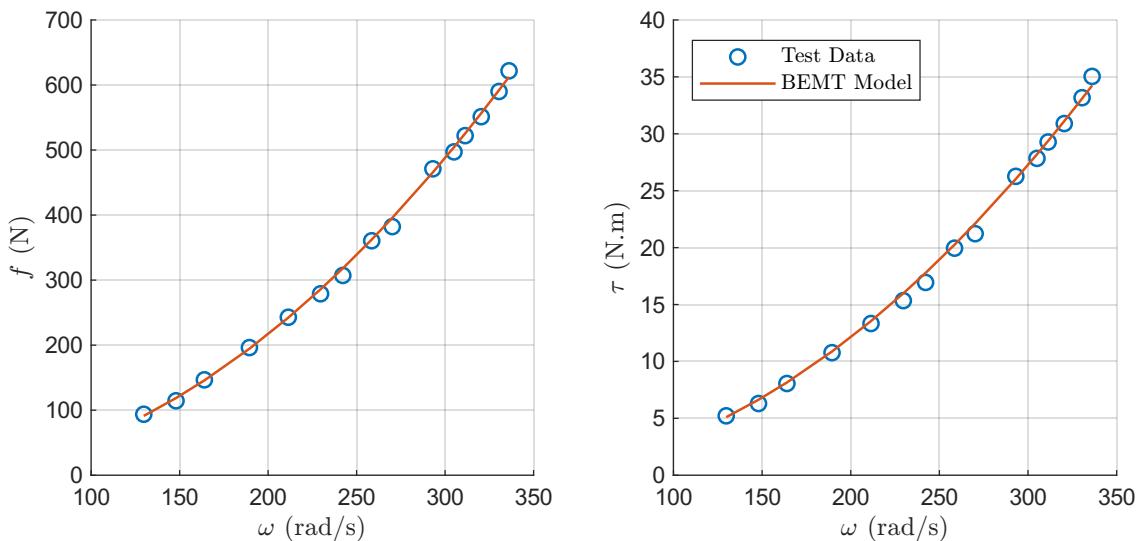
$$C_\tau = 0.00077 + 0.00118 \mu^2 - 0.148 \lambda^2 + 0.031 \lambda, \quad (99-2)$$

$$C_H = 0.00236 \mu + 0.0546 \lambda \mu. \quad (100-2)$$

همان‌طور که مشاهده می‌شود این ضرایب صرفاً تابع  $\lambda$  و  $\mu$  هستند. همچنین ضرایب نهایی نمایش درجه‌دوم با توجه به روابط (۷۳-۲)، (۷۴-۲) و (۷۵-۲) قابل محاسبه است.

در شرایط شناوری مقدار ضریب نمایش درجه‌دوم بدست آمده برای نیروی رانش و گشتاور پسا در سرعت‌های مختلف در شکل ۶-۲ نشان داده شده است. همچنین با رسم داده‌های آزمایش تجربی در شرایط استاتیک، اعتبارسنجی مدل در این حالت انجام شده است که مشاهده می‌شود مدل عملکرد خوبی دارد.

همچنین با حل معادله غیرخطی (۸۹-۲) می‌توان روند تغییرات ضرایب نمایش درجه‌دوم نیروی رانش، گشتاور پسا و نیروی پسای افقی را بر اساس مقادیر مختلف  $\mu$  و  $\lambda$  رسم کرده و آن را تحلیل کرد. به ازای تغییرات سرعت افقی  $V_h$  از ۰ تا ۳۰ متر بر ثانیه و همچنین سرعت عمودی  $w_R$  بین



شکل ۲-۶: مقایسه منحنی تغییرات نیروی رانش و گشتاور تولیدی موتور با سرعت چرخش برای داده‌های تجربی و نتایج مدل BEMT در شرایط شناوری (آزمایش استاتیک)

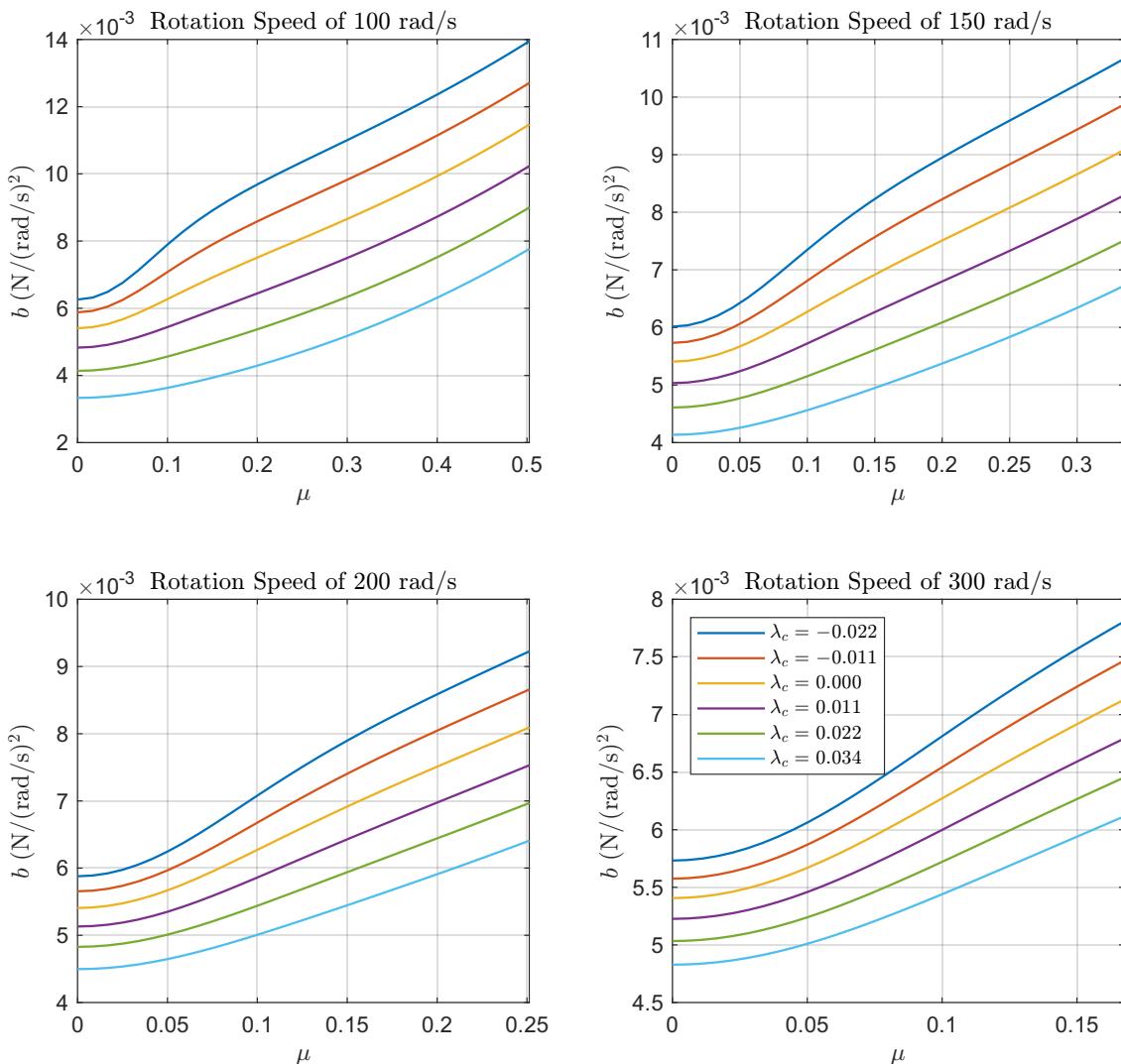
۶- تا ۴ متر بر ثانیه، تغییرات این ضرایب برای چهار سرعت چرخش روتور مختلف در شکل‌های ۷-۲، ۸-۲ و ۹-۲ نشان داده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود افزایش  $\mu$  (سرعت افقی) منجر به افزایش نیروی رانش و نیروی پسای افقی و کاهش گشتاور پسا می‌شود. علاوه بر این، افزایش  $\lambda_c$  (افزایش سرعت جریان عمودی بالای ملخ) منجر به کاهش نیروی رانش و افزایش نیروی پسای افقی و گشتاور پسا می‌شود.

## ۲-۴-۶ اثر زمین

اثر زمین<sup>۱</sup> یک پدیده‌ای آئرودینامیکی است که در نزدیک سطح، بر اثر بازنگشت جریان و برخورد با روتور موجب افزایش نیروی برا می‌شود. اثر زمین هنگام برخاست به شکل یک نیروی برای اضافی عمل می‌کند که می‌تواند منجر به برخاست باشد و سرعت بیشتری از حد مطلوب انجام دهد. همچنین در هنگام فرود که کنترل‌کننده قصد کاهش نیروی رانش موتورها جهت کاهش ارتفاع را دارد، اثر زمین منجر به افزایش نیروی برا شده و عملاً با آن مقابله می‌کند. بدین ترتیب، کنترل‌کننده باید قابلیت کنترل دقیق ارتفاع در حضور این پدیده را داشته باشد تا پرواز نرم در برخاست و فرود فرآهم شود.

<sup>۱</sup>Ground Effect



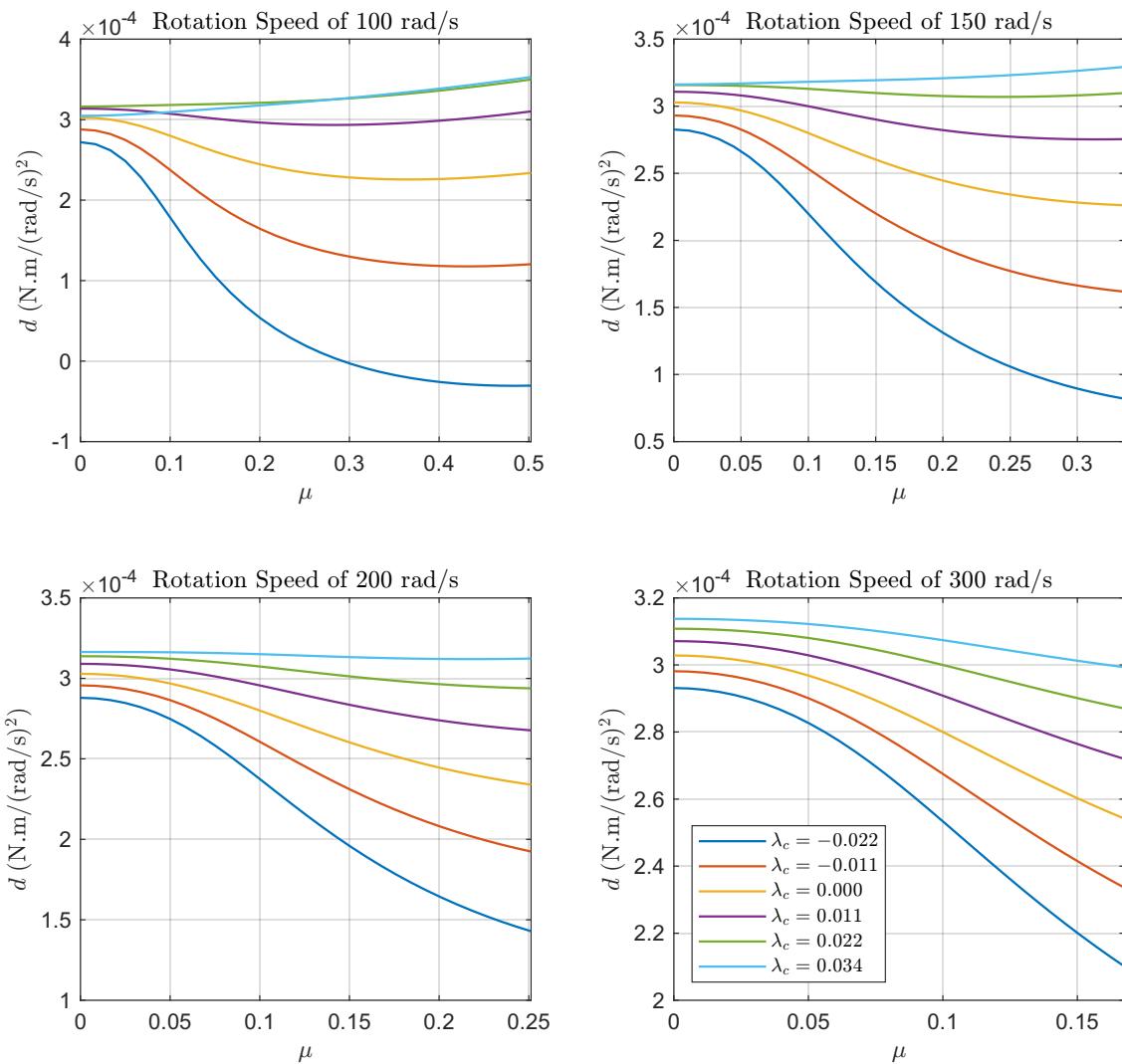
شکل ۷-۲: تغییرات ضریب رانش بر اساس مقادیر مختلف  $\mu$  و  $\lambda_c$

برای مدل اثر زمین از مدل هایden<sup>۱</sup> استفاده می کنیم [۹۹، ۹۸]:

$$f_{IGE} = \left( 0.9926 + 0.03794 \left( \frac{2R_p}{h_{volo} + h_r} \right)^2 \right) f = K_G(h_r)f, \quad (101-2)$$

که در آن  $h_{volo}$  ارتفاع صفحه روتور پرنده از کف ارابه فرود (ارتفاع کلی سازه پرنده)،  $h_r$  ارتفاع نسبی تا سطح (زمین یا سقف ساختمان) و  $R_p$  شعاع ملخ است. بدین ترتیب اثر زمین با یک ضریب تصحیح تابع ارتفاع پروازی اعمال می شود.

<sup>1</sup>Hayden



شکل ۲-۸: تغییرات ضریب گشتاور پسا بر اساس مقادیر مختلف  $\mu$  و  $\lambda_c$

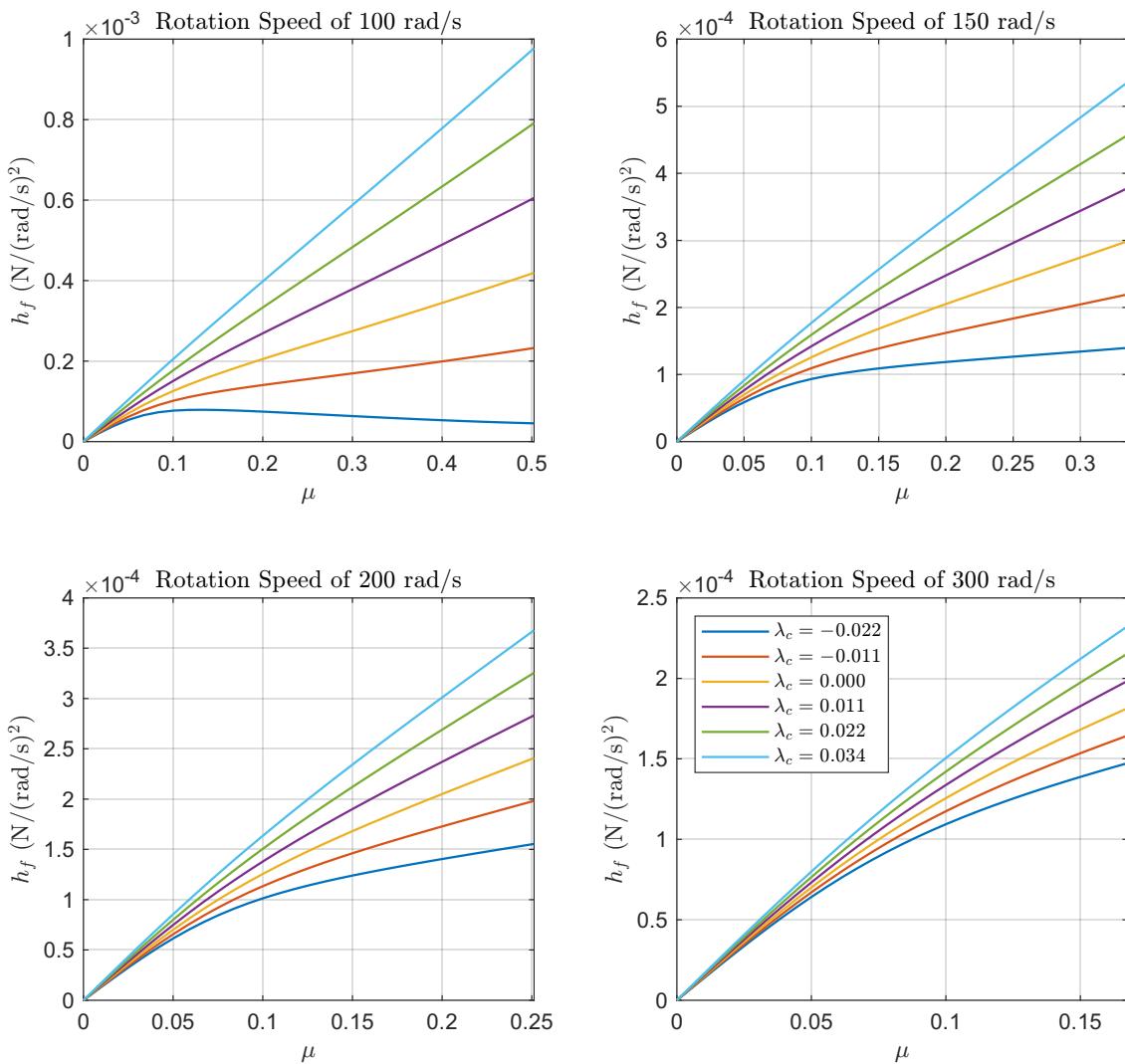
## ۷-۴-۲ پیکربندی چرخشی روتورها

برای مدل‌سازی نیروها و گشتاورها نیاز است جایگاه موتور و جهت چرخش آن‌ها را مشخص کنیم که در شکل ۱۰-۲ نشان داده شده است. همانطور که مشخص است سامانه مدل نظر دارای ۱۸ روتور است که همه آن‌ها در یک صفحه قرار دارند. فاصله تصویرشده هر موتور از مرکز ثقل در صفحه  $x-y$  بدنی با پارامتر  $\ell_j$  (برای  $j = 1, \dots, 18$ ) و زاویه بین محور  $x$  دستگاه بدنی تا خط واصل موتور و مرکز ثقل با پارامتر  $\beta_j$  نشان داده شده است.

علاوه بر این، با توجه به پارامترهای تعریف شده و مختصات استوانه‌ای، بردار مکان (مرکز) روتورها نسبت به مرکز ثقل به صورت زیر قابل بیان است:

$$[\overline{\mathbf{s}_{R_j B}}]^B = [\ell_j \cos \beta_j \quad \ell_j \sin \beta_j \quad -h_r] \quad (10-2)$$

که در آن  $h_r$  بیانگر فاصله (عمودی) صفحه روتورها تا مرکز ثقل است.

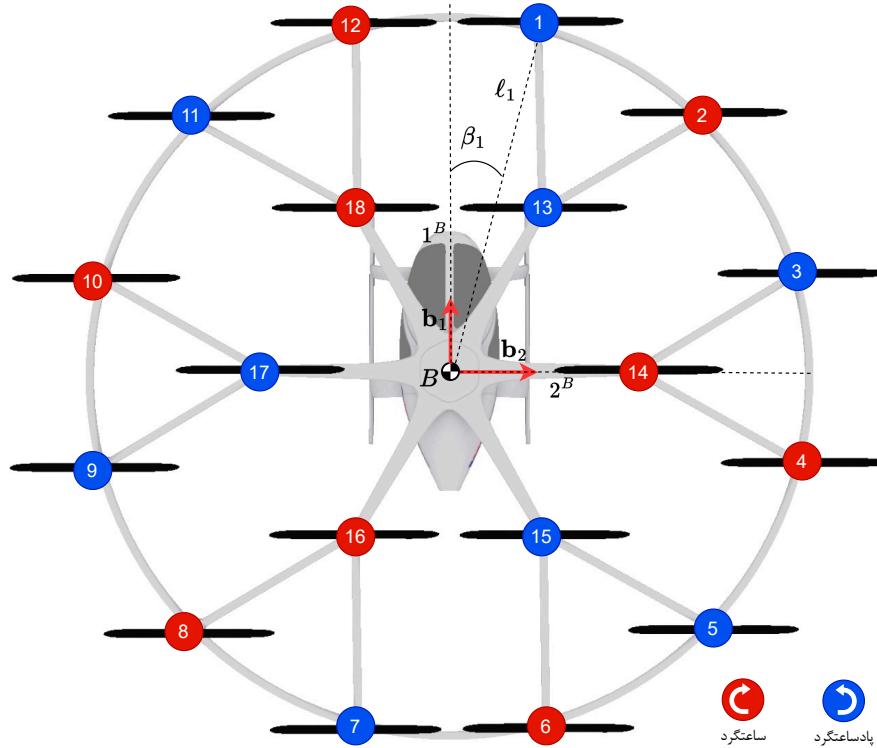


شکل ۲-۹: تغییرات ضریب نیروی افقی  $H$  بر اساس مقادیر مختلف  $\mu$  و  $\lambda_c$

## ۸-۴-۲ مدل نیروها

با توجه به معادلات ارائه شده در بخش معادلات دینامیکی و سینماتیکی، نیروهای وارد بر وسیله شامل نیروی وزن، نیروی پیشرانش تولیدی روتورها و نیروهای آیرو دینامیکی است. شکل ۱۱-۲ نیروها و گشتاورهای ناشی از چرخش روتورها را بر روی پرنده نشان می‌دهد. در واقع، هر روتور یک نیروی رانش که جهت آن همواره به سمت بالا (خلاف جهت محور<sup>B</sup>) است و یک گشتاور ناشی از مقاومت هوا در مقابل چرخش ملخ (گشتاور پسا) را تولید می‌کند که در شکل نشان داده شده است. علاوه بر این نیرو و گشتاور، در حضور باد و یا در پرواز رو به جلو<sup>۱</sup> یک نیروی پسای افقی متناسب با سرعت نسبی حرکت در صفحه روتور تولید می‌شود.

<sup>1</sup>Forward Flight



شکل ۲-۱۰: شماره گذاری و تعیین پیکربندی چرخشی روتورها

بدین ترتیب، نیروی رانش کل را می‌توان مجموع نیروی رانش روتورها در نظر گرفت:

$$F_T = \sum_{j=1}^{N_R} f_j. \quad (103-2)$$

همچنین با توجه به جهت نیروی رانش، بردار نیروی پیشراش در دستگاه بدنی به صورت زیر قابل بیان است:

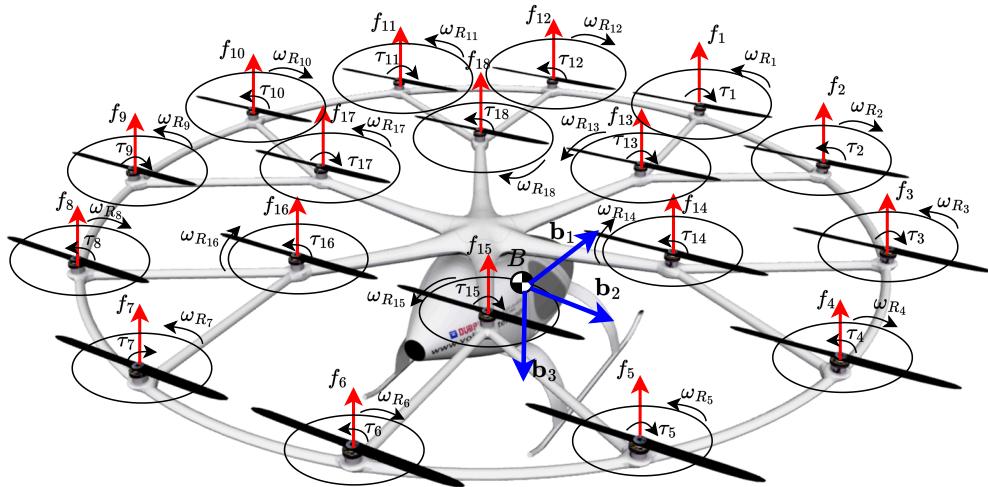
$$[\mathbf{f}_p]^B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -F_T \end{bmatrix}. \quad (104-2)$$

سرعت انتقالی هر روتور نسبت به جو با توجه به اینکه  $\Omega^{B@} = \Omega^{BE}$ ، به صورت زیر قابل بیان است:

$$[\mathbf{v}_{R_j}^@]^B = [\mathbf{v}_B^@]^B + [\Omega^{BE}]^B [\mathbf{s}_{R_j B}]^B. \quad (105-2)$$

در نتیجه، با توجه به روابط (۱۰۴-۲) و (۱۰۵-۲)، بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} [\mathbf{v}_{R_j}^@]^B &= \begin{bmatrix} u_{R_j} \\ v_{R_j} \\ w_{R_j} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{rv} \\ v_{rv} \\ w_{rv} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ell_j \cos \beta_j \\ \ell_j \sin \beta_j \\ -h_r \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} u_{rv} - r\ell_j \sin \beta_j - qh_r \\ v_{rv} + r\ell_j \cos \beta_j + ph_r \\ w_{rv} - q\ell_j \cos \beta_j + p\ell_j \sin \beta_j \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (106-2)$$



شکل ۱۱-۲: شماتیک سامانه عملگر و نیروها و گشتاورهای تولیدی

نیروهای آئرودینامیکی شامل نیروهای برا و پسا است که در پیکربندی چندپره، صرفاً نیروی پسا در این پرنده قابل توجه بوده و در نظر گرفته می شود. نیروی پسا شامل نیروی پسای بدنه، نیروی پسای ناشی از جریان روتورها روی میله ها و نیروی پسای افقی روتورها در اثر حرکت یا در حضور باد است. لازم به ذکر است که در این پژوهش از اثرات آئرودینامیکی جریان تولیدی روتور روی تنه<sup>۱</sup> بدنه، گشتاور ناشی از نیروی پسای جریان روتور روی میله ها و همچنین گشتاور نیروی پسای بدنه صرف نظر می شود. بدین ترتیب برای مدل نیروی آئرودینامیکی (پسا) در دستگاه بدنه که شامل نیروی پسای بدنه  $\mathbf{f}_{D,b}$  و نیروی پسای ناشی از روتورها  $\mathbf{f}_{D,R}$  است، داریم:

$$[\mathbf{f}_a]^B = [\mathbf{f}_{D,b}]^B + [\mathbf{f}_{D,R}]^B \\ = -\frac{1}{2}\rho \begin{bmatrix} C_{D_x} S_x u_{rv} |u_{rv}| \\ C_{D_y} S_y v_{rv} |v_{rv}| \\ C_{D_z} S_z w_{rv} |w_{rv}| \end{bmatrix} + \sum_{j=1}^{N_R} \begin{bmatrix} H_{x,j} \\ H_{y,j} \\ 3 \left( \frac{1}{2}\rho C_{D_{\text{rod}}} S_{\text{rod}} (-w_{R_j} + v_{i,j})^2 \right) \end{bmatrix}, \quad (107-2)$$

که در آن  $C_{D_x}$ ,  $C_{D_y}$  و  $C_{D_z}$  بیانگر ضرایب پسا در سه جهت است. همچنین،  $S_x$ ,  $S_y$  و  $S_z$  بیانگر مساحت مینا در سه جهت است. علاوه بر این،  $C_{D_{\text{rod}}}$  و  $S_{\text{rod}}$  به ترتیب ضریب پسای یک میله از سه شاخه زیر روتور و مساحت مرجع میله را نشان می دهد.

## ۹-۴-۲ مدل گشتاورها

با توجه به مدل ارائه شده در (۲۵-۲) گشتاور ناشی از روتورها شامل دو بخش گشتاور تولیدی ناشی از مقاومت در برابر چرخش روتور و گشتاور ناشی از نیروهای تولیدی روتور بر اساس بازوی هر

<sup>1</sup>Fuselage

روتور نسبت به مرکز جرم است. با توجه به ثابت بودن زاویه نصب موتورها، گشتاور تولیدی هر رotor ناشی از پسا به صورت زیر در دستگاه بدنی قابل بیان است:

$$[\overline{\mathbf{m}_{R_j}}]^B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\epsilon_j \tau_j \end{bmatrix}, \quad (108-2)$$

که در آن طبق پیکربندی پرنده در شکل ۱۰-۲،  $\epsilon_j = (-1)^j$  است. علاوه بر این، نیروی تولیدی توسط هر رotor در دستگاه بدنی به صورت زیر قابل بیان است:

$$[\overline{\mathbf{f}_{R_j}}]^B = \begin{bmatrix} H_{x,j} & H_{y,j} & -f_j \end{bmatrix}. \quad (109-2)$$

بدین ترتیب، با توجه به روابط (۱۰۲-۲) و (۱۰۹-۲)، گشتاور ناشی از نیروی رotorها به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} [\mathbf{S}_{R_j B}]^B [\mathbf{f}_{R_j}]^B &= \begin{bmatrix} 0 & h_r & \ell_j \sin \beta_j \\ -h_r & 0 & -\ell_j \cos \beta_j \\ -\ell_j \sin \beta_j & \ell_j \cos \beta_j & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_{x,j} \\ H_{y,j} \\ -f_j \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} h_r H_{y,j} - f_j \ell_j \sin \beta_j \\ -h_r H_{x,j} + f_j \ell_j \cos \beta_j \\ -H_{x,j} \ell_j \sin \beta_j + H_{y,j} \ell_j \cos \beta_j \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (110-2)$$

در نتیجه بر اساس روابط (۱۰۸-۲) و (۱۱۰-۲)، می‌توان بردار گشتاور کل تولیدی توسط رotorها را به صورت زیر بیان کرد:

$$\begin{aligned} [\mathbf{m}_R]^B &= [\mathbf{m}_C]^B + [\mathbf{m}_H]^B \\ &= \sum_{j=1}^{N_R} \begin{bmatrix} -f_j \ell_j \sin \beta_j \\ f_j \ell_j \cos \beta_j \\ -\epsilon_j \tau_j \end{bmatrix} + \sum_{j=1}^{N_R} \begin{bmatrix} h_r H_{y,j} \\ -h_r H_{x,j} \\ -H_{x,j} \ell_j \sin \beta_j + H_{y,j} \ell_j \cos \beta_j \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (111-2)$$

مؤلفه‌های گشتاور کنترلی را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

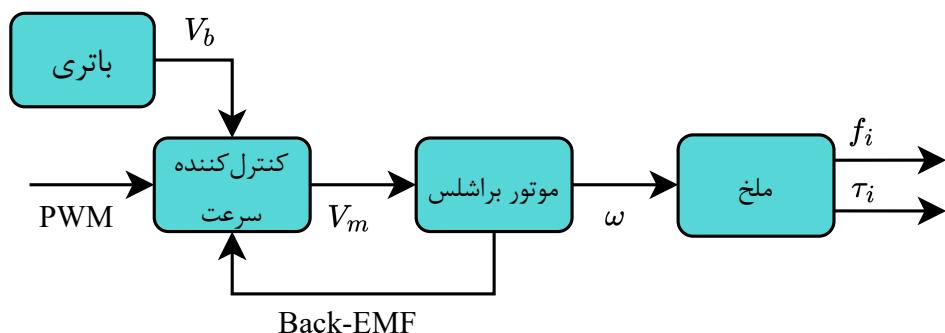
$$[\overline{\mathbf{m}_C}]^B = \begin{bmatrix} \tau_x & \tau_y & \tau_z \end{bmatrix} = \sum_{j=1}^{N_R} \begin{bmatrix} -f_j \ell_j \sin \beta_j & f_j \ell_j \cos \beta_j & -\epsilon_j \tau_j \end{bmatrix}. \quad (112-2)$$

## ۵-۲ مدل عملگرها

سامانه عملگر چندپره‌ها شامل باتری، موتور جریان مستقیم بدون جاروبک (BLDC)<sup>۱</sup>، ملخ و کنترل‌کننده سرعت است که این مجموعه و ارتباط اجزای آن در شکل ۱۲-۲ نشان داده شده است.

<sup>۱</sup>Brushless Direct Current

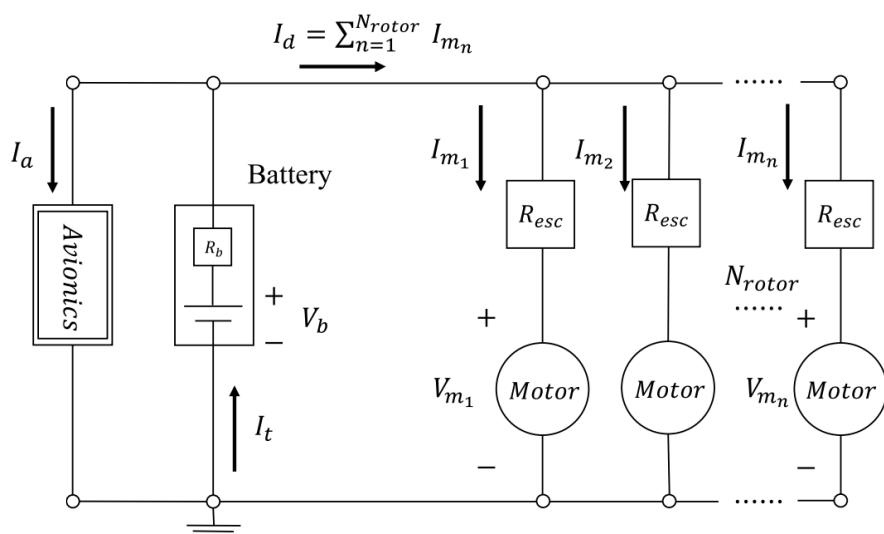
باتری وظیفه تامین توان مورد نیاز و کنترل‌کننده سرعت با تولید ولتاژ مناسب وظیفه رساندن سرعت موتور به سرعت مطلوب بر اساس مقدار سیگنال مدولاسیون پهنهای پالس (PWM)<sup>۱</sup> را بر عهده دارد. موتور توان الکتریکی را تبدیل به توان مکانیکی می‌کند که با اتلاف توان ناشی از اصطکاک و اثرات میرایی<sup>۲</sup> همراه است. سپس توان داده شده به ملخ تبدیل به نیروی رانش و گشتاور پسا می‌شود.



شکل ۱۲-۲: اجزای سامانه عملگر (پیشرانه) تاکسی هوایی چندپره

## ۱-۵-۲ مدل باتری

مدل‌سازی دقیق باتری از حوصله این پژوهش خارج است و یک مدل ساده بر اساس مدار باتری و اتصال عملگرها به آن مطابق شکل ۱۳-۲ در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۱۳-۲: مدل مدار سامانه عملگر (پیشرانش) [۵] (با کمی تغییر)

<sup>1</sup>Pulse Width Modulation

<sup>2</sup>Damping

بدین ترتیب ولتاژ اعمالی به هر موتور با نوشتن قانون کیرشهوف<sup>۱</sup> به صورت زیر قابل بیان است:

$$V_{m,j} = \sigma_j (V_b - R_b(I_a + I_d) - R_{\text{esc}}I_{m,j}), \quad j = 1, \dots, N_R, \quad (113-2)$$

که در آن  $\sigma_j$  مقدار فرمان تراتل<sup>۲</sup> برای هر موتور (مقدار پهنهای پالس سیگنال PWM تصویرشده به بازه  $[0 \ 1]$ ،  $V_b$  ولتاژ باتری،  $I_a$  جریان سامانه اویونیک<sup>۳</sup>،  $I_d$  مجموع جریان مورد تقاضای موتورها،  $R_{\text{esc}}$  مقاومت کنترل‌کننده سرعت و  $I_{m,j}$  جریان هر موتور را نشان می‌دهند. لازم به ذکر است که  $\sigma_j$  عملاً چرخه کلیدزنی<sup>۴</sup> (نسبت زمان فعال بودن به کل زمان) سیگنال PWM را نشان می‌دهد. برای سادگی در این پژوهش از مقاومت باتری و کنترل‌کننده سرعت صرف نظر می‌کنیم و رابطه (113-2) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$V_{m,j} = \sigma_j V_b, \quad j = 1, \dots, N_R. \quad (114-2)$$

البته لازم به ذکر است که طبق سازوکار PWM، ولتاژ موتور تقریباً همان ولتاژ باتری است و با توجه به چرخه کلیدزنی سیگنال فرمان PWM، مدت زمان اعمال ولتاژ به موتور تغییر می‌کند و  $\sigma_j V_b$  عملاً ولتاژ مؤثر (میانگین) اعمالی به موتور را نشان می‌دهد.

## ۲-۵-۲ مدل دینامیکی موتور

مدل موتور BLDC را می‌توان شامل دو بخش در نظر گرفت؛ بخش الکتریکی که رابطه بین جریان و گشتاور الکترومغناطیسی را بیان می‌کند و بخش مکانیکی که رابطه بین سرعت چرخش و گشتاور مکانیکی را مدل می‌کند. بدین ترتیب مدل موتور آهنربای دائمی<sup>۵</sup> را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:  
[101، 100]

$$L \frac{dI_m}{dt} = V_m - R_a I_m - K_e \omega_R, \quad (115-2)$$

$$I_R \frac{d\omega_R}{dt} = K_t I_m - B_m \omega_R - \tau, \quad (116-2)$$

که در آن  $I_m$ ،  $L$ ،  $K_t$ ،  $K_e$ ،  $R_a$ ،  $V_m$  و  $\tau$  به ترتیب بیانگر جریان آرمیچر<sup>۶</sup> موتور، اندوکتانس<sup>۷</sup> آرمیچر، ولتاژ ورودی اعمالی به آرمیچر، مقاومت معادل، ثابت ولتاژ بازگشته (نیروی محرکه الکتریکی معکوس)<sup>۸</sup>، ثابت گشتاور موتور، ضریب میرایی (اصطکاک مکانیکی یا اتلافات ناشی از لزجت)<sup>۹</sup>

<sup>1</sup>Kirchhoff

<sup>2</sup>Throttle

<sup>3</sup>Avionics

<sup>4</sup>Duty Cycle

<sup>5</sup>Permanent Magnet

<sup>6</sup>Armature

<sup>7</sup>Inductance

<sup>8</sup>Back-EMF

<sup>9</sup>Viscous losses

و گشتاور آیرودینامیکی ناشی از اثرات پسای چرخش روتور است. لازم به ذکر است که با صرف نظر از افتهای ناچیز، ثابت گشتاور موتور و ثابت ولتاژ بازگشته با هم برابرند. علاوه بر این فرض می‌شود سرعت موتور و سرعت ملخ با هم برابرند که با سرعت روتور  $\omega_R$  نشان داده شده است.

برای موتورهای BLDC پیشرفتی امروزی، مقدار اندوکتانس موتور خیلی کوچک است و عملاً منجر به ثابت زمانی بسیار کم در دینامیک جریان می‌شود [۱۰۰]. به عبارت دیگر می‌توانیم با تقریب  $L \approx 0$  فرض کنیم پاسخ جریان الکتریکی به صورت آنی است. بدین ترتیب معادله جریان (۱۱۵-۲) به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$I_m = \frac{1}{R_a} (V_m - K_e \omega_R). \quad (۱۱۷-۲)$$

بدین ترتیب با جایگذاری جریان از معادله (۱۱۷-۲) در معادله ولتاژ (۱۱۶-۲) بدست می‌آید:

$$I_R \frac{d\omega_R}{dt} = K_t \frac{1}{R_a} (V_m - K_e \omega_R) - B_m \omega_R - \tau. \quad (۱۱۸-۲)$$

با در نظر گرفتن  $d\omega_R^2 = \tau$  و بازنویسی رابطه فوق، مدل مرتبه اول موتور را به صورت زیر بدست می‌آوریم:

$$\tau_m \dot{\omega}_R + \omega_R + \frac{\tau_m}{I_R} d\omega_R^2 = \frac{K_e \tau_m}{R_a I_R} V_m, \quad (۱۱۹-۲)$$

که در آن ثابت زمانی موتور برابر است با:

$$\tau_m = \frac{I_R}{K_e^2 / R_a + B_m}. \quad (۱۲۰-۲)$$

با توجه به رابطه ثابت زمانی می‌توان گفت که هرچه ممان اینرسی روتور بیشتر باشد ثابت زمانی موتور نیز بیشتر خواهد بود که در این پژوهش نیز بزرگ بودن ملخ و موتور منجر به افزایش ممان اینرسی روتور شده و در نتیجه این سامانه دارای دینامیک عملگر نسبتاً کند است.

لازم به ذکر است که برای اینکه اثر محدود بودن نرخ تغییر سرعت موتور و همچنین جریان مصرفی لحاظ شود مدل دینامیک موتور را برای پیاده‌سازی به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$I_m = \text{Sat} \left( \frac{1}{R_a} (V_m - K_e \omega_R), 0, I_{\max} \right), \quad (۱۲۱-۲)$$

$$I_R \frac{d\omega_R}{dt} = K_e I_m - B_m \omega_R - d\omega_R^2,$$

که در آن  $\text{Sat}$  بیانگرتابع اشباع<sup>۱</sup> است که جریان را بین صفر و جریان بیشینه محدود می‌کند.

<sup>۱</sup>Saturation

### ۳-۵-۲ اشباع عملگر

عملگرها در واقعیت دارای محدودیت اجرای فرمان هستند. در موتورها، ورودی سیگنال PWM که به ESC داده می‌شود در بازه ۰ تا ۱۰۰۰ میکروثانیه است که بعداً به بازه ۰ تا ۱۰۰ درصد (۰ تا ۱) تصویر می‌شود. همچنین ولتاژ خروجی ESC نمی‌تواند بیشتر از ولتاژ تولیدی باتری باشد. از این جهت یکتابع اشباع برای ولتاژ اعمالی به موتور در نظر می‌گیریم:

$$V_{m,j,\text{sat}} = G_{V_m,\text{sat}}(V_{m,j}) = \begin{cases} V_{m,\text{max}} & V_{m,j} \geqslant V_{m,\text{max}} \\ V_{m,j} & V_{m,\text{min}} < V_{m,j} < V_{m,\text{max}}, \quad j = 1, \dots, N_R. \\ V_{m,\text{min}} & V_{m,j} \leqslant V_{m,\text{min}} \end{cases} \quad (122-2)$$

همچنین سرعت چرخش موتور نیز محدوده خاصی دارد که باید یکتابع اشباع بر سرعت چرخش خروجی مدل موتور قرار دهیم:

$$\omega_{R_j,\text{sat}} = G_{\omega,\text{sat}}(\omega_{R_j}) = \begin{cases} \omega_{\text{max}} & \omega_{R_j} \geqslant \omega_{\text{max}} \\ \omega_{R_j} & \omega_{\text{min}} < \omega_{R_j} < \omega_{\text{max}}, \quad j = 1, \dots, N_R. \\ \omega_{\text{min}} & \omega_{R_j} \leqslant \omega_{\text{min}} \end{cases} \quad (123-2)$$

البته لازم به ذکر است که با توجه به مدل موتور، سرعت در محدوده مناسب باقی می‌ماند اما برای اطمینان از مدل فوق استفاده می‌کنیم.

### ۴-۵-۲ ناحیه مرده

ناحیه مرده<sup>۱</sup> به محدوده‌ای از فرمان ورودی گفته می‌شود که در آن موتور بدون حرکت باقی می‌ماند. در مدل‌سازی موتورهای BLDC، ناحیه مرده به منظور در نظر گرفتن آستانه<sup>۲</sup> شروع چرخش موتور و جلوگیری از خطای کنترل در فرامین کوچک لحاظ می‌شود. مدل ناحیه مرده را که بر فرمان ولتاژ ورودی (یا فرمان PWM) اعمال می‌شود به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$V_{m,dz} = G_{dz}(V_c) = \begin{cases} 0 & V_c \leqslant V_{dz} \\ V_c - V_{dz} & V_c > V_{dz} \end{cases}, \quad (124-2)$$

<sup>1</sup>Dead-zone

<sup>2</sup>Threshold

که در آن  $V_{dz}$  و  $V_c$  به ترتیب بیانگر ولتاژ آستانه ناحیه مرده و ولتاژ فرمان (بدست آمده از PWM) هستند. ولتاژ آستانه معمولاً بین ۳ تا ۱۰ درصد بیشینه ولتاژ در نظر گرفته می‌شود.

## ۵-۵-۲ مدل عیب

در این پژوهش مدل عیب به صورت LoE ضربی در نظر گرفته می‌شود که امکان تعیین دقیق میزان سالم‌بودن عملگر را دارد. بدین ترتیب مدل عیب LoE برای هر عملگر را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\bar{f}_j = \alpha_j f_j, \quad (125-2)$$

$$\bar{\tau}_j = \alpha_j \tau_j, \quad (126-2)$$

$$\bar{H}_j = \alpha_j H_j, \quad (127-2)$$

که در آن  $0 \leq \alpha_j \leq 1$  ضریب LoE است. در حالت کلی این مدل در معادلات نیروها و گشتاورهای تولیدی روتور استفاده می‌شود و زمانی که  $\alpha_j$  غیرصفر باشد اثر عیب در مدل موتور و ملخ اعمال می‌شود.

لازم به ذکر است که مدل‌سازی دقیق‌تر عیب در موتور و ملخ که منجر به ایجاد گشتاورهای غلت و فراز در روتور شود از حوصله این پژوهش خارج است و می‌توان به مراجعی مثل [۱۰۲] مراجعه کرد.

## ۶-۲ شبیه‌سازی پرواز

### ۱-۶-۲ تعیین پارامترهای فیزیکی مدل

مشخصات تاکسی هوایی که در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته است در جدول ۲-۲ گردآوری شده است. پارامترهای ممان اینرسی از مرجع [۱۰۳] استخراج شده‌اند و بقیه پارامترها با توجه به مشخصات تاکسی هوایی Volocopter 2x [۹۲] و همچنین شکل هندسی پرنده بدست آمدند.

جدول ۲-۲: مقادیر پارامترهای جرمی و هندسی مدل پرنده

پارامتر	توصیف	مقدار
$g$	شتاب جاذبه	$9.8 \text{ m/s}^2$
$m$	جرم کل (بیشینه جرم برخاست)	$450 \text{ kg}$
$I_{xx}$	ممان اینرسی حول محور $x$	$505.81 \text{ kg.m}^2$
$I_{yy}$	ممان اینرسی حول محور $y$	$641.34 \text{ kg.m}^2$
$I_{zz}$	ممان اینرسی حول محور $z$	$962.83 \text{ kg.m}^2$
$I_{xz}$	ممان اینرسی ضربی $xz$	$37.93 \text{ kg.m}^2$
$D_{\text{rim}}$	قطر حلقه خارجی	$7.35 \text{ m}$
$D_{\text{rim},p}$	قطر کل حلقه خارجی با ملغ	$9.15 \text{ m}$
$(j = 1, \dots, 12) \ell_j$	فاصله مرکز ثقل تا روتورهای حلقه خارجی	$3.675 \text{ m}$
$(j = 13, \dots, 18) \ell_j$	فاصله مرکز ثقل تا روتورهای حلقه داخلی	$1.9 \text{ m}$
$(j = 1, \dots, 12) \beta_j$	زاویه قرارگیری روتورهای حلقه خارجی	$\frac{2j-1}{12}\pi$
$(j = 13, \dots, 18) \beta_j$	زاویه قرارگیری روتورهای حلقه داخلی	$\frac{2j-25}{6}\pi$
$h_{\text{volo}}$	ارتفاع کلی پرنده	$2.15 \text{ m}$
$h_r$	فاصله صفحه روتورها تا مرکز ثقل	$0.8 \text{ m}$
$d_{\text{rod}}$	قطر میله‌های حلقه	$0.1 \text{ m}$

ممان اینرسی روتور شامل ممان اینرسی بخش چرخنده موتور و ممان اینرسی ملغ است. مشخصات پارامترهای سامانه عملگر در جدول ۳-۲ جمع‌آوری شده است. لازم به ذکر است که این مقادیر بر اساس داده‌های موجود در برگه مشخصات موتور و ملغ [۱۰] و همچنین روابط موجود در مرجع [۱۰۴] برای پارامترهای موتور و ملغ محاسبه شده‌اند.

ثابت گشتاور موتور که با ثابت ولتاژ بازگشتی موتور برابر است، از رابطه زیر قابل محاسبه است :

$$K_t = K_e = \frac{V_0 - R_a I_0}{V_0 K_V} \approx \frac{2\pi}{60} \frac{1}{K_V} \quad (128-2)$$

که در آن  $V_0$ ،  $I_0$  و  $R_a$  به ترتیب بیانگر ولتاژ نامی موتور، جریان ایده‌آل موتور، ثابت سرعت موتور و مقاومت داخلی موتور است. علاوه بر این ثابت زمانی موتور برابر است با:

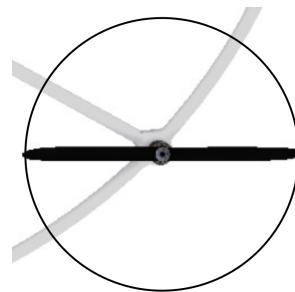
$$\tau_m = \frac{I_R}{K_e^2/R_a + B_m} = 0.045 \quad (129-2)$$

## جدول ۲-۳: مقادیر پارامترهای مدل سامانه عملگر (مدل فرضی)

پارامتر	توصیف	مقدار
$R_a$	مقاومت داخلی آرمیچر موتور	20 mΩ
$B_m$	ضریب میرایی (اصطکاک) موتور	0.01 N.m.s/rad
$K_V$	ثابت سرعت موتور	4.504 rad/s/V
$K_t$	ثابت گشتاور موتور	0.222 N.m/A
$K_e$	ثابت ولتاژ بازگشته موتور	0.222 V.s/rad
$d_m$	قطر موتور	151.5 mm
$m_m$	جرم موتور	3.6 kg
$\omega_{\max}$	بیشینه سرعت روتور	336 rad/s
$f_{\max}$	بیشینه رانش روتور	621.7 N
$\tau_{\max}$	بیشینه گشتاور روتور	35.04 N.m
$I_m$	ممان اینرسی (بخش چرخان) موتور	0.01 kg.m <sup>2</sup>
$I_p$	ممان اینرسی ملخ حول محور دوران	0.1 kg.m <sup>2</sup>
$I_R$	ممان اینرسی روتور حول محور دوران	0.11 kg.m <sup>2</sup>
$m_p$	جرم ملخ	0.64 kg
$d_p$	قطر ملخ	1.194 m
$d_{hp}$	قطر هاب ملخ	0.12 m
$p_p$	گام ملخ	0.457 m
$\bar{c}_b$	وتر میانگین پره	0.079 m
$N_B$	تعداد پره	2
$N_R$	تعداد روتور	18
$V_b$	ولتاژ باتری	98 V

شکل ۱۴-۲ نمایی از وضعیت سه شاخه میله‌های زیر روتور را نشان می‌هد و قصد داریم ضریب پسای مربوط به این قسمت را محاسبه کنیم. طول هر شاخه را صرفاً برابر شعاع ملخ در نظر می‌گیریم و قطر میله‌ها برابر با  $d_{\text{rod}} = 0.1 \text{ m}$  بدست آمد.

سرعت پرواز پرنده در حالت بیشترین برد و بیشترین زمان پرواز به ترتیب 19.4 متر بر ثانیه و 13.9 متر بر ثانیه است. همچنین بیشینه سرعت پرواز پرنده به 27.8 متر بر ثانیه می‌رسد [۹۲]. سرعت عمودی جريان روی روتور برای حالت پرواز عمودی سرعت 3 متر بر ثانیه و در پرواز رو به جلو (با



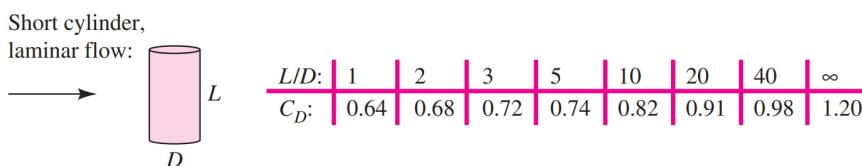
شکل ۱۴-۲: نمای سه‌شاخه میله‌های زیر روتور

فرض اینکه پرنده با بیشینه زاویه فراز ۲۰° درجه پرواز کند) برابر با ۹.۴ متر بر ثانیه بdst می‌آید. با فرض اینکه حداکثر ۵ متر بر ثانیه سرعت باد عمودی هم داشته باشیم، محدوده عدد رینولدز<sup>۱</sup> برای جریان خروجی روتور که روی میله‌ها وارد می‌شود، به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$Re_{rod,3} = \frac{\rho V_1 d_{rod}}{\mu} = \frac{1.11 \times 3 \times 0.1}{1.752 \times 10^{-5}} = 1.88 \times 10^4, \quad (130-2)$$

$$Re_{rod,14.4} = \frac{\rho V_2 d_{rod}}{\mu} = \frac{1.11 \times 14.4 \times 0.1}{1.752 \times 10^{-5}} = 9.04 \times 10^4, \quad (131-2)$$

که مقادیر چگالی و گرانروی دینامیکی<sup>۲</sup> برای ارتفاع  $h_L = 1200$  متر بالای سطح دریا (شهر تهران) استفاده شده‌اند. بدین ترتیب، عدد رینولدز جریان روی میله‌های زیر روتور بین  $10^4$  و  $10^5$  است. با توجه به داده‌های موجود در جدول ۷.۳ مرجع [۶] می‌توان ضریب پسا برای استوانه سه‌بعدی به طول  $L$  و قطر  $D$  برای اعداد رینولدز بیشتر از  $10^4$  را بdst آورد که در شکل ۱۵-۲ نشان داده شده است.



شکل ۱۵-۲: تغییرات ضریب پسای استوانه با طول  $L$  و قطر  $D$  [۶]

با توجه به اینکه طول استوانه برابر شعاع ملخ است  $L = R_p = 0.597$  m، نسبت  $L/D$  تقریباً برابر با ۶ می‌شود و با درونیابی جدول به  $C_{D_{rod}} = 0.756$  می‌رسیم. همچنین مساحت هر شاخه برابر است با

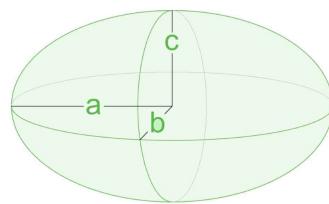
$$S_{rod} = R_p \times d_{rod} = 0.06 \text{ m}^2. \quad (132-2)$$

علاوه بر این، اگر تنہ بدن را به صورت یک بیضی‌گون<sup>۳</sup> در نظر بگیریم که در شکل ۱۶-۲ نشان داده شده است، با توجه به هندسه پرنده مقادیر  $b = W_f/2 = 0.53$ m،  $a = L_f/2 = 1.335$ m و  $c = H_f/2 = 0.46$ m، برای تنہ بدن پرنده بdst آمد.

<sup>1</sup> Reynolds Number

<sup>2</sup> Dynamic Viscosity

<sup>3</sup> Ellipsoid



شکل ۱۶-۲: پارامترهای بیضی‌گون

در نتیجه مساحت هر کدام از وجه‌ها به صورت زیر بدست می‌آید:

$$S_x = \pi \times b \times c = 0.766 \text{ m}^2,$$

$$S_y = \pi \times a \times c = 1.929 \text{ m}^2, \quad (133-2)$$

$$S_z = \pi \times a \times b = 2.223 \text{ m}^2.$$

با مراجعه به جدول 7.3 مرجع [۶] می‌توان ضریب پسا برای بیضی‌گون به طول  $L$  و قطر  $D$  برای اعداد رینولدز بیشتر از  $10^4$  را بدست آورد که در شکل ۱۷-۲ نشان داده شده است.

Ellipsoid:	Laminar		
→	 A diagram of an ellipsoid with a vertical dashed line through its center representing the diameter $d$ , and a horizontal line below it representing the length $L$ .	$L/d$	0.75      0.5 1      0.47 2      0.27 4      0.25 8      0.2

شکل ۱۷-۲: تغییرات ضریب پسا بیضی‌گون با طول  $L$  و قطر  $D$  [۶]

مشابه با (۱۳۰-۲) برای سرعت‌های پرواز بین ۱۰ متر بر ثانیه و ۳۰ متر بر ثانیه با قطر مرجع  $W_f = 1.06$  اعداد رینولدز جریان روی تنہ بدنه بین  $6 \times 10^5$  و  $2 \times 10^6$  بدست می‌آید. در نتیجه با توجه به اینکه جریان از جلو، بغل و بالا داشته باشیم، نسبت  $L/d$  و ضرایب پسا به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\frac{L_f}{H_f} = 2.9 \rightarrow C_{D_x} = 0.26, \quad (134-2)$$

$$\frac{W_f}{H_f} = 1.15 \rightarrow C_{D_y} = 0.44,$$

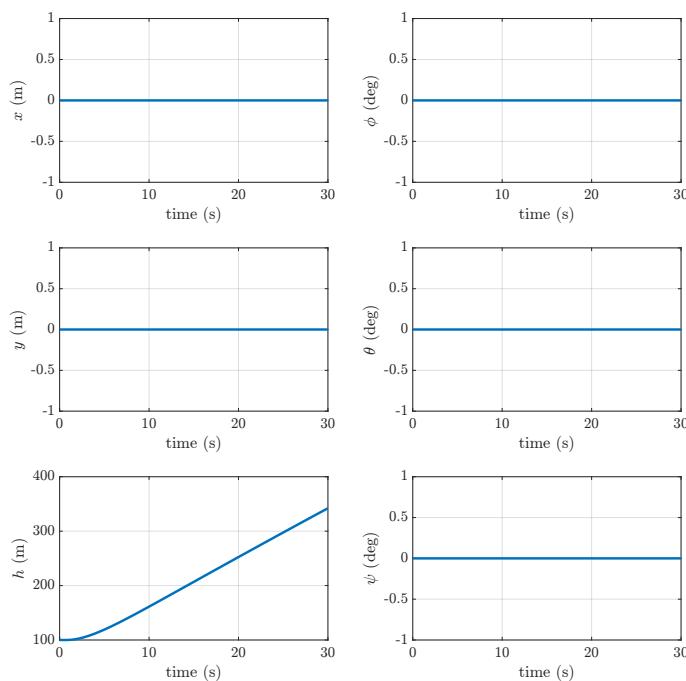
$$\frac{H_f}{W_f} = 0.87 \rightarrow C_{D_z} = 0.49.$$

## ۲-۶ اعتبارسنجی برنامه شبیه‌سازی پرواز

برای اجرای شبیه‌سازی نیاز است تا شرایط اولیه نیز تعیین شوند. شرایط اولیه به شکل زیر در نظر گرفته می‌شوند:

$$\begin{aligned} [\overline{\mathbf{s}_{BE}}(0)]^L &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & -100 \end{bmatrix} \\ \left[ \overline{\mathbf{v}_B^E}(0) \right]^B &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \left[ \overline{\phi}(0) \ \theta(0) \ \psi(0) \right] &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \left[ \overline{\omega^{BE}}(0) \right]^B &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (135-2)$$

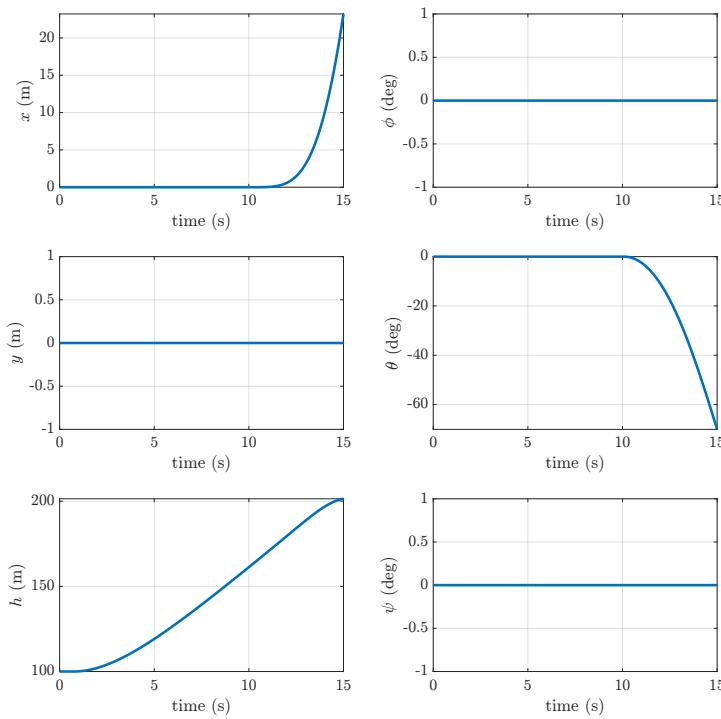
در سناریوی اول، مرحله برخاست شبیه‌سازی شد که در آن تراتل همه موتورها با یک نرخ ثابت افزایش داده شد و پس از رسیدن به مقدار ۰.۶۵ روی همین مقدار ثابت باقی ماند. نتیجه شبیه‌سازی حلقه باز برخاست در شکل ۱۸-۲ نشان داده شده است که رفتار آن طبق رفتار مورد انتظار است و صرفاً ارتفاع زیاد شده است.



شکل ۱۸-۲: خروجی شبیه‌سازی حلقه باز برخاست

در سناریوی دوم برای پرواز رو به جلو، در ابتدای شبیه‌سازی فرمان موتورها مطابق با روند مرحله برخاست تولید شد، سپس از ثانیه ۱۰ فرمان تراتل موتورهای ۶ و ۷ (عقب) را افزایش و فرمان تراتل موتورهای ۱ و ۱۲ (جلو) را کاهش دادیم. بدین ترتیب منفی شدن زاویه فراز و حرکت رو به جلو در جهت شمال را در شکل ۱۹-۲ مشاهده می‌کنیم.

در سناریوی سوم با کاهش تراتل موتور ۱۴ (راست) و افزایش تراتل موتور ۱۷ (چپ) حرکت



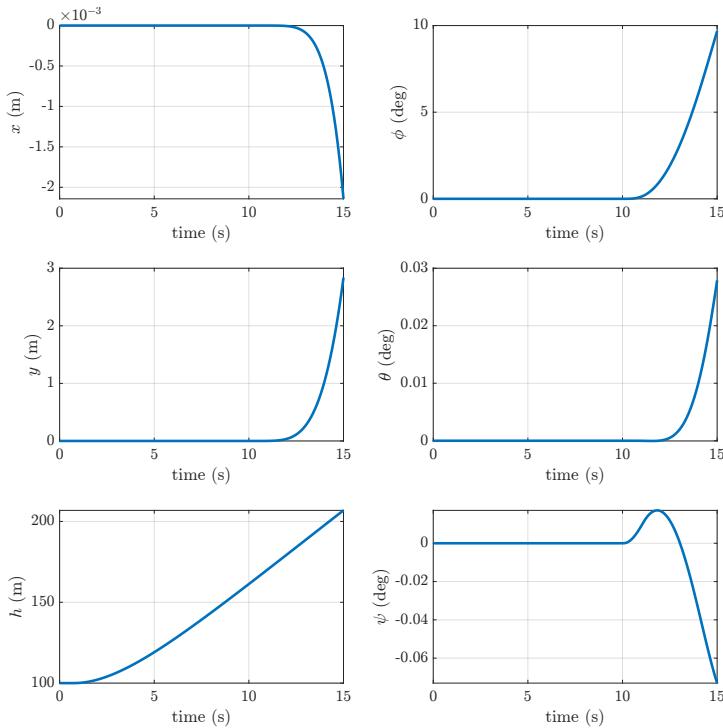
شکل ۲-۱۹: خروجی شبیه‌سازی حلقه باز پرواز رو به جلو

غلت را شبیه‌سازی کردیم که در شکل ۲۰-۲ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که طبق انتظار زاویه غلت زیاد شده و حرکت در جهت شرق داریم. علاوه بر آن به دلیل جفت‌شدگی (ممکن اینرسی ضربی) و اثرات ژیروسکوپی، کانال‌های فراز و سمت نیز تحریک شده است.

در سناریوی چهارم با افزایش تراتل موتورهای پاد ساعتگرد ۵ و ۱۱ و کاهش تراتل موتورهای ساعتگرد ۲ و ۸ حرکت یاو<sup>۱</sup> را شبیه‌سازی کردیم که خروجی آن در شکل ۲۱-۲ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که با توجه به مثبت بودن گشتاور یاو در این حالت، زاویه سمت افزایش یافته است. همچنین به دلیل جفت‌شدگی، کانال‌های غلت و فراز نیز تحریک شده است.

در سناریوی آخر تراتل همه موتورها یکسان است و تا ۰.۶۵ زیاد می‌شود. در این سناریو یک باد ثابت افقی جانبی با زاویه ۹۰ درجه نسبت به شمال و سرعت ۵ متر بر ثانیه در نظر گرفتیم. با توجه به شکل ۲۲-۲ قابل مشاهده است که به دلیل نیروی پسای افقی روتورها و پسای بدنه، پرنده در جهت غرب حرکت کرده است و همچنین به دلیل گشتاور نیروی پسای افقی روتورها حول مرکز جرم یک گشتاور غلت منفی نیز تولید شده و باعث کاهش زاویه غلت شده است. در ادامه به دلیل نرخ غلت ایجاد شده، سرعت انتقالی عمودی روی روتورهای سمت چپ زیاد و سمت راست کم شده و منجر به افزایش نیروی تولیدی روتورهای سمت راست و کاهش روتورهای سمت چپ می‌شود. در نهایت این تغییر نیرو باعث تولید گشتاور غلت مثبت شده و زاویه غلت مثبت می‌شود. وقتی پرنده

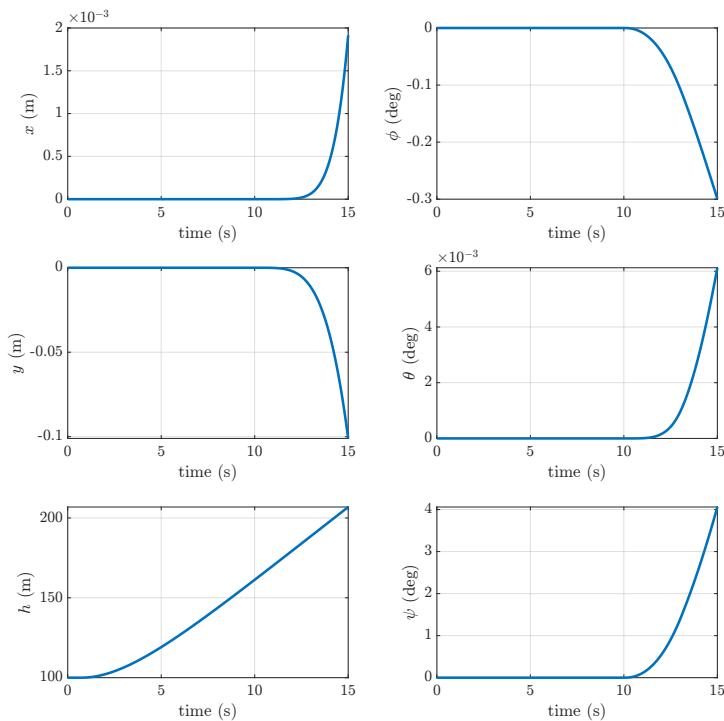
<sup>۱</sup>Yaw



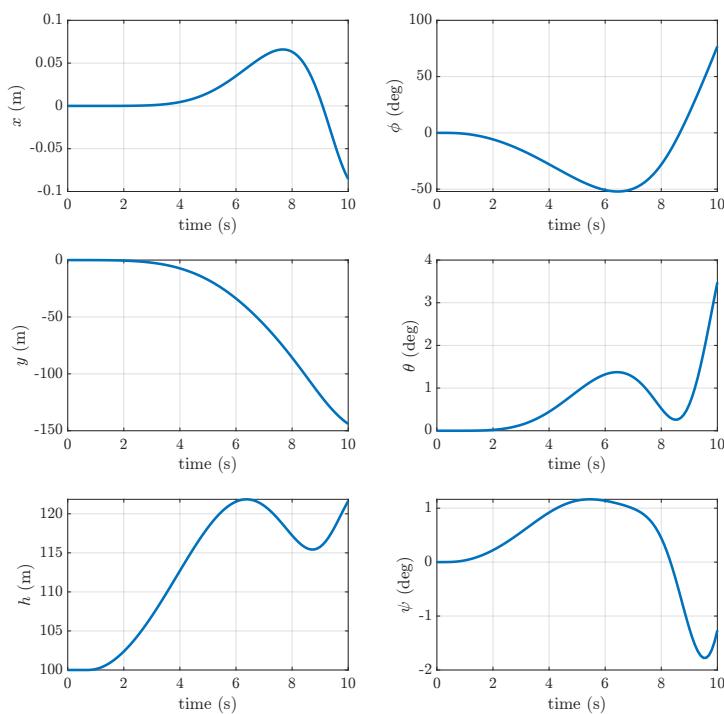
شکل ۲۰-۲: خروجی شبیه‌سازی حلقه باز حرکت غلت

در زاویه غلت مثبت قرار می‌گیرد، سرعت انتقالی رو به پایین روی روتورها ( $\lambda_c > 0$ ) که ناشی از باد جانبی است، منجر به کاهش نیروی رانش موتورها شده و ارتفاع پرنده در یک مقطع زمانی کم می‌شود. همچنین به دلیل جفت‌شدگی بین کانال غلت و یاو تغییر زاویه سمت نیز مشاهده می‌شود.

لازم به ذکر است که در پژوهش‌هایی که مدل نیرو و گشتاور روتورها با این جزئیات در نظر گرفته نمی‌شود این رفتار را نمی‌توان مشاهده کرد و صرفاً در صورت خارج شدن از حالت تعادل و افزایش زاویه، این زاویه همچنان زیاد شده و پرنده می‌چرخد. در حالی که رفتار متفاوتی را در مدل دقیق‌تر ارائه شده در این پژوهش مشاهده می‌کنیم که نزدیک‌تر به واقعیت است.



شکل ۲-۲۱: خروجی شبیه سازی حلقه باز حرکت یاو



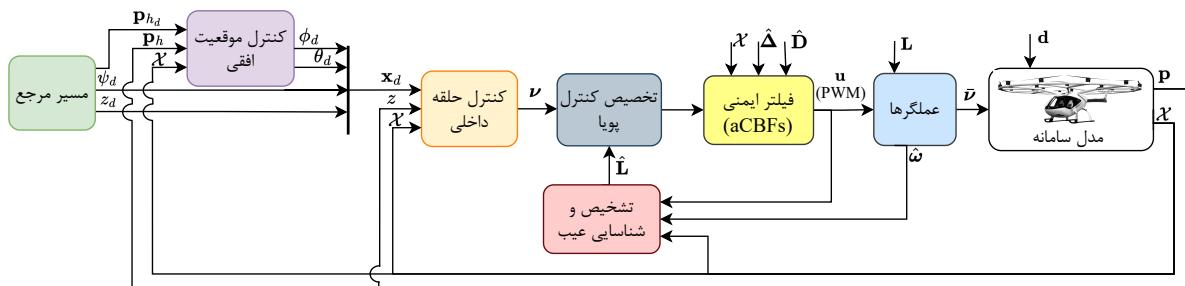
شکل ۲-۲۲: خروجی شبیه سازی حلقه باز باد جانبی

## فصل ۳

# طراحی سامانه کنترل

### ۱-۳ ساختار سامانه کنترل

در این فصل مسئله طراحی سامانه کنترل برای تاکسی هوایی چندپره جهت ردگیری مسیر در حضور عدم قطعیت‌ها ضمن تضمین ایمنی انجام می‌شود. ساختار سامانه کنترل پیشنهادی در شکل ۱-۳ نشان داده شده است.



شکل ۱-۳: ساختار سامانه کنترل

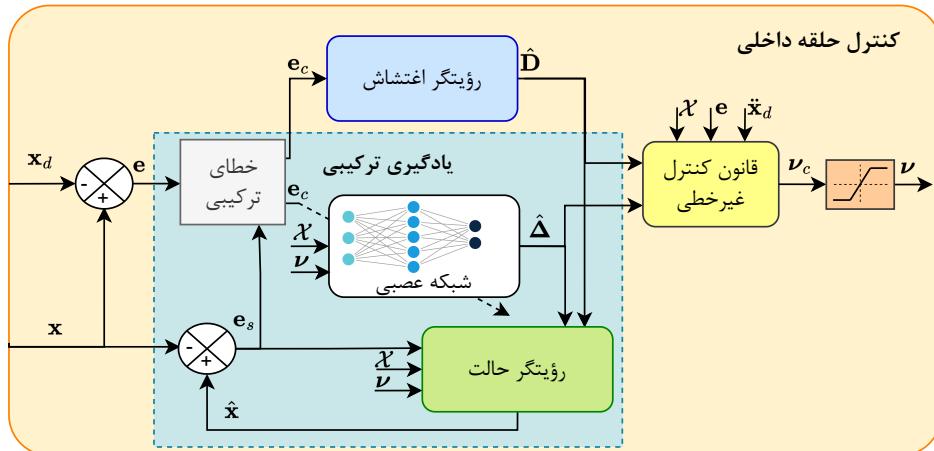
سامانه کنترل به صورت آبشاری<sup>۲</sup> و دارای حلقه داخلی و خارجی است. حلقه خارجی وظیفه تولید زوایای غلت و فراز مطلوب را دارد که در نتیجه رسیدن به این زوایا، پرنده بتواند به شتاب مورد نیاز برای ردگیری مسیر مرجع برسد. حلقه داخلی وظیفه کنترل وضعیت و ارتفاع پرنده در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات را دارد و خطاهای تشخیص عیب را جبران می‌کند. همچنین ضرایب عیب موتورها توسط پودمان تشخیص و شناسایی عیب تخمین زده می‌شود و به صورت برخط در الگوریتم تشخیص کنترل استفاده می‌شود تا تحمل پذیری در مقابل عیب فراهم شود. فیلتر ایمنی نیز وظیفه بررسی نقض قیود ایمنی و تغییر فرآمین کنترل جهت تضمین ایمنی را دارد.

<sup>2</sup>Cascade

## ۲-۳ کنترل حلقه داخلی

### ۱-۲-۳ کنترل کننده عصبی تطبیقی مبتنی بر رویتگر اغتشاش

ساختار رویکرد کنترل عصبی تطبیقی مبتنی بر رویتگر اغتشاش با یادگیری ترکیبی در شکل ۲-۳ نشان داده شده است.



شکل ۲-۳: ساختار سامانه کنترل حلقه داخلی با رویکرد یادگیری ترکیبی و رویتگر اغتشاش

در این رویکرد برای آموزش بهتر شبکه و تخمین بهتر عدم قطعیت‌ها از یک رویتگر حالت در چارچوب یادگیری ترکیبی استفاده شده است که شبکه عصبی و رویتگر اغتشاش بر اساس خطای ترکیبی (خطای ردگیری و خطای تخمین حالت) بهروزرسانی می‌شوند.

برای توسعه روابط نیاز به بیان مدل دینامیک حلقه داخلی داریم. بدین ترتیب، با تقریب  $\dot{\phi} \approx \dot{\psi}$ ,  $\dot{r} \approx \dot{\theta}, \dot{q} \approx \dot{\psi}$  می‌توان مدل دینامیک حلقه داخلی (۱۷-۲) را به صورت معادله (۱-۳) با یک مدل نامی، یک عبارت عدم قطعیت  $\Delta$  تابع حالت و کنترل و یک عبارت عدم قطعیت متغیر با زمان (اغتشاش) در نظر گرفت:

$$\ddot{x} = F(\dot{x}) + B(x)\nu + \Delta(x, \nu) + d(t), \quad (1-3)$$

$$F(\dot{x}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \left( (I_{yy}I_{zz} - I_{zz}^2 - I_{xz}^2)\dot{\theta}\dot{\psi} + I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})\dot{\phi}\dot{\theta} \right) \\ \frac{1}{I_{yy}} \left( (I_{zz} - I_{xx})\dot{\phi}\dot{\psi} + I_{xz}(\dot{\phi}^2 - \dot{\psi}^2) \right) \\ \frac{1}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \left( (I_{xx}^2 - I_{xx}I_{yy} + I_{xz}^2)\dot{\phi}\dot{\theta} + I_{xz}(I_{zz} + I_{xx} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\psi} \right) \\ g \end{bmatrix}, \quad (2-3)$$

$$\mathbf{B}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} 0 & \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} & 0 & -\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & -\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \\ -\frac{1}{m} \cos \theta \cos \phi & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3-3)$$

که در آن  $\nu = [F_T \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^\top$  و  $\mathbf{x} = [\phi \quad \theta \quad \psi \quad z]^\top$  به ترتیب بیانگر متغیرهای حلقه داخلی و ورودی کنترل مجازی<sup>۱</sup> است. همچنین  $\mathcal{X} = [\Phi^\top \quad \omega_{be}^\top \quad \mathbf{v}^\top]^\top$  است که در آن  $\Phi = [\mathbf{v}_B^E]_B^B$ ،  $\omega_{be} = [\omega^{BE}]_B^B$ ،  $\mathbf{v} = [\mathbf{v}_B^E]_B^B$  است. بدین ترتیب، اثر تقریب زوایای اویلر کوچک، اثرات ژیروسکوپی، عکس العمل روتورها، نیرو و گشتاورهای آبرودینامیکی و دیگر عدم قطعیت‌ها در  $\Delta$  و  $d(t)$  در نظر گرفته شده و مدل نامی ساختار ساده‌تری دارد. علاوه بر این فرض می‌شود که عدم قطعیت‌ها و اختشاشات کران‌دار هستند ( $\|\Delta\| \leq \bar{\Delta}$ ,  $\|d\| \leq \bar{d}$ ).

عبارت عدم قطعیت  $\Delta \in \mathbb{R}^m$  را توسط یک شبکه عصبی به صورت زیر تخمین می‌زنیم:

$$\Delta(\mathcal{X}, \nu) = \mathbf{W}^{*\top} \boldsymbol{\mu}(\mathcal{X}, \nu) + \epsilon, \quad (4-3)$$

$$\hat{\Delta}(\mathcal{X}, \nu) = \hat{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu}(\mathcal{X}, \nu), \quad (5-3)$$

که در آن  $\boldsymbol{\mu}(\xi) : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^{N_n}$ ،  $\hat{\mathbf{W}} \in \mathbb{R}^{N_n \times m}$ ،  $\mathbf{W}^* \in \mathbb{R}^{N_n \times m}$  و  $\epsilon \in \mathbb{R}^m$  به ترتیب بیانگر وزن‌های بهینه (مجھول)، وزن‌های تخمینی در لحظه فعلی، بردار توابع پایه<sup>۲</sup> و خطای تخمین شبکه است. توابع پایه شبکه عصبی در این پژوهش به صورت توابع پایه شعاعی (RBF)<sup>۳</sup> در نظر گرفته می‌شود:

$$\mu_i(\xi) = \exp \left\{ -\frac{(\xi - \mathbf{c}_i)^\top (\xi - \mathbf{c}_i)}{2\sigma_i^2} \right\}; \quad i = 1, 2, \dots, N_n, \quad (6-3)$$

که در آن  $\xi = [\mathcal{X}^\top \quad \nu^\top]^\top \in \mathbb{R}^n$ ،  $\mathbf{c}_i \in \mathbb{R}^n$  و  $\sigma_i$  به ترتیب بیانگر ورودی شبکه، بردار مرکز و عرض تابع پایه  $i$  است و  $N_n$  تعداد نورون‌های<sup>۴</sup> شبکه را مشخص می‌کند. لازم به ذکر است که برای آموزش بهتر شبکه عصبی، ورودی شبکه معمولاً<sup>۵</sup> نرمال می‌شود که در این پژوهش از رویکرد استفاده کردیم که داده خروجی آن دارای میانگین صفر و انحراف معیار یک است. نمایی Z-Score از شبکه عصبی RBF تک لایه در نظر گرفته شده در این پژوهش در شکل ۳-۳ نشان داده شده است.

به عنوان یک روش کاربردی جهت کاهش حجم محاسبات برای آموزش برخط شبکه عصبی تطبیقی، از رویکرد ماشین یادگیری افراطی (ELM)<sup>۶</sup> استفاده می‌شود که در آن مرکز و وزن هر نورون

<sup>1</sup>Virtual Control Input (Pseudocontrol)

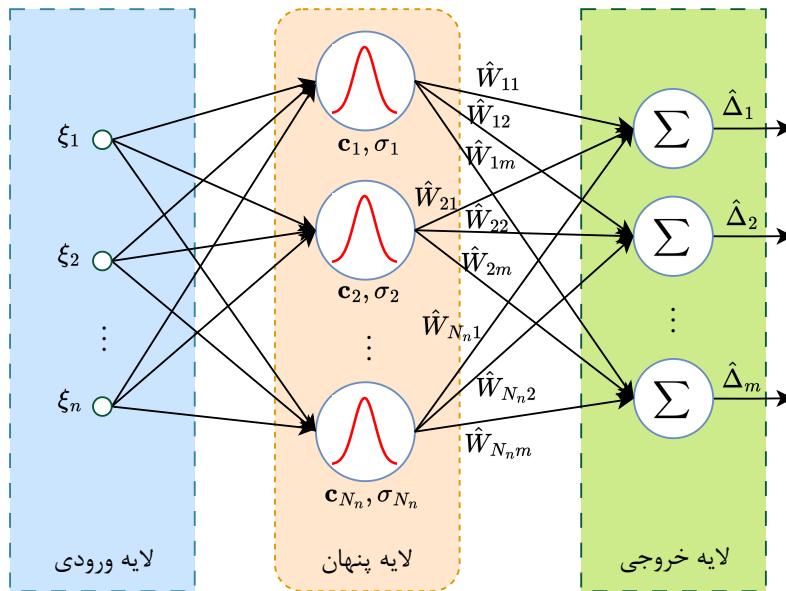
<sup>2</sup>Basis Functions

<sup>3</sup>Radial Basis Function

<sup>4</sup>Neurons

<sup>5</sup>Normal

<sup>6</sup>Extreme Learning Machine



شکل ۳-۳: ساختار شبکه عصبی RBF

به صورت تصادفی<sup>۱</sup> در ابتدای شبیه‌سازی و آموزش انتخاب می‌شود و ثابت می‌ماند. در این رویکرد معمولاً شبکه عصبی با یک لایه مخفی در نظر گرفته می‌شود اما اگر لایه‌های بیشتری در نظر گرفته شود، صرفاً وزن‌های لایه آخر به روز می‌شود. همچنین نشان داده شده است که شبکه عصبی RBF با رویکرد ELM دارای خاصیت تقریب عمومی<sup>۲</sup> است [۱۰۶، ۸۴]. بدین ترتیب برای تخمینتابع غیرخطی ( $f(\xi)$ ) می‌توان نوشت:

$$\|f(\xi) - \mathbf{W}^\top \boldsymbol{\mu}(\xi)\| \leq \varepsilon_M, \quad (7-3)$$

که در آن  $\varepsilon_M$  کران بالای خطای تخمین است و در نتیجه محدود بودن خطای تخمین را نشان می‌دهد. اغتشاش کلی را به صورت  $\mathbf{D}(t) = \mathbf{d}(t) + \boldsymbol{\epsilon}$  تعریف می‌کنیم و فرض می‌کنیم که این اغتشاش کران دار است:

$$|\mathbf{D}| \preceq \mathbf{D}_M, \quad (8-3)$$

که در آن  $\preceq$  بیانگر نامساوی درایه‌ای<sup>۳</sup> است.

برای طراحی قانون کنترل خطای ردگیری را به صورت  $\mathbf{x} - \mathbf{x}_d = \mathbf{e}$  تعریف می‌کنیم. همچنین سیگнал خطای فیلترشده (سطح لغزش) را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\mathbf{s} = \dot{\mathbf{e}} + \lambda \mathbf{e}, \quad (9-3)$$

<sup>1</sup>Random

<sup>2</sup>Universal Approximation

<sup>3</sup>Element-wise

که در آن  $\lambda$  در حالت کلی می‌تواند یک ماتریس مثبت معین باشد که تعیین کننده سرعت همگرایی به مبدأ روی سطح لغزش است. البته در اینجا برای سادگی به صورت نزدیکی فرض می‌شود که به این معنا است که برای همه حالت‌ها یکسان در نظر گرفته می‌شود.

در رویکرد یادگیری (خطای) ترکیبی<sup>۱</sup> از یک رویتگر حالت استفاده می‌شود و از خطای تخمین حالت در قانون بروزرسانی وزن‌های شبکه و رویتگر اغتشاش استفاده می‌شود. به عبارت دیگر یک خطای ترکیبی بر اساس خطای ردگیری و خطای تخمین تعریف می‌شود. با در نظر گرفتن خطای تخمین به صورت  $\hat{x} = x - e_s$  خطای فیلترشده (سطح لغزش) تخمین را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$s_s = \dot{e}_s + \lambda_s e_s. \quad (10-3)$$

همچنین رویتگر حالت را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\ddot{\hat{x}} = F(x, \dot{x}) + B(x)\nu_c + \hat{\Delta}(\chi, \nu) + \hat{D}(t) - k_c s_s - \lambda_s \dot{e}_s, \quad (11-3)$$

که در آن  $k_c > 0$  یک پارامتر طراحی است که با تنظیم آن می‌توان به مصالحه‌ای بین سرعت همگرایی رویتگر و حساسیت به نویز اندازه‌گیری رسید.

برای در نظر گرفتن محدودیت ورودی‌های کنترل (مجازی) از رویکرد خطای ردگیری اصلاح شده<sup>۲</sup> استفاده می‌کنیم. بدین ترتیب، متغیر کمکی  $\gamma$  را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\dot{\gamma} = -K\gamma + B(x)(\nu - \nu_c), \quad (12-3)$$

که در آن  $K$  یک ماتریس قطری مثبت معین است و در قانون کنترل نیز استفاده می‌شود که سرعت رسیدن به سطح لغزش را مشخص می‌کند. همچنین  $\nu$  و  $\nu_c$  به ترتیب بیانگر ورودی کنترل مجازی با اعمال محدودیت توسطتابع اشباع<sup>۳</sup> و ورودی مجازی مطلوب تولیدی توسط کنترل کننده است.

بدین ترتیب خطای (ردگیری) فیلترشده اصلاح شده به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$s_m = s - \gamma. \quad (13-3)$$

لازم به ذکر است که در صورتی که قید ورودی نداشته باشیم،  $\gamma$  به صفر میل می‌کند و در نتیجه خطای اصلاح شده معادل خطای واقعی می‌شود [۱۰۷].

در مسئله تخمین اغتشاش به کمک رویتگر اغتشاش هم می‌توان مقدار اغتشاش و هم کران بالای آن را تخمین زد. رویکرد دوم حجم محاسبات کمتری دارد و علاوه بر آن فرضیاتی مانند محدود بودن مشتق اغتشاش ( $\dot{D}$ ) را نیاز ندارد [۱۰۷]. در واقع این روش در حوزه کنترل تطبیقی مقاوم<sup>۴</sup>

<sup>1</sup>Composite (Error) Learning

<sup>2</sup>Modified Tracking Error

<sup>3</sup>Saturation

<sup>4</sup>Robust Adaptive Control

قرار می‌گیرد. بدین ترتیب، تخمین اغتشاش را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\hat{\mathbf{D}} = \hat{\mathbf{D}}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c), \quad (14-3)$$

که در آن  $\odot$  و  $\hat{\mathbf{D}}_M$  به ترتیب بیانگر ضرب درایه‌ای و تخمین بردار کران بالای اغتشاش است. در نتیجه، رویتگر اغتشاش عدم قطعیت‌های متغیر با زمان و خطای تخمین شبکه را تخمین می‌زند و با استفاده از این تخمین در قانون کنترل، می‌توان اثر آن را بر عملکرد سامانه جبران کرد.

با توجه به تعاریف فوق قانون کنترل (فرمان) را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\boldsymbol{\nu}_c = \mathbf{B}^{-1} \left( \ddot{\mathbf{x}}_d - \mathbf{F} - \tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu} - \hat{\mathbf{D}}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \lambda \dot{\mathbf{e}} - \mathbf{K}\mathbf{s} \right). \quad (15-3)$$

جهت اثبات پایداری و استخراج قوانین به روزرسانی رویتگر اغتشاش و وزن‌های شبکه، تابع لیاپانوف نامزد<sup>۱</sup> را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{s}_m^\top \mathbf{s}_m + \frac{1}{2} k_s \mathbf{s}_s^\top \mathbf{s}_s + \frac{1}{2\Gamma} \text{Tr} \left( \tilde{\mathbf{W}}^\top \tilde{\mathbf{W}} \right) + \frac{1}{2k_D} \tilde{\mathbf{D}}_M^\top \tilde{\mathbf{D}}_M, \quad (16-3)$$

که در آن  $\mathbf{s}_m^*$  و  $\mathbf{s}_s^*$  به ترتیب نرخ یادگیری شبکه عصبی و نرخ به روزرسانی رویتگر اغتشاش را مشخص می‌کنند. علاوه بر آن  $(\cdot)$  بیانگر تابع اثر<sup>۲</sup> ماتریس است. قبل از محاسبه مشتق تابع لیاپانوف مشتق خطاهای را محاسبه می‌کنیم:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}}_m &= \dot{\mathbf{s}} - \dot{\boldsymbol{\gamma}} \\ &= \ddot{\mathbf{e}} + \lambda \dot{\mathbf{e}} - \dot{\boldsymbol{\gamma}} \\ &= \ddot{\mathbf{x}} - \ddot{\mathbf{x}}_d + \lambda \dot{\mathbf{e}} - \dot{\boldsymbol{\gamma}} \\ &= \mathbf{F} + \mathbf{B}\boldsymbol{\nu} + \mathbf{W}^{*\top} \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \ddot{\mathbf{x}}_d + \lambda \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\gamma} - \mathbf{B}(\boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\nu}_c) \\ &= \mathbf{F} + \mathbf{W}^{*\top} \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \ddot{\mathbf{x}}_d + \lambda \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\gamma} + \mathbf{B}\boldsymbol{\nu}_c. \end{aligned} \quad (17-3)$$

با جایگذاری قانون کنترل (۱۵-۳) در (۱۷-۳) بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}}_m &= -\tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \hat{\mathbf{D}}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{K}\mathbf{s} + \mathbf{K}\boldsymbol{\gamma} \\ &= -\tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \hat{\mathbf{D}}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{K}\mathbf{s}_m. \end{aligned} \quad (18-3)$$

همچنین مشتق خطای فیلترشده تخمین به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}}_s &= \ddot{\mathbf{e}}_s + \lambda_s \dot{\mathbf{e}}_s \\ &= \hat{\mathbf{x}} - \ddot{\mathbf{x}} + \lambda_s \dot{\mathbf{e}}_s \\ &= \tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu} + \hat{\mathbf{D}} - \mathbf{D} - k_c \mathbf{s}_s \\ &= \tilde{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu} + \hat{\mathbf{D}}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{D} - k_c \mathbf{s}_s. \end{aligned} \quad (19-3)$$

<sup>1</sup>Candidate Lyapunov Function

<sup>2</sup>Trace

علاوه بر این، با توجه به اینکه مقادیر بهینه وزن‌های شبکه و کران بالای اغتشاش ثابت در نظر گرفته می‌شود، می‌توان نتیجه گرفت  $\dot{\tilde{W}} = \tilde{W} - \dot{\tilde{D}}_M$ . بدین ترتیب، با استفاده از روابط (۱۸-۳) و (۱۹-۳) و با مشتقگیری ازتابع لیاپانوف (۱۶-۳) بدست می‌آید:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \mathbf{s}_m^\top \dot{\mathbf{s}}_m + k_s \mathbf{s}_s^\top \dot{\mathbf{s}}_s + \frac{1}{\Gamma} \text{Tr} (\tilde{W}^\top \dot{\tilde{W}}) + \frac{1}{k_D} \tilde{D}_M^\top \dot{\tilde{D}}_M \\ &= \mathbf{s}_m^\top (-\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{Ks}_m) \\ &\quad + k_s \mathbf{s}_s^\top (\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{D} - k_c \mathbf{s}_s) \\ &\quad + \frac{1}{\Gamma} \text{Tr} (\tilde{W}^\top \dot{\tilde{W}}) + \frac{1}{k_D} \tilde{D}_M^\top \dot{\tilde{D}}_M.\end{aligned}\tag{۲۰-۳}$$

قوانين به روزرسانی وزن‌های شبکه عصبی و رویتگر اغتشاش را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\tilde{W}} = \Gamma \boldsymbol{\mu} \mathbf{e}_c^\top, \tag{۲۱-۳}$$

$$\dot{\hat{D}}_M = k_D |\mathbf{e}_c|. \tag{۲۲-۳}$$

در نتیجه، با جایگذاری روابط (۲۱-۳) و (۲۲-۳) در (۲۰-۳) بدست می‌آید:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \mathbf{s}_m^\top (-\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{Ks}_m) \\ &\quad + k_s \mathbf{s}_s^\top (\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{D} - k_c \mathbf{s}_s) \\ &\quad + \text{Tr} (\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} (\mathbf{s}_m^\top - k_s \mathbf{s}_s^\top)) + \tilde{D}_M^\top |\mathbf{e}_c|.\end{aligned}\tag{۲۳-۳}$$

با استفاده از خاصیت  $\text{Tr} (\mathbf{ba}^\top) = \mathbf{a}^\top \mathbf{b}$  است، داریم:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \mathbf{s}_m^\top (-\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \mathbf{D} - \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{Ks}_m) \\ &\quad + k_s \mathbf{s}_s^\top (\tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{D} - k_c \mathbf{s}_s) \\ &\quad + \mathbf{s}_m^\top \tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} - k_s \mathbf{s}_s^\top \tilde{W}^\top \boldsymbol{\mu} + \tilde{D}_M^\top |\mathbf{e}_c| \\ &= \mathbf{s}_m^\top (\mathbf{D} - \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{Ks}_m) \\ &\quad + k_s \mathbf{s}_s^\top (\hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{D} - k_c \mathbf{s}_s) + \tilde{D}_M^\top |\mathbf{e}_c| \\ &= -\mathbf{s}_m^\top \mathbf{Ks}_m - k_s \mathbf{s}_s^\top k_c \mathbf{s}_s - \mathbf{e}_c^\top (\hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) - \mathbf{D}) + \tilde{D}_M^\top |\mathbf{e}_c|.\end{aligned}\tag{۲۴-۳}$$

با در نظر گرفتن  $\mathbf{e}_c^\top \mathbf{D} \leq |\mathbf{e}_c^\top| \mathbf{D}_M^*$  و امکان ترانهاده کردن عبارت‌های نرده‌ای، معادله (۲۴-۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned}\dot{V} &\leq -\mathbf{s}_m^\top \mathbf{Ks}_m - k_s \mathbf{s}_s^\top k_c \mathbf{s}_s - \mathbf{e}_c^\top \hat{D}_M \odot \text{sign}(\mathbf{e}_c) + |\mathbf{e}_c^\top| \mathbf{D}_M^* + \tilde{D}_M^\top |\mathbf{e}_c| \\ &= -\mathbf{s}_m^\top \mathbf{Ks}_m - k_s \mathbf{s}_s^\top k_c \mathbf{s}_s - (\hat{D}_M - \mathbf{D}_M^*)^\top |\mathbf{e}_c| + \tilde{D}_M^\top |\mathbf{e}_c|.\end{aligned}\tag{۲۵-۳}$$

در نتیجه می‌توان نوشت:

$$\dot{V} \leq -\mathbf{s}_m^\top \mathbf{K} \mathbf{s}_m - k_s \mathbf{s}_s^\top k_c \mathbf{s}_s. \quad (26-3)$$

که نشان دهنده پایداری مجانبی سامانه حلقه بسته است.

در بحث پیاده‌سازی قوانین طراحی شده فوق دو نکته قابل اهمیت است. لازم به ذکر است که وجود تابع  $\text{sign}$  در قانون کنترل (۱۵-۳) و رویتگر اغتشاش (۱۴-۳) منجر به پدیده چترینگ<sup>۱</sup> (لرزش سریع) در سیگنال کنترل می‌شود. روش‌های مختلفی برای رفع این پدیده در پیشینه پژوهش پیشنهاد شده است که از جمله آن می‌توان به رویکرد جایگزینی تابع  $\text{sign}$  با تابع  $\tanh$  اشاره کرد که در این پژوهش از آن استفاده می‌شود. بدین ترتیب، نامساوی زیر را از مرجع [۱۰۸] استفاده می‌کنیم:

$$0 \leq |e| - e \tanh\left(\frac{e}{\epsilon_e}\right) \leq 0.2785 \epsilon_e, \quad (27-3)$$

که در آن  $0 < \epsilon_e$  است. بدین ترتیب می‌توان به جای  $|e_c|$  در (۲۲-۳) که معادل  $e_c \odot \text{sign}(e_c)$  است، از  $e_c \odot \tanh(e_c/\epsilon_e)$  استفاده کرد. با استفاده از این رویکرد به جای پایداری مجانبی سامانه حلقه بسته، می‌توان پایداری کراندار نهایی یکنواخت (UUB)<sup>۲</sup> را اثبات کرد که در آن خطای ردگیری محدود می‌ماند [۱۰۹، ۱۰۷]. در واقع تحت پایداری UUB تمام مسیرهایی (سیگنال خطای در اینجا) که از یک محدوده مشخص شروع می‌شوند، در نهایت وارد یک محدوده دیگر (معمولًاً کوچکتر) می‌شوند و در آن باقی می‌مانند (کرانداری در نهایت) و این اتفاق به طور یکنواخت برای تمام زمان‌های اولیه  $t_0$  رخ می‌دهد (یکنواخت بودن) [۱۱۰]. با به کارگیری این رویکرد، رابطه تخمین اغتشاش (۱۴-۳) و قانون کنترل (۱۵-۳) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\hat{\mathbf{D}} = \hat{\mathbf{D}}_M \odot \tanh\left(\frac{\mathbf{e}_c}{\epsilon_e}\right), \quad (28-3)$$

$$\boldsymbol{\nu}_c = \mathbf{B}^{-1} \left( \ddot{\mathbf{x}}_d - \mathbf{F} - \hat{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu} - \hat{\mathbf{D}}_M \odot \tanh\left(\frac{\mathbf{e}_c}{\epsilon_e}\right) - \lambda \dot{\mathbf{e}} - \mathbf{K} \mathbf{s} \right). \quad (29-3)$$

مسئله دوم تغییر تدریجی<sup>۳</sup> پارامترهای شبکه در حالت عدم برقراری شرط تحریک مداوم است. رویکرد اصلاح- $e$ <sup>۴</sup> [۱۱۱] یک رویکرد کارآمد برای حل این مشکل است.

با به کارگیری این رویکرد، قوانین به روزرسانی (۲۱-۳) و (۲۲-۳) به صورت زیر بازنویسی

<sup>1</sup>Chattering

<sup>2</sup>Uniformly Ultimately Bounded (UUB) Stability

<sup>3</sup>Drift

<sup>4</sup>e-modification

می‌شوند:

$$\dot{\hat{W}} = \Gamma \left( \mu e_c^\top - \sigma_W |e_c| \odot \hat{W} \right), \quad (30-3)$$

$$\dot{\hat{D}}_M = k_D \left( e_c \odot \tanh(e_c/\epsilon_e) - \sigma_{D_M} |e_c| \odot \hat{D}_M \right), \quad (31-3)$$

که در آن ضرب درایه‌ای  $\hat{W}$  را در درایه متناظر آن در بردار  $|e_c^\top| \odot \hat{W}$  ضرب می‌کند. همچنین  $\sigma_W > 0$  و  $\sigma_{D_M} > 0$  پارامترهای طراحی هستند. اثبات محدودبودن پارامترهای شبکه عصبی با استفاده از رویکرد فوق در [۱۱۲] ارائه شده است. لازم به ذکر است که استفاده از این رویکرد اصلاح-e پایداری مجانبی حلقه بسته را به پایداری UUB تبدیل می‌کند که در آن می‌توان اثبات کرد خطای ردگیری محدود می‌ماند [۱۰۷، ۱۱۱].

## ۲-۲-۳ کنترل کننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر

برای مقایسه رویکرد پیشنهادی این پژوهش برای حلقه داخلی، رویکرد متداول کنترل کننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر (PID)<sup>۱</sup> آبشاری را نیز برای حلقه داخلی طراحی می‌کنیم. ساختار این رویکرد در شکل ۴-۳ نشان داده شده است. در حلقه کنترل وضعیت صرفاً از کنترل کننده تناسبی استفاده شده و در حلقه کنترل نرخ زاویه از کنترل کننده PID استفاده شده است.

بدین ترتیب با توجه به دینامیک دورانی، روابط کنترل کننده وضعیت و نرخ زاویه بر اساس این رویکرد به صورت زیر است:

$$p_d = K_{P_\phi} e_\phi = K_{P_\phi} (\phi_d - \phi), \quad (32-3)$$

$$q_d = K_{P_\theta} e_\theta = K_{P_\theta} (\theta_d - \theta), \quad (33-3)$$

$$r_d = K_{P_\psi} e_\psi = K_{P_\psi} (\psi_d - \psi). \quad (34-3)$$

$$\tau_x = K_{P_p}(p_d - p) + K_{I_p} \int (p_d - p) dt + K_{D_p}(p_d - p), \quad (35-3)$$

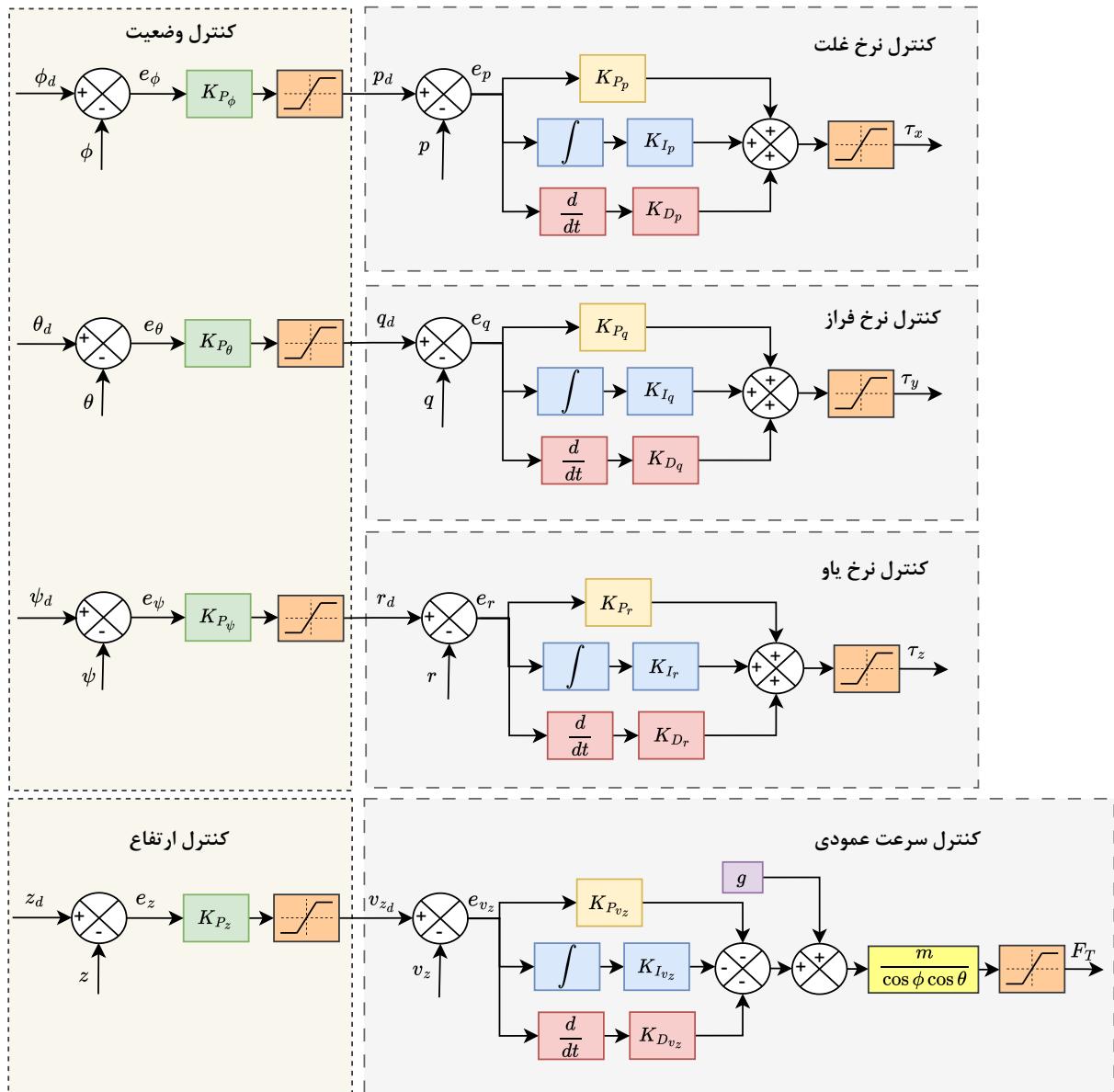
$$\tau_y = K_{P_q}(q_d - q) + K_{I_q} \int (q_d - q) dt + K_{D_q}(q_d - q), \quad (36-3)$$

$$\tau_z = K_{P_r}(r_d - r) + K_{I_r} \int (r_d - r) dt + K_{D_r}(r_d - r), \quad (37-3)$$

که در خروجی هر کدام یکتابع اشباع قرار می‌گیرد تا سیگنال‌ها در بازه معقول قرار بگیرند. علاوه بر آن برای طراحی کنترل ارتفاع در ابتدا سرعت عمودی مطلوب را به صورت زیر با یک کنترل کننده تناسبی بدست می‌آوریم:

$$v_{z_d} = \dot{z}_d = K_{P_z} e_z = K_{P_z} (z_d - z). \quad (38-3)$$

<sup>1</sup>Proportional-Integral-Derivative



شکل ۴-۳: ساختار سامانه کنترل حلقه داخلی با رویکرد تناسبی-انتگرالگیر-مشتقگیر آبشری

برای طراحی کنترل کننده PID برای سرعت عمودی از نمایش نرده‌ای مؤلفه سوم معادله حرکت انتقالی استفاده می‌کنیم:

$$\ddot{z} = \dot{v}_z = -\frac{F_T}{m} \cos \theta \cos \phi + g. \quad (39-3)$$

بدین ترتیب، می‌خواهیم میزان رانش مطلوب را به نحوی بدست آوریم که با تولید شتاب مناسب خطای سرعت عمودی صفر شود. در نتیجه کنترل کننده سرعت عمودی به صورت زیر خواهد بود:

$$F_T = \frac{m}{\cos \phi \cos \theta} \left( g - K_{P_{vz}} e_{vz} - K_{I_{vz}} \int e_{vz} dt - K_{D_{vz}} e_{vz_d} \right), \quad (40-3)$$

که در آن  $e_{vz} = v_{z_d} - v_z$  است.

### ۳-۳ تخصیص کنترل

تخصیص کنترل به عنوان مسئله توزیع کنترل مجازی (فرمان رانش کل و گشتاورهای کنترلی) بین عملگرها تعریف می‌شود [۵۰]. بردار ورودی کنترل را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} f_1 & f_2 & \cdots & f_{N_R} \end{bmatrix}^\top. \quad (41-3)$$

تبديل خطی بین ورودی کنترل و ورودی کنترل مجازی، به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\boldsymbol{\nu} = \mathbf{G}\mathbf{u}, \quad (42-3)$$

که در آن  $\mathbf{G} \in \mathbb{R}^{4 \times N_R}$  ماتریس تخصیص کنترل است.

با توجه به نیروی رانش کل (۱۰۳-۲) و گشتاور روتورها (۱۱۲-۲) و همچنین مدل درجه دوم نیروی رانش (۹۲-۲) و گشتاور پسا (۹۳-۲)، نمایش دقیق‌تر تبدیل خطی ورودی‌های کنترل در رابطه (۴۲-۳) به صورت زیر است:

$$\begin{bmatrix} F_T \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 1 & \cdots & 1 \\ -\ell_1 \sin \beta_1 & -\ell_2 \sin \beta_2 & \cdots & -\ell_{N_R} \sin \beta_{N_R} \\ \ell_1 \cos \beta_1 & \ell_2 \cos \beta_2 & \cdots & \ell_{N_R} \cos \beta_{N_R} \\ -\epsilon_1 \frac{d_s}{b_s} & -\epsilon_2 \frac{d_s}{b_s} & \cdots & -\epsilon_{N_R} \frac{d_s}{b_s} \end{bmatrix}}_{\mathbf{G}} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \vdots \\ f_{N_R} \end{bmatrix}, \quad (43-3)$$

که در آن از ضرایب رانش و گشتاور پسا با مقدار ثابت برای شرایط شناوری (استاتیک) استفاده می‌کنیم.

مسئله تخصیص کنترل پایه به صورت مسئله بهینه‌سازی زیر بیان می‌شود که هدف آن تعیین ورودی‌های کنترل  $\mathbf{u}$  با حداقل کردن تلاش کنترلی است به طوری که قید (۴۲-۳) برقرار باشد :[۶۵]

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{u}} \quad & \|\mathbf{u}\|^2 \\ \text{s.t.} \quad & \boldsymbol{\nu} = \mathbf{G}\mathbf{u}. \end{aligned} \quad (44-3)$$

به سادگی می‌توان نشان داد حل مسئله بهینه‌سازی فوق منجر به محاسبه شبهمعکوس ماتریس تخصیص کنترل است [۴۴]:

$$\mathbf{u} = \mathbf{G}^\top (\mathbf{G}\mathbf{G}^\top)^{-1} \boldsymbol{\nu} = \mathbf{G}^\dagger \boldsymbol{\nu}. \quad (45-3)$$

ماتریس قطری  $L$  که بیانگر ماتریس وزنی مشخص‌کننده سطح کارآیی ( سالم‌بودن ) عملگرها است، را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$L = \text{diag} \left( \begin{bmatrix} \alpha_1 & \alpha_2 & \dots & \alpha_{N_R} \end{bmatrix} \right), \quad (46-3)$$

که در آن  $0 \leq \alpha_j \leq 1$  بیانگر میزان سالم‌بودن عملگر است به طوریکه  $\alpha_j = 0$  بیانگر خرابی کامل عملگر و  $\alpha_j = 1$  بیانگر عملکرد بدون عیب است. همچنین در شرایط  $0 < \alpha_j < 1$  عملگر زام دچار عیب جزئی از دست دادن کارآیی LoE شده است. واضح است که این ضرایب متغیر با زمان هستند.

در برخی از مقالات مشابه [۷۵] برای اعمال اثر عیب، پس از محاسبه ورودی کنترل توسط رابطه (۴۵-۳)، صرفاً معکوس ماتریس  $L$  در آن ضرب می‌شود. در واقع این پاسخ از حداقل کردن  $\|Lu\|^2$  بدست می‌آید. لازم به ذکر است که این رویکرد منجر به اشباع فرمان عملگر آسیب‌دیده و فشار بیشتر روی آن می‌شود. برای مثال اگر فرمان تراتل ۰.۵ برای یک عملگر تولید شده باشد و به علت عیب دچار LoE ۵۰% شده باشد، با این روش فرمان تراتل برابر با ۱ برای آن صادر می‌شود تا بتواند به مقدار مطلوب ۰.۵ برسد. همچنین مشکل دیگر این روش این است که اگر عملگر دچار عیب زیادی شده باشد و عدد کارآیی خیلی کم باشد، استفاده از این روش منجر به فرمان تراتل بیشتر از ۱۰۰% می‌شود.

بر خلاف رویکردهای پیشین، در این پژوهش قصد توسعه یک پومنان تخصیص‌دهنده کنترل پویا را داریم که بر اساس میزان سالم‌بودن عملگرها، تخصیص کنترل به صورت بهینه و پویا انجام شود. بدین ترتیب رابطه تبدیل خطی بین ورودی کنترل و کنترل مجازی<sup>۱</sup> در شرایط کلی وقوع عیب به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\nu = GLu. \quad (47-3)$$

در نتیجه مسئله بهینه‌سازی تخصیص کنترل را به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم:

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{u}} \quad & \|\mathbf{u}\|^2 \\ \text{s.t.} \quad & \nu = GLu. \end{aligned} \quad (48-3)$$

برای حل مسئله فوق از روش ضرایب لاگرانژ<sup>۲</sup> استفاده می‌کنیم. بدین ترتیب لاگرانژین<sup>۳</sup> را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\mathcal{L} = \mathbf{u}^\top \mathbf{u} + \lambda^\top (\nu - GLu). \quad (49-3)$$

<sup>1</sup>Virtual Control

<sup>2</sup>Lagrange Multipliers

<sup>3</sup>Lagrangian

با مشتقگیری از لاگرانژین بدست می‌آید:

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \mathbf{u}} = 2\mathbf{u} - \mathbf{L}^\top \mathbf{G}^\top \boldsymbol{\lambda} = 0, \quad (50-3)$$

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \boldsymbol{\lambda}} = \boldsymbol{\nu} - \mathbf{G}\mathbf{L}\mathbf{u} = 0. \quad (51-3)$$

در نتیجه با توجه به دو رابطه بالا بدست می‌آید:

$$\mathbf{u} = \frac{1}{2}\mathbf{L}^\top \mathbf{G}^\top \boldsymbol{\lambda}, \quad (52-3)$$

$$\boldsymbol{\nu} = \mathbf{G}\mathbf{L}\mathbf{u}. \quad (53-3)$$

با جایگذاری  $\mathbf{u}$  از رابطه (52-3) در رابطه (53-3) بدست می‌آید:

$$\boldsymbol{\nu} = \frac{1}{2}\mathbf{G}\mathbf{L}\mathbf{L}^\top \mathbf{G}^\top \boldsymbol{\lambda} \rightarrow \boldsymbol{\lambda} = 2(\mathbf{G}\mathbf{L}\mathbf{L}^\top \mathbf{G}^\top)^{-1} \boldsymbol{\nu}. \quad (54-3)$$

در نتیجه با جایگذاری  $\boldsymbol{\lambda}$  از معادله (54-3) در (52-3)، جواب مسئله بهینه‌سازی و ورودی بهینه عملگرهای کنترلی به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\mathbf{u} = \mathbf{L}^\top \mathbf{G}^\top (\mathbf{G}\mathbf{L}\mathbf{L}^\top \mathbf{G}^\top)^{-1} \boldsymbol{\nu} = (\mathbf{GL})^\top ((\mathbf{GL})(\mathbf{GL})^\top)^{-1} \boldsymbol{\nu} = \bar{\mathbf{G}}^\dagger \boldsymbol{\nu}, \quad (55-3)$$

که در آن  $\mathbf{GL} = \bar{\mathbf{G}}$  است. لازم به ذکر است که برای اینکه تخصیص کنترل فوق قابل اجرا باشد (معکوس‌پذیری ماتریس) باید حداقل ۴ موتور سالم داشته باشیم ( $\text{rank}(\mathbf{L}) \geq 4$ ) و موقعیت موتورهای سالم به نحوی باشد که امکان تولید فرامین وجود داشته باشد ( $\text{rank}(\mathbf{GL}) = 4$ ). همچنین برای اینکه پرنده بتواند شرایط شناوری و فرود ایمن را اجرا کند، موتورهای سالم باید بتوانند حداقل نسبت رانش به وزن برابر با ۱.۲ (مقدار در نظر گرفته شده در این پژوهش) را تولید کنند که برای وسیله مورد مطالعه در این پژوهش، با فرض اینکه هر روتور بیشینه رانش ۶۳ کیلوگرم تولید کند، باید حداقل ۹ موتور سالم داشته باشیم یا مجموع موتورهای موجود (سالم و با عیب جزئی) بتوانند حداقل ۵۴۰ کیلوگرم نیروی رانش تولید کنند. بدین ترتیب فرضیات فوق در این پژوهش در نظر گرفته می‌شود چراکه در غیر اینصورت امکان کنترل پرنده وجود ندارد و باید از سامانه‌های فرود اضطراری مثل چتر نجات<sup>۱</sup> استفاده کرد.

علاوه بر این، لازم به ذکر است که در تشخیص عیب LoE، یک آستانه تشخیص در نظر گرفته می‌شود که در صورتی که عیب کمتر از این مقدار باشد، خروجی صفر برای مقدار کارآیی عملگر منظور می‌شود که معادل خرابی کامل عملگر است.

$$\bar{\alpha}_j = \begin{cases} 0, & \text{if } \alpha_j \leq \alpha_{th} \\ \alpha_j, & \text{Otherwise} \end{cases}, \quad j = 1, \dots, N_R, \quad (56-3)$$

<sup>1</sup>Parachute

در این پژوهش مقدار  $\alpha_{th} = 0.2$  در نظر گرفته شد. در نتیجه با بازنویسی (۴۶-۳)، رابطه مورد استفاده برای ماتریس کارآیی (سالم بودن) عملگر به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\mathbf{L} = \text{diag} \left( \begin{bmatrix} \bar{\alpha}_1 & \bar{\alpha}_2 & \dots & \bar{\alpha}_{N_R} \end{bmatrix} \right). \quad (57-3)$$

با توجه به اینکه مقدار دقیق سالم بودن عملگرها (ماتریس  $\mathbf{L}$ ) در دسترس نیست، در این پژوهش فرض می‌کنیم یک پومنان تشخیص و شناسایی عیب وجود دارد که عیب LoE هر عملگر را با یک خطای تخمین می‌زنند. با توجه به خطای تخمین عیب برای خروجی پومنان تشخیص و شناسایی عیب داریم:

$$\mathbf{L} = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\delta}_f) \hat{\mathbf{L}}, \quad (58-3)$$

که در آن  $\hat{\mathbf{L}}$  بیانگر تخمین ماتریس سطح سالم بودن عملگر است که توسط پومنان تشخیص و شناسایی عیب تولید شده است. همچنین ماتریس خطای تخمین عیب به صورت زیر است:

$$\boldsymbol{\delta}_f = \text{diag} \left( \begin{bmatrix} \delta_1 & \delta_2 & \dots & \delta_{N_R} \end{bmatrix} \right), \quad (59-3)$$

که در آن  $1 < |\delta_j|$  برای  $j = 1, \dots, N_R$  است. بدین ترتیب، رابطه (۵۵-۳) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\mathbf{u} = \hat{\mathbf{L}}^\top \mathbf{G}^\top \left( \mathbf{G} \hat{\mathbf{L}} \hat{\mathbf{L}}^\top \mathbf{G}^\top \right)^{-1} \boldsymbol{\nu} = \hat{\mathbf{G}}^\dagger \boldsymbol{\nu}, \quad (60-3)$$

که در آن  $\hat{\mathbf{G}} = \mathbf{G} \hat{\mathbf{L}}$  است. در ادامه لازم است اثر تشخیص کنترل را بر قانون کنترل طراحی شده در بخش قبل بررسی کنیم. با تعریف  $\bar{\boldsymbol{\nu}}$  به عنوان نیرو و گشتاورهای تولیدی عملگر در مدل واقعی و با توجه به قطری بودن ماتریس خطای تخمین عیب، داریم:

$$\begin{aligned} \bar{\boldsymbol{\nu}} &= \mathbf{G} \mathbf{L} \mathbf{u} + \boldsymbol{\delta}_\nu(\boldsymbol{\nu}) + \mathbf{d}_\nu(t) \\ &= \mathbf{G} (\mathbf{I} - \boldsymbol{\delta}_f) \hat{\mathbf{L}} \hat{\mathbf{L}}^\top \mathbf{G}^\top \left( \mathbf{G} \hat{\mathbf{L}} \hat{\mathbf{L}}^\top \mathbf{G}^\top \right)^{-1} \boldsymbol{\nu} + \boldsymbol{\delta}_\nu(\boldsymbol{\nu}) + \mathbf{d}_\nu(t) \\ &= \boldsymbol{\nu} - \mathbf{G} \boldsymbol{\delta}_f \hat{\mathbf{L}} \hat{\mathbf{L}}^\top \mathbf{G}^\top \left( \mathbf{G} \hat{\mathbf{L}} \hat{\mathbf{L}}^\top \mathbf{G}^\top \right)^{-1} \boldsymbol{\nu} + \boldsymbol{\delta}_\nu(\boldsymbol{\nu}) + \mathbf{d}_\nu(t) \\ &= \boldsymbol{\nu} - \boldsymbol{\delta}_f \boldsymbol{\nu} + \boldsymbol{\delta}_\nu(\boldsymbol{\nu}) + \mathbf{d}_\nu(t) \\ &= \boldsymbol{\nu} + \Delta_\nu(\boldsymbol{\nu}) + \mathbf{d}'_\nu(t), \end{aligned} \quad (61-3)$$

که در آن  $\Delta_\nu(\boldsymbol{\nu})$  همان فرمان تولیدی توسط کنترل کننده (پس از اعمال تابع اشباع) است و عبارت‌های  $\boldsymbol{\delta}_\nu$  و  $\mathbf{d}_\nu$  به علت وجود عدم قطعیت در ماتریس  $\mathbf{G}$  (ثابت بودن ضرایب رانش و گشتاور پسا) و همچنین در تولید فرمان  $\mathbf{u}$  توسط عملگر در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که  $\|\boldsymbol{\delta}_\nu\| \leq \epsilon_\nu$  و با توجه

به محدودبودن خطای تشخیص عیب،  $\epsilon_f \leq \|\delta_f\| \nu$  است. در نتیجه عدم قطعیت  $(\nu), \Delta$  محدود می‌ماند. در ادامه معادله (۶۱-۳) را در حضور تخصیص کنترل به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم:

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\bar{\nu} + \Delta_1(\mathcal{X}, \nu) + \mathbf{d}_1(t). \quad (62-3)$$

رابطه (۶۲-۳) را به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم:

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\nu + \mathbf{B}(\mathbf{x})(\bar{\nu} - \nu) + \Delta_1(\mathcal{X}, \nu) + \mathbf{d}_1(t). \quad (63-3)$$

با جایگذاری رابطه (۶۱-۳) در رابطه (۶۲-۳) بدست می‌آید:

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\nu + \mathbf{B}(\mathbf{x})\Delta_\nu(\nu) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{d}'_\nu(t) + \Delta_1(\mathcal{X}, \nu) + \mathbf{d}_1(t). \quad (64-3)$$

بدین ترتیب با تعریف  $\mathbf{d}(t) = \mathbf{d}_1(t) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{d}'_\nu(t)$  و  $\Delta(\mathcal{X}, \nu) = \Delta_1(\mathcal{X}, \nu) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\Delta_\nu(\nu)$  همان رابطه (۱-۳) می‌رسیم. به عبارت دیگر، در نهایت عدم قطعیت‌های ناشی از تخصیص کنترل در مدل واقعی توسط رویکرد کنترل عصبی تطبیقی با رویتگر اغتشاش جبران می‌شود.

پس از محاسبه بردار ورودی کنترل از رابطه (۴۰-۳)، رانش مطلوب هر موتور باید بین حداقل و حداکثر رانش موتور قرار بگیرد. در نتیجه یکتابع اشباع روی نیروی رانش خروجی تخصیص کنترل در نظر می‌گیریم:

$$f_{j,sat} = G_{f,sat}(f_j) = \begin{cases} F_{max} & f_j \geq F_{max} \\ f_j & F_{min} < f_j < F_{max}, \quad j = 1, \dots, N_R. \\ F_{min} & f_j \leq F_{min} \end{cases} \quad (65-3)$$

لازم به ذکر است که مسئله تخصیص کنترل (۴۸-۳) یک مسئله بهینه‌سازی نامقید است. در شرایطی که تعداد زیادی از موتورها از دست بود یا مانور شدیدی فرمان داده شود، عملگرها دچار اشباع می‌شوند و اگر فرمان به درستی تخصیص نشود و صرفا تابع اشباع روی خروجی تخصیص کنترل اعمال شود لزوماً فرمان مطلوب به عملگرها داده نمی‌شود. در نتیجه همانطور که در پیشینه پژوهش بررسی شد روش‌های مختلفی برای حل این مشکل و حل مسئله بهینه‌سازی مقید توسعه داده شدند.

در این پژوهش قصد داریم روش [۶۵] را برای تخصیص کنترل پویا با تخمین ضریب کارآیی توسعه دهیم. ایده‌ی اصلی در این روش این است که ابتدا با استفاده از شبه‌وارون یک تخمین اولیه از فرمان‌های موردنیاز عملگرها محاسبه می‌شود. سپس در صورت اشباع شدن برخی عملگرها، آن‌ها از فضای حل خارج می‌شوند و مجدداً با استفاده از شبه‌وارون کاهش یافته، فرمان‌های جدیدی

برای عملگرهای باقی مانده محاسبه می‌گردد. این روند تا زمانی ادامه پیدا می‌کند که یا تمام فرمان‌ها در بازه‌ی مجاز خود قرار گیرند، یا دیگر امکان افزایش فرمان وجود نداشته باشد. در هر مرحله، جهت بردار کنترلی حفظ می‌شود و بنابراین از انحراف‌های ناخواسته در حرکت جلوگیری می‌شود.

در ابتدا مجموعه دست‌یافته<sup>۱</sup> ورودی کنترل را (با فرض مشابه بودن عملگرهای) به صورت زیر

تعریف می‌کنیم:

$$\bar{\mathbf{U}} := \{\mathbf{u} \in \mathbb{R}^{N_R} | \forall i \in \mathbf{N} : F_{min} \leq u_i \leq F_{max}\} \subset \mathbb{R}^{N_R}, \quad (66-3)$$

که در آن  $\mathbf{N} := \{i \in \mathbb{N} | i \leq N_R\}$  مجموعه شاخص<sup>۲</sup> تمام عملگرهای است. علاوه بر این، حجم کنترل فیزیکی<sup>۳</sup>  $D_{cv}$  به عنوان مجموعه محدب قابل دسترس در فرمان  $\nu$  تعریف می‌شود:

$$D_{cv} = \{\nu \in \mathbb{R}^4 | \nu = \mathbf{GLu} \wedge \mathbf{u} \in \bar{\mathbf{U}}\} \subset \mathbb{R}^4. \quad (67-3)$$

در این رویکرد به دلیل پیچیدگی و جفت‌شدنگی بین محدودیت‌های عناصر بردار کنترل مجازی، بررسی اینکه آیا فرمان در فضای کنترل فیزیکی قرار دارد یا نه دشوار است، فرمان کنترل به دو بخش قابل اعمال و قابل مقیاس تقسیم می‌شود:

$$\nu = \nu_0 + c\nu_\Delta, \quad (68-3)$$

که در آن  $\nu_0$  ورودی کنترل تعادلی (در این پژوهش معادل نیروی رانش برابر با وزن و بقیه گشتاورها برابر صفر)،  $c \leq 0$  بیانگر ضریب مقیاس‌پذیری که تعیین می‌کند چقدر از خواسته‌ی شتاب‌دهنده را با توجه به محدودیت عملگرهای می‌توان اعمال کرد و  $\nu = \nu_0 + c\nu_\Delta$  بیانگر فرمان کنترل شتاب‌دهنده است. بدین ترتیب بر اساس رویکرد پیشنهادی هدف پیدا کردن بیشینه مقدار  $c$  است که بیشترین مقدار شتاب مطلوب  $\Delta$  قابل دسترسی باشد [۶۵]. در نتیجه مسئله تخصیص کنترل پویای مقید را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{u}} &= \underset{\mathbf{u} \in \bar{\mathbf{U}}}{\operatorname{argmax}} \\ \text{s.t. } \mathbf{GLu} &= \nu_0 + c\nu_\Delta, \\ c &\in [0, 1]. \end{aligned} \quad (69-3)$$

که در آن  $\tilde{\mathbf{u}}$  ورودی کنترل بیشینه چابکی است. در ادامه یک مجموعه شاخص عملگر کاهش یافته تعریف می‌شود که بعد از هر مرحله تکرار شاخص عملگری که اشباع شده از آن حذف می‌شود:

$$\mathbf{N}_\epsilon(1) = \mathbf{N}, \quad (70-3)$$

$$\mathbf{N}_\epsilon(k) = \mathbf{N}_\epsilon(k-1) \setminus i_\star(k-1).$$

<sup>1</sup>Feasible Set

<sup>2</sup>Index

<sup>3</sup>Physical Control Volume

علاوه بر این، ماتریس تخصیص کنترل کاهش یافته در هر مرحله با صفر کردن (حذف) ستون مربوط به عملگرهای اشباع شده بدست می‌آید:

$$\hat{\mathbf{G}}_\epsilon(1) = \mathbf{G}\hat{\mathbf{L}},$$

$$\forall j \leq 4, \forall i \leq N_R : \hat{g}_{ij,\epsilon}(k) = \begin{cases} 0, & \text{if } i = i_*(k-1), \\ \hat{g}_{ij,\epsilon}(k-1), & \text{else.} \end{cases} \quad (71-3)$$

در نتیجه ماتریس شبهمعکوس کاهش یافته عملگرهای اشباع نشده به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\hat{\mathbf{G}}_\epsilon^\dagger(k) = \hat{\mathbf{G}}_\epsilon^\top(k)(\hat{\mathbf{G}}_\epsilon(k)\mathbf{G}_\epsilon^\top(k))^{-1}, \quad (72-3)$$

که شرط وجود معکوس فوق  $\text{rank}(\hat{\mathbf{G}}_\epsilon) = 4$  است. البته در پیاده‌سازی می‌توان از تجزیه مقادیر تکین (SVD)<sup>۱</sup> استفاده کرد که در واقع با روش شبهمعکوس مور-پنزو<sup>۲</sup> محاسبه معکوس انجام می‌شود.

در ادامه پارامترهای زیر را که با اعمال شبهمعکوس بر (۶۸-۳) بدست می‌آید، تعریف می‌کنیم:

$$\mathbf{u}(0) = \hat{\mathbf{G}}^\dagger \boldsymbol{\nu}_0, \quad (73-3)$$

$$\mathbf{u}_\Delta(k) = \hat{\mathbf{G}}_\epsilon^\dagger(k) \boldsymbol{\nu}_\Delta. \quad (74-3)$$

در این روش مقدار  $c$  به صورت پله‌ای با گام  $d$  زیاد می‌شود:

$$c(k) = \sum_{j=1}^k d(j). \quad (75-3)$$

در ادامه  $d_{\max}$  را بیشترین مقدار ممکن از  $d(k)$  در نظر می‌گیریم که اولین عملگر از میان عملگرهای باقیمانده در مرحله‌ی تکرار  $k$  به حد آستانه‌ی خود برسد. در ادامه برای هر عملگر  $i$  که هنوز اشباع نشده ( $i \in \mathbf{N}_\epsilon$ )، بیشترین مقدار افزایشی  $d_i(k)$  را حساب می‌کنیم که فرمان آن هنوز در بازه مجاز باقی بماند. سپس از بین این مقادیر، کمترین مقدار را به عنوان  $d_{\max}(k)$  انتخاب می‌کنیم. برای این‌کار به روزرسانی فرمان کنترل را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\mathbf{u}(k) = \mathbf{u}(k-1) + d(k)\mathbf{u}_\Delta(k). \quad (76-3)$$

با توجه به اینکه باید محدوده ورودی کنترل عملگرهای رعایت شود، برای هر عملگر می‌توان نوشت:

$$F_{\min} \leq u_i(k) \leq F_{\max},$$

$$F_{\min} \leq u_i(k-1) + d(k)u_{\Delta,i}(k) \leq F_{\max}, \quad (77-3)$$

$$F_{\min} - u_i(k-1) \leq d(k)u_{\Delta,i}(k) \leq F_{\max} - u_i(k-1).$$

<sup>1</sup>Singular Value Decomposition

<sup>2</sup>Moore-Penrose pseudoinverse

در نتیجه عملگر محدودکننده  $i_*$  دارای کوچکترین کران بالا  $\bar{d}_i$  است که به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$i_*(k), d_{\max}(k) = \operatorname{argmin}_{i \in \mathbf{N}_\epsilon(k), \bar{d}_i(k)} (\bar{d}_i(k))$$

$$\bar{d}_i(k) = \begin{cases} \frac{F_{\max} - u_i(k-1)}{u_{\Delta,i}(k)}, & \text{if } u_{\Delta,i}(k) > 0 \\ \frac{F_{\min} - u_i(k-1)}{u_{\Delta,i}(k)}, & \text{if } u_{\Delta,i}(k) < 0 \\ \text{not defined,} & \text{else,} \end{cases} \quad (78-3)$$

که در آن عملگر  $i_*$  عملگری است که با این کمترین مقدار، اولین عملگری است که در صورت ادامه افزایش  $c$ ، اشباع می‌شود. علاوه بر این، برای حالت خاص  $0 = u_{\Delta,i}(k)$  عملگر  $i$  ام بیشینه افزایش  $d_{\max}$  را محدود نمی‌کند.

لازم به ذکر است که برای بیشینه کردن  $c$  ضمن در نظر گرفتن محدوده آن، مقدار افزایش باید به نحوه‌ای باشد که  $1 \leq c$  باشد. در نتیجه داریم:

$$d(k) = \begin{cases} 1 - c(k-1), & \text{if } d_{\max} > 1 - c(k-1) \\ d_{\max}, & \text{else.} \end{cases} \quad (79-3)$$

بدین ترتیب زمانی که  $d_{\max}$  مقداری بدست آید که منجر به  $1 = c(k-1)$  شود الگوریتم همگرا شده و متوقف می‌شود. یا در غیر این صورت در نهایتاً  $N_R$  مرحله بیشینه مقدار  $c$  بدست آمده و الگوریتم متوقف می‌شود. بدین ترتیب الگوریتم توسعه داده شده بر اساس ERP برای تخصیص کنترل پویا ضمن در نظر گرفتن محدودیت عملگرها را الگوریتم شبهمعکوس با توزیع شده دقیق بهبودیافته (IERP)<sup>1</sup> می‌نامیم که در الگوریتم <sup>1</sup> نشان داده شده است.

در ادامه مسئله اشباع فرامین عملگرها در خروجی تخصیص کنترل را بررسی می‌کنیم. با توجه به اینکه بیشینه رانش موتورها  $N_{\max} = 621$  است و حرکت تاکسی هوایی دارای مانور<sup>2</sup> شدیدی نیست که منجر به بزرگ شدن گشتاورهای کنترلی شود، عملگرها حتی در صورت وقوع چندین عیب اشباع نمی‌شوند و در حالتی که اشباع صورت نگیرد جواب روش شبهمعکوس معمولی و رویکرد IERP یکسان است. بدین ترتیب برای نشان دادن اثر تخصیص کنترل در حضور اشباع با رویکرد IERP بیشینه رانش موتور را  $N_{\max} = 350$  در نظر می‌گیریم. بدین ترتیب ماتریس  $L$  به صورت زیر در نظر گرفته شد:

$$L = \operatorname{diag}([0, 1, 0, 1, 1, 0.5, 0, 1, 1, 0, 1, 1, 0, 1, 1, 0.5, 0]). \quad (80-3)$$

<sup>1</sup>Improved Exact Redistributed Pseudoinverse

<sup>2</sup>Maneuver

**الگوریتم ۱ شبکه‌وارون بازنمایی شده دقیق بهبودیافته (IERP)**

ورودی: بردار کنترل مجازی  $\nu$ ، بردار کنترل مجازی تعادلی  $\nu_0$ ، ماتریس تخصیص کنترل  $G$ ، تخمین ماتریس سالم بودن عملگر  $\hat{L}$ ، محدودیت عملگرها  $F_{\min}, F_{\max}$ .

خروجی: بردار ورودی کنترل عملگرها  $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{u}(k)$ .

۱: مقداردهی اولیه:  $\hat{G}_\epsilon(1) \leftarrow \hat{G}$ ,  $\hat{G} \leftarrow G\hat{L}$ ,  $N_\epsilon(1) \leftarrow N$ ,  $c(0) \leftarrow 0$ ,  $k \leftarrow 1$

$$\cdot \nu_\Delta \leftarrow \nu - \nu_0 : ۲$$

(۷۲-۳، ۷۳-۳) ۳: محاسبه  $\mathbf{u}(0)$ .

۴: تا وقتی  $c(k-1) < 1$

$$\cdot \hat{G}_\epsilon^\dagger(k) : ۵$$

(۷۲-۳) ۶: محاسبه  $\mathbf{u}_\Delta(k)$ .

(۷۹-۳، ۷۸-۳) ۷: محاسبه  $d(k)$  و  $\bar{d}_i(k)$ .

(۷۰-۳، ۷۶-۳) ۸: بهروزرسانی  $\mathbf{u}(k)$  و  $c(k)$ .

$$\cdot k \leftarrow k + 1 : ۹$$

(۷۰-۳، ۷۱-۳) ۱۰: بهروزرسانی  $\hat{G}_\epsilon(k)$  و  $N_\epsilon(k)$ .

۱۱:  $\mathbf{u}(k)$  را برگردان

خروجی فرامین کنترلی عملگرها به ازای ورودی کنترل مجازی  $\nu = [3300, -100, 50, 70]^\top$  و  $\nu_0 = [mg, 0, 0, 0]^\top$  برای دو روش شبکه‌معکوس معمولی و IERP (با گردکردن اعداد) به صورت زیر است:

$$\mathbf{u}_P = [0, 266, 0, 122, 466, 7, 0, 48, 527, 192, 0, 301, 638, 0, 504, 89, 284, 0] \quad (۸۱-۳)$$

$$\mathbf{u}_{IERP} = [0, 350, 0, 284, 350, 90, 0, 170, 350, 263, 0, 350, 350, 0, 350, 216, 350, 0] \quad (۸۲-۳)$$

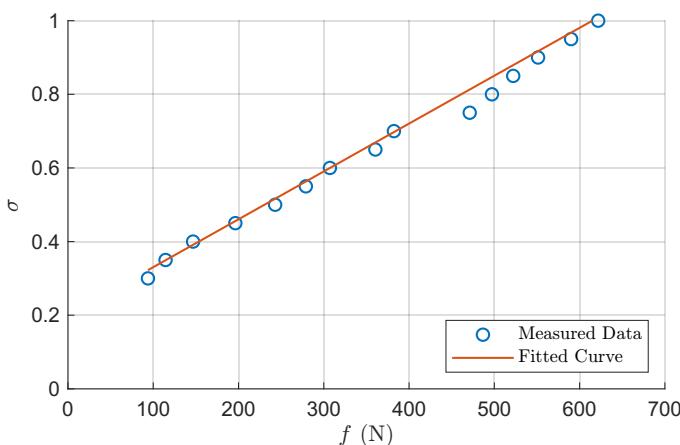
که خروجی روش شبکه‌معکوس معمولی از تابع اشباع رد می‌شود تا محدوده عملگرها رعایت شود اما خروجی رویکرد IERP محدوده را رعایت نموده است. علاوه بر این، نرم خطای تخصیص کنترل  $\|\mathbf{GLu} - \nu\|$  برای روش شبکه‌معکوس معمولی و IERP به ترتیب برابر با ۷۸۳.۸ و ۷۸.۲ است که نشان‌دهنده عملکرد بهتر روش IERP در توزیع دقیق کنترل مجازی به عملگرهاست.

در انتها پس از تولید فرامین کنترل باید نیروی رانش فرمان تبدیل به سیگنال PWM شود تا بتوان به موتورها اعمال کرد. برای ساخت سیگنال PWM نیاز به تولید فرمان ترائل است که با برازش

داده‌های ترائل و نیروی رانش از جدول ۱-۲ منحنی زیر بدست می‌آید:

$$\sigma = 0.0013f + 0.2005. \quad (83-3)$$

همچنین کیفیت برازش در شکل ۳-۵ نشان داده شده است.



شکل ۳-۵: برازش منحنی ترائل بر حسب نیروی رانش

لازم به ذکر است که با توجه به اینکه رابطه (۸۳-۳) بر اساس داده‌های شرایط استاتیک بدست آمده، در شبیه‌سازی ما که فرمان ترائل به مدل دینامیکی موتور وارد شده و سپس سرعت چرخش بدست آمده در مدل دقیق‌تری از نیروی روتور کهتابع سرعت جریان است استفاده می‌شود، به عنوان یک تقریب عمل می‌کند و این رابطه خود دارای عدم قطعیت است.

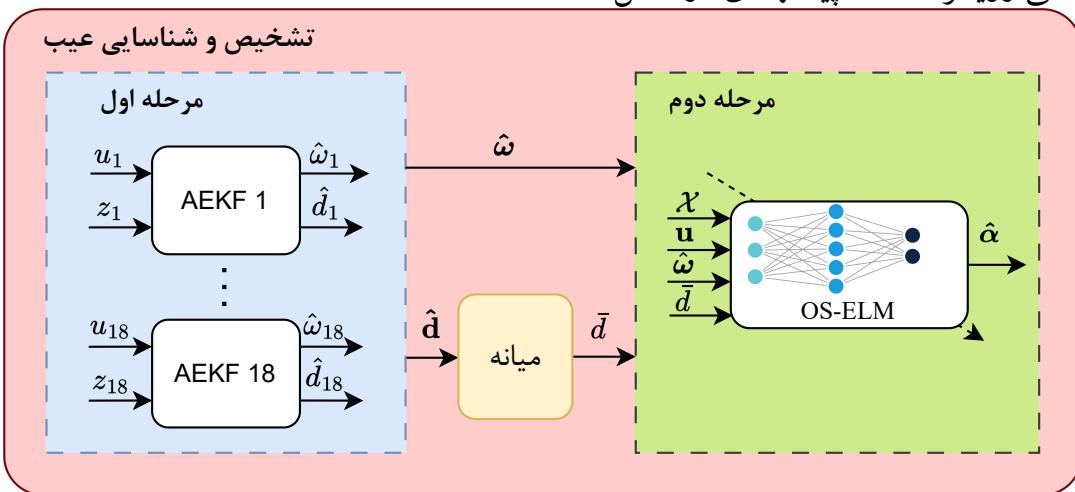
## ۴-۳ الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب

در بخش قبل الگوریتم تشخیص کنترل پویا توسعه داده شد که برای عملکرد آن نیاز به تشخیص و شناسایی عیب، به ویژه تخمین ضریب کارآیی هر عملگر داریم. برای تشخیص و شناسایی عیب عملگر در چندپره روش‌های مختلفی در مقدمه کنترل سامانه‌های حساس به ایمنی و پیشینه پژوهش در پیشینه پژوهش معرفی و بررسی شد. رویکردهای پیشین که اکثر آن‌ها متکی بر اندازه‌گیری‌های اینرسی (شتاب، وضعیت و نرخ زاویه) برای تعیین عیب عملگرها هستند، برای سامانه تحت بررسی که دارای تعداد بالای عملگر است، جواب‌گو نیستند. از این‌رو، در این پژوهش نیاز است فرض اندازه‌گیری سرعت چرخش موتورها نیز اضافه شود تا با این اطلاعات بتوان به صورت دقیق مقدار ضریب کارآیی هر عملگر را تخمین زد.

علاوه بر این، یکی از مشکلاتی که در رویکردهای پیشین برای شناسایی و تخمین عیب عملگرها مشاهده شد این است که برخی از روش‌ها صرفا سالم یا خراب بودن عملگر را تعیین می‌کنند و

مقدار دقیق ضریب کارآیی را فراهم نمی‌کند که بتوان از آن در تخصیص کنترل پویا استفاده کرد. مشکل دوم این است که برخی از رویکردها صرفاً توانایی تشخیص یک عیب را در هر لحظه دارند و برای عیوب هم‌زمان قابل استفاده نیستند. علاوه بر این، بسیاری از پژوهش‌ها اثرات آیرودینامیکی و اغتشاشات خارجی را در مدل وسیله در نظر نمی‌گیرند که منجر به عدم عملکرد مطلوب روش در شرایط واقعی می‌شود.

در این پژوهش یک ساختار تشخیص و شناسایی عیب دو مرحله‌ای ارائه می‌شود که این چالش‌ها را برطرف کند و مقدار ضریب کارآیی عملگرها را در حضور اغتشاشات با دقت بالا تخمین بزند. در مرحله اول یک مجموعه فیلتر کالمون توسعه‌یافته تطبیقی (AEKF)<sup>۱</sup> که در [۱۱۳] معرفی شده برای دینامیک هر عملگر توسعه داده شد. ورودی هر بلوک AEKF شامل ورودی کنترل (PWM) و سرعت چرخش اندازه‌گیری شده و خروجی آن سرعت چرخش و ضریب گشتاور پسای تخمین زده شده است. از آنجایی که ضریب گشتاور پس از دلیل اغتشاشات آیرودینامیکی تغییر می‌کند، تخمین این ضریب مهم است؛ در غیر این صورت، تخمین عیب کارآیی عملگر نادرست می‌شود. ساختار کلی رویکرد FDD پیشنهادی در شکل ۶-۳ نشان داده شده است.



شکل ۶-۳: نمای کلی رویکرد تشخیص و شناسایی عیب پیشنهادی

دینامیک عملگر بر اساس (۱۲۱-۲) با تعریف  $\mathbf{x}_m = [\omega \ d]^\top$  به صورت زیر در نظر گرفته شد:

$$\dot{\mathbf{x}}_m = \begin{bmatrix} -k_1 x_1 - k_2 x_2 x_1^2 + k_3 I_m \\ 0 \end{bmatrix} = \mathbf{f}_m(\mathbf{x}, I_m). \quad (۸۴-۳)$$

همچنین ژاکوبین<sup>۲</sup> متناظر با آن برای توسعه فیلتر کالمون توسعه‌یافته به صورت زیر است:

$$\mathbf{F}_m = \begin{bmatrix} -k_1 - 2k_2 x_2 x_1 & -k_2 x_1^2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (۸۵-۳)$$

<sup>1</sup>Adaptive Extended Kalman Filter

<sup>2</sup>Jacobian

با گسسته‌سازی، مدل مورد استفاده در AEKF به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\mathbf{x}_m(k+1) = \mathbf{F}_d(\mathbf{x}_m(k))\mathbf{x}_m(k) + \mathbf{w}(k), \quad (86-3)$$

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}_m(k)) + \mathbf{v}(k) = \mathbf{H}\mathbf{x}_m(k) + \mathbf{v}(k), \quad (87-3)$$

که در آن  $\mathbf{w}(k)$  و  $\mathbf{v}(k)$  به ترتیب بیانگر توالی‌های ناوابسته از نویز سفید گوسی با میانگین صفر و کوواریانس<sup>۱</sup>  $\mathbf{R}(k)$  و  $\mathbf{Q}(k)$  هستند. این نویزها به ترتیب بیانگر نویز فرآیند و نویز اندازه‌گیری هستند.

روابط AEKF به صورت زیر است [۱۱۳]:

$$\mathbf{d}(k) = \mathbf{z}(k) - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_m^-(k)), \quad (88-3)$$

$$\mathbf{K}(k) = \mathbf{P}^-(k)\mathbf{H}_k^\top [\mathbf{H}(k)\mathbf{P}^-(k)\mathbf{H}^\top(k) + \mathbf{R}(k-1)]^{-1}, \quad (89-3)$$

$$\boldsymbol{\epsilon}(k) = \mathbf{z}(k) - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_m^+(k)), \quad (90-3)$$

$$\mathbf{R}(k) = \lambda_m \mathbf{R}(k-1) + (1-\lambda_m)(\boldsymbol{\epsilon}(k)\boldsymbol{\epsilon}^\top(k) + \mathbf{H}(k)\mathbf{P}^-(k)\mathbf{H}^\top(k)), \quad (91-3)$$

$$\mathbf{Q}(k) = \lambda_m \mathbf{Q}(k-1) + (1-\lambda_m)(\mathbf{K}(k)\mathbf{d}(k)\mathbf{d}^\top(k)\mathbf{K}^\top(k)), \quad (92-3)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_m^+(k) = \hat{\mathbf{x}}_m^-(k) + \mathbf{K}(k)\mathbf{d}(k), \quad (93-3)$$

$$\mathbf{P}^+(k) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k))\mathbf{P}^-(k)(\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k))^\top + \mathbf{K}(k)\mathbf{R}(k)\mathbf{K}(k)^\top. \quad (94-3)$$

لازم به ذکر است که در به روزرسانی ماتریس کوواریانس خطأ (۹۴-۳) از رویکرد جوزف<sup>۲</sup> [۱۱۴] به جای رویکرد متداول استفاده کردیم که دقت و پایداری بیشتری دارد. مزیت استفاده از فیلتر کالمن تطبیقی این است که بر اساس خطاهای تخمین نوآوری (۸۸-۳) و باقیمانده (۹۰-۳)، ماتریس‌های کوواریانس  $\mathbf{Q}$  و  $\mathbf{R}$  را به صورت خودکار طبق (۹۲-۳) و (۹۱-۳) با یک ضریب فراموشی به روزرسانی می‌کند. نوآوری  $(k)\mathbf{d}$  به دلیل اینکه خطأ و عدم قطعیت در مرحله پیش‌بینی را بازتاب می‌کند در به روزرسانی  $(k)\mathbf{Q}$  و باقیمانده  $(k)\boldsymbol{\epsilon}$  به دلیل اینکه خطأ در مرحله اصلاح را بازتاب می‌کند در به روزرسانی  $(k)\mathbf{R}$  استفاده می‌شود. به کمک این قابلیت می‌توان اثرات اغتشاشات و نامعینی مدل را کاهش داد و تخمین دقیق‌تری از متغیرهای حالت داشت.

با توجه به اینکه اثر پدیده‌های جوی مثل باد روی اکثر عملگرها مشابه است (با صرف نظر از اثرات ناشی از نرخ چرخش وسیله)، می‌توان گفت در حالت بدون عیب در دینامیک موتور بهره مشابهی از  $\omega^2$  دارند که با  $k_2 d\alpha$  نشان داده می‌شود. بدین ترتیب، در رویکرد پیشنهادی میانه تمام مقادیر  $d$  تخمین زده شده برای عملگرها را محاسبه می‌کنیم و سپس مقادیری که فاصله زیادی از میانه این اعداد دارند و بیانگر وقوع عیب هستند ( $1 \neq \alpha$ ) را حذف می‌کنیم. سپس با محاسبه میانه مقادیر

<sup>1</sup>Covariance

<sup>2</sup>Joseph

تخمین زده شده  $d$  می‌توانیم یک ضریب معادل  $\bar{d}$  را بدست آوریم که عملاً اثرات اغتشاش را از عیب جدا می‌کند.

در مرحله دوم، یک الگوریتم یادگیری ماشین افراطی ترتیبی برخط (OS-ELM)<sup>۱</sup> برای تخمین ضرایب کارآیی عملگرها به صورت همزمان توسعه داده می‌شود. OS-ELM اولین بار در [۱۰۶] معرفی شد و در [۷۵]<sup>۲</sup> یک نسخه تعمیم‌یافته آن برای سامانه‌های چندپردازی-چندخروجی ارائه شد. در این رویکرد یک شبکه تک لایه در نظر گرفته می‌شود که وزن‌های آن به کمک رویکرد حداقل مربعات بازگشتی (RLS)<sup>۳</sup> (با ضریب فراموشی) به صورت برخط به روزرسانی می‌شود. برای طراحی OS-ELM در مرحله دوم، از مدل نامی دینامیک حلقه داخلی و سیله و دینامیک موتور استفاده می‌کنیم. بنابراین، می‌توانیم مدل مربوطه را به صورت زیر نمایش دهیم:

$$\bar{\mathbf{y}} = \mathbf{M}^\top \boldsymbol{\alpha}, \quad (95-3)$$

که در آن

$$\bar{\mathbf{y}} = \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{x}} - \mathbf{F}(\dot{\mathbf{x}}) \\ \dot{\omega} + k_1\omega - k_3\mathbf{I}_m \end{bmatrix}, \quad (96-3)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{G} \operatorname{diag}(\mathbf{u}_c) \\ -k_2 \operatorname{diag}([\omega_1^2, \dots, \omega_{N_R}^2]) \end{bmatrix}. \quad (97-3)$$

در این رویکرد بردار  $\bar{\mathbf{y}}$  و ماتریس  $\mathbf{M}$  معلوم هستند و هدف تخمین بردار مجهول  $\boldsymbol{\alpha}$  است. لازم به ذکر است که  $\ddot{\mathbf{x}}$  و  $\dot{\omega}$  با توجه به داشتن  $\dot{\mathbf{x}}$  و  $\omega$  از طریق اندازه‌گیری و تقریب مشتق با توجه به رابطه اویلر<sup>۴</sup> قابل محاسبه‌اند:

$$\ddot{\mathbf{x}}(k) \approx \frac{\dot{\mathbf{x}}(k) - \dot{\mathbf{x}}(k-1)}{T_s}, \quad (98-3)$$

$$\dot{\omega}(k) \approx \frac{\omega(k) - \omega(k-1)}{T_s}. \quad (99-3)$$

از استخراج مجدد روابط مربوط به OS-ELM در این پژوهش خودداری می‌کنیم و طبق [۷۵]<sup>۵</sup> روابط بازگشتی مربوط به این روش در حالت تعمیم‌یافته به صورت زیر است:

$$\hat{\boldsymbol{\alpha}}(k) = \hat{\boldsymbol{\alpha}}(k-1) + \mathbf{N}(k)\mathbf{M}(k) (\bar{\mathbf{y}}(k) - \mathbf{M}^\top(k)\hat{\boldsymbol{\alpha}}(k-1)), \quad (100-3)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{N}(k) &= \frac{\mathbf{N}(k-1)}{\lambda_f} \\ &- \frac{\mathbf{N}(k-1)}{\lambda_f} \mathbf{M}(k) (\lambda_f \mathbf{I} + \mathbf{M}^\top(k)\mathbf{N}(k-1)\mathbf{M}(k))^{-1} \mathbf{M}^\top(k)\mathbf{N}(k-1), \end{aligned} \quad (101-3)$$

<sup>1</sup>Online Sequential-Extreme Learning Machine

<sup>2</sup>Recursive Least Squares

<sup>3</sup>Euler

که در آن  $\hat{\alpha}$  نشان‌دهنده ضرایب کارآیی تخمین زده شده و  $1 \leq \lambda_f < 0$  بیان‌گر ضریب فراموشی است.  
بدین ترتیب، بردار کارآیی عملگرها  $\alpha$  طبق الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب پیشنهادی ۲ قابل تخمین است.

## الگوریتم ۲ الگوریتم تشخیص و شناسایی عیب پیشنهادی

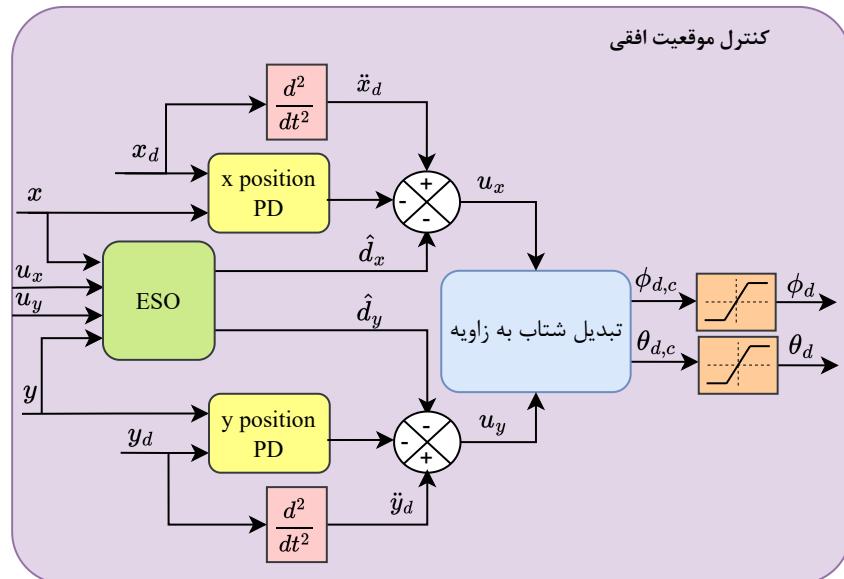
۱: مقداردهی اولیه:

- ۲: تعیین مقادیر اولیه  $\hat{\mathbf{x}}_m^+(0)$  و  $\mathbf{P}^+(0)$ .
- ۳: تعیین مقادیر اولیه  $\mathbf{Q}(0)$  و  $\mathbf{R}(0)$ .
- ۴: تعیین مقدار اولیه  $\mathbf{N}(0)$ .
- ۵: انتخاب ضرایب فراموشی  $\lambda_m$  و  $\lambda_f$ .
- ۶: به ازای هر گام زمانی  $k$ :
- ۷: به ازای هر موتور  $j$ :
- ۸: مرحله پیش‌بینی:
- ۹:  $\hat{\mathbf{x}}_m^-(k) \leftarrow \hat{\mathbf{x}}_m^+(k-1) + T_s \mathbf{f}_m(\hat{\mathbf{x}}_m^+(k-1), I_m(k-1))$
- ۱۰:  $\mathbf{P}^-(k) \leftarrow \mathbf{F}_d(k-1) \mathbf{P}^+(k-1) \mathbf{F}_{d,m}^\top(k-1) + \mathbf{Q}(k-1)$
- ۱۱: مرحله اصلاح:
- ۱۲: محاسبه بهره  $\mathbf{K}(k)$ .
- ۱۳: محاسبه نوآوری  $\mathbf{d}(k)$ .
- ۱۴: بهروزرسانی تخمین  $\hat{\mathbf{x}}_m^+(k)$ .
- ۱۵: بهروزرسانی کوواریانس  $\mathbf{P}^+(k)$ .
- ۱۶: محاسبه باقیمانده  $\epsilon(k)$ .
- ۱۷: بهروزرسانی کوواریانس نویز اندازه‌گیری  $\mathbf{R}(k)$ .
- ۱۸: بهروزرسانی کوواریانس نویز فرآیند  $\mathbf{Q}(k)$ .
- ۱۹: محاسبه  $\bar{d}$ .
- ۲۰: محاسبه  $\bar{\mathbf{y}}(k)$ ,  $\mathbf{M}(k)$ .
- ۲۱: بهروزرسانی  $\mathbf{N}(k)$ .
- ۲۲: بهروزرسانی  $\hat{\alpha}(k)$ .

## ۵-۳ کنترل موقعیت افقی در حلقه خارجی

حلقه خارجی وظیفه کنترل موقعیت افقی و ردگیری مسیر را بر عهده دارد. در این پژوهه فرض می‌شود مسیر مرجع مشخص است و هدف ردگیری آن با دقت مناسب است. در کاربردهای عملی معمولاً<sup>۱</sup> یک سامانه تولید/برنامه‌ریزی مسیر و سامانه هدایت وجود دارد که بر اساس نقطه شروع و پایان و یا با داشتن نقاط راه<sup>۲</sup>، به صورت بر خط مسیر مرجع را جهت رسیدن به این نقاط تولید می‌کند. در این پژوهش از این بخش صرف نظر می‌شود و فرض می‌کنیم مسیر مرجع مشخص است چراکه این پژوهه بر ردگیری دقیق مسیر مرجع در حضور عدم قطعیت‌ها و عیب تمرکز دارد.

برای ردگیری مسیر در حلقه خارجی از رویکرد کنترل تناوبی-مشتقگیر همراه با رویتگر حالت تعیین‌یافته (ESO)<sup>۳</sup> استفاده می‌شود که ساختار آن در شکل ۷-۳ نشان داده شده است.



شکل ۷-۳: ساختار سامانه کنترل حلقه خارجی

خروجی کنترل‌کننده حلقه خارجی در واقع شتاب افقی مطلوبی است که پرندۀ باید داشته باشد تا به مسیر مرجع برسد اما با توجه به اینکه پرندۀ دارای پیکربندی کم-تحریک<sup>۴</sup> است، این شتاب‌های مطلوب باید به زوایای غلت و فراز مطلوب تبدیل شوند تا در حلقه داخلی ردگیری شوند.

برای اجرای فرامین شتاب باید زوایای غلت و فراز مناسب را بر اساس دینامیک حاکم بر وسیله بدست آوریم. برای انجام طراحی از معادلات دینامیک انتقالی استفاده می‌کنیم. بدین ترتیب، نمایش

<sup>1</sup>Waypoints

<sup>2</sup>Extended State Observer

<sup>3</sup>Under-actuated

نردهای معادله (۸-۲) به صورت زیر می‌باشد:

$$\ddot{x} = -\frac{F_T}{m} (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) + U_x, \quad (102-3)$$

$$\ddot{y} = -\frac{F_T}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) + U_y, \quad (103-3)$$

$$\ddot{z} = -\frac{F_T}{m} \cos \theta \cos \phi + g + U_z, \quad (104-3)$$

که در آن  $U_x$ ,  $U_y$  و  $U_z$  به ترتیب بیانگر عدم قطعیت کل (اثرات آیرودینامیکی و دیگر اغتشاشات خارجی) در کانال‌های  $x$ ,  $y$  و  $z$  است که به صورت مجهول در نظر گرفته شده است.

با صرف نظر از اثرات آیرودینامیکی و اغتشاشات، معادلات (۱۰۲-۳) و (۱۰۳-۳) را به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = -\frac{F_T}{m} \begin{bmatrix} \sin \psi & \cos \psi \\ -\cos \psi & \sin \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \phi \\ \sin \theta \cos \phi \end{bmatrix}. \quad (105-3)$$

بدین ترتیب، زوایای غلت و فراز مطلوب بر اساس فرامین شتاب به صورت زیر بدست می‌آیند:

$$\begin{bmatrix} \sin \phi_{d,c} \\ \sin \theta_{d,c} \cos \phi_{d,c} \end{bmatrix} = -\frac{m}{F_T} \begin{bmatrix} \sin \psi & -\cos \psi \\ \cos \psi & \sin \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix}. \quad (106-3)$$

یا به عبارت دیگر داریم:

$$\phi_{d,c} = \sin^{-1} \left( -\frac{m}{F_T} (u_x \sin \psi - u_y \cos \psi) \right), \quad (107-3)$$

$$\theta_{d,c} = \sin^{-1} \left( -\frac{m (u_x \cos \psi + u_y \sin \psi)}{F_T \cos \phi_{d,c}} \right). \quad (108-3)$$

برای سادگی پیاده‌سازی می‌توان از تقریب  $F_T \approx mg$  استفاده کرد. در نهایت بعد از محاسبه فرامین زاویه غلت و فراز مطلوب از روابط فوق، یک بلوك اشباع بر روی این زوایا اعمال می‌شود تا زوایای مطلوب نهایی در بازه معین برای عملکرد مطمئن و مطلوب وسیله قرار بگیرند.

در صورتی که مقادیر زاویه غلت و فراز به مقادیر مطلوب خود همگرا شوند، عملاً می‌توان معادلات دینامیک انتقالی افقی را به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\ddot{\mathbf{p}}_h = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \end{bmatrix}. \quad (109-3)$$

بدین ترتیب می‌توانیم برای تخمین عدم قطعیت کل  $\mathbf{h}_3$ , ESO را به صورت زیر طراحی کنیم [۱۱۵]

$$\dot{\hat{\mathbf{h}}}_1 = \hat{\mathbf{h}}_2 + \lambda_2 (\mathbf{h}_1 - \hat{\mathbf{h}}_1), \quad (110-3)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{h}}}_2 = \mathbf{u}_{xy} + \hat{\mathbf{h}}_3 + \lambda_1 (\mathbf{h}_1 - \hat{\mathbf{h}}_1), \quad (111-3)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{h}}}_3 = \lambda_0 (\mathbf{h}_1 - \hat{\mathbf{h}}_1), \quad (112-3)$$

که در آن  $\lambda_i \in \mathbb{R}^2$  و  $\mathbf{u}_{xy} = [u_x \ u_y]^\top$ ,  $\mathbf{h}_2 = [\dot{x} \ \dot{y}]^\top$ ,  $\mathbf{h}_1 = [x \ y]^\top$  بیانگر بهره رویتگر است. با تعریف معادله حاکم بر دینامیک خطای صورت زیر بدست می‌آید:

$$\ddot{\mathbf{e}}_h + \lambda_2 \ddot{\mathbf{e}}_h + \lambda_1 \dot{\mathbf{e}}_h + \lambda_0 \mathbf{e}_h = 0. \quad (113-3)$$

در نتیجه، با طراحی بهره رویتگر بر اساس هرویتز<sup>۱</sup> شدن چندجمله‌ای دینامیک خطای می‌توان همگرایی ESO را برای تخمین اغتشاش تضمین کرد. برای طراحی، چندجمله‌ای هرویتز را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$s^3 + \lambda_2 s^2 + \lambda_1 s + \lambda_0 = (s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)(s + \omega_n), \quad (114-3)$$

که در آن  $\zeta$  ضریب میرایی مطلوب و  $\omega_n$  بسامد طبیعی مطلوب است. یک روش طراحی انتخاب ضرایب به صورت  $\lambda_0 = \omega_n^3$ ,  $\lambda_1 = 2\zeta\omega_n^2 + \omega_n^2$ ,  $\lambda_2 = 2\zeta\omega_n + \omega_n$  است [۱۱۵].

بدین ترتیب، با تعریف  $\mathbf{e}_h = \mathbf{h}_1 - \mathbf{p}_{h_d}$  قانون کنترل حلقه خارجی را به صورت زیر که معادل کنترل کننده تناسبی-مشتق‌گیر همراه با ESO است در نظر می‌گیریم:

$$\mathbf{u}_{xy} = \begin{bmatrix} \ddot{x}_d \\ \ddot{y}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{P_x} & 0 \\ 0 & K_{P_y} \end{bmatrix} \mathbf{e}_h - \begin{bmatrix} K_{D_x} & 0 \\ 0 & K_{D_y} \end{bmatrix} \dot{\mathbf{e}}_h - \hat{\mathbf{h}}_3, \quad (115-3)$$

که در آن  $K_{P_x}, K_{D_x}, K_{P_y}, K_{D_y}$  بهره‌های مثبت هستند.

## ۶-۳ فیلتر ایمنی

برای تضمین پرواز ایمن پرنده علاوه بر تضمین پایداری حلقه بسته باید قیود ایمنی را تعریف و سپس آنها را تضمین کنیم. در این پژوهش ما از رویکرد توابع مانع کنترلی برای تضمین قیود ایمنی استفاده می‌کنیم. البته لازم به ذکر است که برخلاف رویکردهای پیشین مانند [۱۱۶] که از توابع مانع کنترلی بر اساس مدل نامی چندپره‌ها استفاده کرده‌اند، در این پژوهش جهت مقابله با عدم قطعیت‌ها توابع مانع کنترلی تطبیقی توسعه داده می‌شود. برای تعریف ریاضی تابع مانع کنترلی، سامانه زیر را در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\mathbf{u}, \quad (116-3)$$

که  $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$ ,  $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ . طبق [۱۱۷، ۲۹] تابع  $h : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$  یک تابع مانع کنترلی برای سامانه و مجموعه ایمن  $\mathcal{C} = \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n | h(\mathbf{x}) \geq 0\}$  وجود داشته باشد که

$$\sup_{\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m} [\mathcal{L}_f h(\mathbf{x}) + \mathcal{L}_g h(\mathbf{x})\mathbf{u} + \alpha(h(\mathbf{x}))] \geq 0 \quad \forall \mathbf{x} \in \mathcal{C}. \quad (117-3)$$

<sup>۱</sup>Hurwitz

همچنین برای سامانه‌هایی با درجه نسبی  $r \geq 1$ <sup>۱</sup> باید توابع مانع کنترلی مرتبه بالاتر (HOCBF) را تعریف کنیم. در ابتدا تعریف می‌کنیم:

$$\psi_0(\mathbf{x}) := h(\mathbf{x}), \quad (118-3)$$

$$\psi_i(\mathbf{x}) := \dot{\psi}_{i-1}(\mathbf{x}) + \alpha_i(\psi_{i-1}(\mathbf{x})), \quad i = 1, \dots, r, \quad (119-3)$$

که در آن  $(\cdot)^{\alpha_i}$  توابع کلاس  $\mathcal{K}$  هستند. همچنین مجموعه‌های معادل آن به صورت زیر تعریف می‌شوند:  
:[۳۹، ۱۱۷]

$$C_i := \{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n : \psi_{i-1}(\mathbf{x}) \geq 0\}, \quad i = 1, \dots, r. \quad (120-3)$$

بدین ترتیب، تابع  $(x)^h$  یک HOCBF از درجه  $r$  است اگر تابع مشتق‌پذیر  $\alpha_m, \alpha_1, \dots, \alpha_r$  از کلاس  $\mathcal{K}$  وجود داشته باشند که شرط زیر برقرار باشد:

$$\psi_r(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \mathcal{L}_f^r h(\mathbf{x}) + \mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} h(\mathbf{x}) \mathbf{u} + \mathcal{O}(h(\mathbf{x})) + \alpha_r(\psi_{r-1}(\mathbf{x})) \geq 0, \quad (121-3)$$

که در آن  $(b(x))^{\mathcal{O}}$  در برگیرنده همه مشتق‌های Lie مرتبه پایین‌تر است.

با توجه به تعاریف بالا و با توجه به مسئله تحت بررسی، در این پژوهش چهار CBF زیر را که متناظر با قیود ایمنی مدنظر است، در نظر می‌گیریم:

$$h_1(\mathbf{p}) = d_m^2 - \|\mathbf{e}_\perp\|^2 \geq 0, \quad (\text{Maximum cross-track error}) \quad (122-3)$$

$$h_2(z) = z - z_{\min} \geq 0, \quad (\text{Maximum altitude}) \quad (123-3)$$

$$h_3(v_d) = v_d - v_{d,\min} \geq 0, \quad (\text{Minimum vertical velocity}) \quad (124-3)$$

$$h_4(v_d) = v_{d,\max} - v_d \geq 0, \quad (\text{Maximum vertical velocity}) \quad (125-3)$$

که در (۱۲۲-۳) خطای جانبی مسیر<sup>۲</sup> با توجه به خطای ردگیری مسیر  $\mathbf{p}_d = \mathbf{p} - \mathbf{p}_d$  و بردار یکه مماس بر مسیر  $\mathbf{T}$  به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\mathbf{e}_\perp = (\mathbf{I} - \mathbf{T}\mathbf{T}^\top) \mathbf{e}_p = \mathbf{P}_\perp(t) \mathbf{e}_p. \quad (126-3)$$

همچنین بردار یکه مماس بر مسیر برابر است با:

$$\mathbf{T} = \frac{\dot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|}. \quad (127-3)$$

این قید تعریف شده با  $h_1(\mathbf{p})$  جهت تضمین اینکه مسیر پرواز همواره در یک فاصله محدودی از مسیر مطلوب می‌ماند، توسعه داده شده است. لازم به ذکر است که با توجه به این قید اگر مسیر مطلوب به

<sup>1</sup>Higher-Order Control Barrier Functions

<sup>2</sup>Cross-track error

نحوی تولید شده باشد که فاصله قابل قبولی از موانع داشته باشد (مسیر ایمن) عملایاً با برقراری این قید نیازی به قیود جداگانه برای عدم برخورد با مانع نیست چراکه پرنده همواره حول مسیر مطلوب ایمن است. برای توسعه شرایط متناظر با HOCBF مشتقات آن را محاسبه می‌کنیم:

$$\dot{h}_1 = -2\mathbf{e}_{\perp}^T \dot{\mathbf{e}}_{\perp}, \quad (128-3)$$

که در آن

$$\dot{\mathbf{e}}_{\perp} = \dot{\mathbf{P}}_{\perp} \mathbf{e}_p + \mathbf{P}_{\perp} \dot{\mathbf{e}}_p = \mathbf{P}_{\perp} \dot{\mathbf{e}}_p - \dot{\mathbf{T}} \mathbf{T}^T \mathbf{e}_p - \mathbf{T} \dot{\mathbf{T}}^T \mathbf{e}_p. \quad (129-3)$$

همچنین مشتق دوم آن به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\ddot{h}_1 = -2\dot{\mathbf{e}}_{\perp}^T \dot{\mathbf{e}}_{\perp} - 2\mathbf{e}_{\perp}^T \ddot{\mathbf{e}}_{\perp}, \quad (130-3)$$

که در آن

$$\ddot{\mathbf{e}}_{\perp} = \ddot{\mathbf{P}}_{\perp} \mathbf{e}_p + 2\dot{\mathbf{P}}_{\perp} \dot{\mathbf{e}}_p + \mathbf{P}_{\perp} \ddot{\mathbf{e}}_p, \quad (131-3)$$

$$\ddot{\mathbf{P}}_{\perp} = - \left( \ddot{\mathbf{T}} \mathbf{T}^T + 2\dot{\mathbf{T}} \dot{\mathbf{T}}^T + \mathbf{T} \ddot{\mathbf{T}}^T \right). \quad (132-3)$$

همچنین مشتق‌های بردار مماس به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{T}} &= \frac{d}{dt} \left( \frac{\dot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|} \right) \\ &= \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d \|\dot{\mathbf{p}}_d\| - \dot{\mathbf{p}}_d \frac{d}{dt} \|\dot{\mathbf{p}}_d\|}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^2} \\ &= \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|} - \frac{\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} \dot{\mathbf{p}}_d. \end{aligned} \quad (133-3)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{T}} &= \frac{d}{dt} \left( \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|} \right) - \frac{d}{dt} \left( \frac{\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} \dot{\mathbf{p}}_d \right) \\ &= \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|} - \frac{\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} \ddot{\mathbf{p}}_d \\ &\quad - \left[ \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d + \dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} - 3 \frac{(\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d)^2}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^5} \right] \dot{\mathbf{p}}_d - \frac{\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} \ddot{\mathbf{p}}_d \\ &= \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|} - 2 \frac{\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} \ddot{\mathbf{p}}_d \\ &\quad - \left[ \frac{\ddot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d + \dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^3} - 3 \frac{(\dot{\mathbf{p}}_d^T \ddot{\mathbf{p}}_d)^2}{\|\dot{\mathbf{p}}_d\|^5} \right] \dot{\mathbf{p}}_d. \end{aligned} \quad (134-3)$$

همچنین معادلات دینامیک انتقالی مورد استفاده در مشتقات بالا به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\ddot{\mathbf{e}}_p = \mathbf{F}_t + \mathbf{G}_t \mathbf{u} + \hat{\mathbf{U}}_t - \ddot{\mathbf{p}}_d, \quad (135-3)$$

$$\mathbf{F}_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & g \end{bmatrix}^\top, \quad (136-3)$$

$$\mathbf{G}_t = -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & 0 & 0 \\ \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & 0 & 0 \\ \cos \phi \cos \theta & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{G} \hat{\mathbf{L}}, \quad (137-3)$$

که در آن  $\hat{\mathbf{U}}_t = [\hat{U}_x \ \hat{U}_y \ \hat{U}_z]^\top$ . همچنین  $\hat{U}_x$  و  $\hat{U}_y$  از ESO مربوط به دینامیک انتقالی افقی و  $\hat{U}_z$  از تخمین شبکه عصبی همراه با رویتگر اغتشاش بدست می‌آید. علاوه بر این تخمین ضرایب عیوب  $\hat{\mathbf{L}}$  نیز مورد استفاده قرار می‌گیرد و این عبارات تطبیقی منجر به یکتابع مانع کنترلی تطبیقی می‌شود که دقیق بیشتری در برآورده کردن قیود در حضور نامعینی‌ها دارد.

با توجه به موارد فوق مشتق دوم  $h_1$  به صورت خواهد بود:

$$\begin{aligned} \ddot{h}_1 &= -2\dot{\mathbf{e}}_\perp^\top \dot{\mathbf{e}}_\perp - 2\mathbf{e}_\perp^\top \left[ \ddot{\mathbf{P}}_\perp \mathbf{e}_p + 2\dot{\mathbf{P}}_\perp \dot{\mathbf{e}}_p + \mathbf{P}_\perp (\mathbf{F}_t + \hat{\mathbf{U}}_t - \ddot{\mathbf{p}}_d) \right] - 2\mathbf{e}_\perp^\top \mathbf{P}_\perp \mathbf{G}_t \mathbf{u} \\ &= \mathcal{L}_f^2 h_1 + \mathcal{L}_g \mathcal{L}_f h_1 \mathbf{u}. \end{aligned} \quad (138-3)$$

بدین ترتیب، قید مربوط به این HOCBF به صورت زیر بیان می‌شود:

$$L_f^2 h_1 + L_g L_f h_1 \mathbf{u} + k_{2_p} \dot{h}_1 + k_{1_p} h_1 \geq 0. \quad (139-3)$$

که در آن  $0 < k_{1_p}$  و  $0 < k_{2_p}$  ضرایبی هستند که با توجه به خطی در نظر گرفتن توابع کلاس  $\mathcal{K}$  در نظر گرفته شده‌اند. لازم به ذکر است که با توجه به اینکه در تخمین عدم قطعیت‌ها و عیوب عملگر خطأ وجود دارد، نیاز است یک کران بالا برای این خطأ در نظر گرفته شود تا حاشیه اطمینان برای رعایت قیود توسط توابع مانع کنترلی فراهم شود. بدین ترتیب، (139-3) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$L_f^2 h_1 + L_g L_f h_1 \mathbf{u} + k_{2_p} \dot{h}_1 + k_{1_p} h_1 \geq \epsilon_1(\delta_1). \quad (140-3)$$

که در آن با تعریف خطاهای تخمین  $i = x, y, z$  می‌توان کران بالای خطأ را به صورت  $\delta_1 \leq \|\tilde{\mathbf{U}}_t\|$  را تعریف کرد و در نتیجه کران قوام<sup>۱</sup> را به صورت تابعی از آن در نظر گرفت ( $\epsilon_1(\delta_1) > 0$ ). به صورت مشابه برای CBF (123-3) داریم:

$$\dot{h}_2 = \dot{z}, \quad (141-3)$$

$$\ddot{h}_2 = \ddot{z} = f_z + \mathbf{g}_z \mathbf{u} + \hat{U}_z. \quad (142-3)$$

<sup>1</sup>Robustness Margin

بدین ترتیب، قید مربوط به این HOCBF به صورت زیر بیان می‌شود:

$$L_f^2 h_2 + L_g L_f h_2 \mathbf{u} + k_{2_z} \dot{h}_2 + k_{1_z} h_2 \geq \epsilon_2(\delta_2). \quad (143-3)$$

که در آن  $\delta_2 \leq \|\tilde{U}_z\|$  و  $0 > \epsilon_2(\delta_2)$ . همچنین  $k_{1_z} > 0$  و  $k_{2_z} > 0$  ضرایبی هستند که با توجه به خطی در نظر گرفتن توابع کلاس  $\mathcal{K}$  در نظر گرفته شده‌اند. علاوه بر این، برای CBF‌های مربوط به محدوده سرعت عمودی (۱۲۴-۳) و (۱۲۵-۳) داریم:

$$\dot{h}_3 = \ddot{z} = f_z + \mathbf{g}_z \mathbf{u} + \hat{U}_z, \quad (144-3)$$

$$\dot{h}_4 = -\ddot{z} = -f_z - \mathbf{g}_z \mathbf{u} - \hat{U}_z. \quad (145-3)$$

بدین ترتیب، قیود مربوطه برای آن به صورت زیر بیان می‌شود:

$$L_f h_3 + L_g h_3 \mathbf{u} + k_3 h_3 \geq \epsilon_3(\delta_2), \quad (146-3)$$

$$L_f h_4 + L_g h_4 \mathbf{u} + k_4 h_4 \geq \epsilon_4(\delta_2). \quad (147-3)$$

در نهایت مجموعه قیود (۱۴۰-۳)، (۱۴۳-۳)، (۱۴۶-۳) و (۱۴۷-۳) را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$\mathbf{A}_{SF} \mathbf{u} \leq \mathbf{b}_{SF}. \quad (148-3)$$

بدین ترتیب، پس از تعریف و مدل‌سازی قیود توسط توابع مانع کنترلی، یک مسئله برنامه‌ریزی درجه‌دوم (QP)<sup>۱</sup> به صورت (۱۴۹-۳) بیان شده و با حل آن می‌توان نزدیک‌ترین ورودی کنترل (ورودی کنترل ایمن) به ورودی کنترل فرمان داده شده که قیود ایمنی (۱۴۸-۳) و قیود محدودیت عملگر را برآورده کند، به صورت بهینه پیدا کرد.

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{u}} \quad & \| \mathbf{u} - \mathbf{u}_{\text{nom}} \|^2 \\ \text{s. t. } & (148-3), \end{aligned} \quad (149-3)$$

$$\mathbf{u}_{\text{min}} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\text{max}}.$$

در اینجا  $\mathbf{u}_{\text{nom}}$  ورودی کنترل فرمان داده شده از تخصیص کنترل و  $\mathbf{u}$  بیانگر ورودی کنترل ایمن است. حل این مسئله بهینه‌سازی به کمک دستور quadprog در نرم‌افزار متلب<sup>۲</sup> قابل انجام است. لازم به ذکر است که اگر قیود به نحو مناسب تعریف شوند مسئله فوق جواب دارد اما در حالت کلی ممکن است در شرایط جوی خاص یا با فرامین ورودی خاص مسئله فوق بی‌جواب<sup>۳</sup> شود؛ بدآن معنی که نمی‌توان ورودی کنترلی را پیدا کردن که همه قیود را برآورده کند. این مسئله از حوصله این پژوهش خارج است و در چنین شرایطی صرفا همان ورودی  $\mathbf{u}_{\text{nom}}$  به عملگرها اعمال می‌شود.

<sup>1</sup>Quadratic Programming

<sup>2</sup>MATLAB

<sup>3</sup>Infeasible

## فصل ۴

### نتایج

در این فصل نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی رویکرد کنترل پیشنهادی در شرایط مختلف ارائه می‌شود.

#### ۱-۴ توصیف سناریوی پرواز و پارامترهای کنترلی

##### ۱-۱-۴ سناریوی پرواز

سناریوی پرواز<sup>۲</sup> تاکسی‌های هوایی چندپره عمودپرواز معمولاً<sup>۳</sup> به این صورت است که در ابتدا در مرحله برخاست از روی زمین یا ساختمان به صورت عمودی تا ارتفاع مشخص بالا می‌رود و در این حین به سمت جهت مطلوب می‌چرخد. این جهت مطلوب معمولاً از اتصال نقطه شروع و نقطه پایان به صورت خط مستقیم بدست می‌آید. بعد از رسیدن به ارتفاعی که بتوان مرحله صعود را شروع کرد پرنده ضمن بالا رفتن شروع به حرکت در راستای مسیر مطلوب می‌کند تا به ارتفاع پرواز کروز برسد. بعد از آن پرواز ارتفاع ثابت (و معمولاً سرعت ثابت) در راستای مسیر مطلوب انجام می‌شود تا به نزدیکی مقصد برسد. قبل از رسیدن به مقصد وارد مرحله نزول شده و تا ارتفاع مشخصی پایین می‌آید و به بالای نقطه مقصد می‌رسد. سپس به صورت عمودی پایین می‌آید و در محل مورد نظر فرود آمده و پرواز به اتمام می‌رسد.

لازم به ذکر است که برای نشان دادن توانایی سامانه کنترل در رده‌گیری ورودی‌های مرجع شتاب دار، در هر چهار متغیر مربوط به مؤلفه‌های موقعیت و زاویه سمت، سیگنال‌های مرجع غیرخطی با زمان در نظر گرفته شد. برای مثال در مؤلفه  $x$  فرض شد که مسیر مستقیم به دلیل مانعی مثل برج میلاد که در مسیر قرار گرفته نیاز به یک چرخش نیم‌دایره شکل دارد که این به صورت کسینوسی مدل شد.

<sup>2</sup>Flight Scenario

همچنین در انتهای پرواز متغیرهای  $x$  و  $y$  به صورت شتابدار تغییر کردند تا سرعت پرنده کاهش یابد و در نقطه مقصد حرکت پرنده در صفحه افق متوقف شود. علاوه بر این، ارتفاع نیز در مرحله فرود به صورت یک حرکت شتابدار درجه دو مدل شد تا زمانی که به ارتفاع نقطه مقصد رسید، سرعت عمودی نیز صفر شده باشد. همچنین در متغیر سمت هنگامی که نیاز به دور زدن مانع است فرض شد سمت وسیله نیز با مسیر می‌چرخد و در نتیجه تغییر زاویه سمت نیز به صورت درجه دو در این مرحله مدل شد.

با توجه به موارد فوق، سناریوی پرواز در این پروژه به صورت زیر مدل‌سازی شد:

$$x_d(t) = \begin{cases} 0, & \text{if } t < 20 \\ 8(t - 20), & \text{if } 20 \leq t < 80 \\ 8(t - 80) + 480 - 80 \cos\left(\frac{\pi}{40}(t - 80) + \frac{\pi}{2}\right), & \text{if } 80 \leq t < 120 \\ 8(t - 120) + 800, & \text{if } 120 \leq t < 170 \\ -0.0667(t - 170)^2 + 8(t - 170) + 1200, & \text{if } 170 \leq t < 230 \\ 1440.1 & \text{if } 230 \leq t \leq 250 \end{cases} \quad (1-4)$$

$$y_d(t) = \begin{cases} 0, & \text{if } t < 20 \\ 8(t - 20), & \text{if } 20 \leq t < 170 \\ -0.0667(t - 170)^2 + 8(t - 170) + 1200, & \text{if } 170 \leq t < 230 \\ 1440.1 & \text{if } 230 \leq t \leq 250 \end{cases} \quad (2-4)$$

$$z_d(t) = \begin{cases} -3t - 100, & \text{if } t < 60 \\ -280, & \text{if } 60 \leq t < 170 \\ -280 + 3(t - 170), & \text{if } 170 \leq t < 242 \\ -0.1875(t - 242)^2 + 3(t - 242) - 64 & \text{if } 242 \leq t \leq 250 \end{cases} \quad (3-4)$$

$$\psi_d(t) = \begin{cases} 0, & \text{if } t < 5 \\ \frac{\pi}{180}(3t - 15), & \text{if } 5 \leq t < 20 \\ \frac{\pi}{4}, & \text{if } 20 \leq t < 80 \\ 0.00097t^2 - 0.19413t + 10.10823, & \text{if } 80 \leq t \leq 120 \\ \frac{\pi}{4}, & \text{if } 120 \leq t < 230 \\ \frac{\pi}{4} - \frac{3\pi}{180}(t - 230), & \text{if } 230 \leq t < 245 \\ 0 & \text{if } 245 \leq t < 250 \end{cases} \quad (4-4)$$

## ۲-۱-۴ پارامترهای سامانه کنترل

پارامترهای استفاده شده در شبیه سازی برای سامانه کنترل در جدول زیر ارائه شده است.

جدول ۱-۴: مقادیر عددی پارامترهای سامانه کنترل

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
$k_{1_p}$	0.2	$K_{P_x}$	2	$\Gamma$	
$k_{1_z}$	0.2	$K_{P_y}$	30	$N_n$	
$k_{2_p}$	0.45	$K_{D_x}$	0.6	$k_s$	
$k_{2_z}$	0.45	$K_{D_y}$	0.3	$k_D$	
$k_3$	0.6	$\zeta$	8	$k_c$	
$k_4$	8	$\omega_n$	1	$\lambda$	
	0.956	$\lambda_m$	6	$\lambda_s$	
	0.985	$\lambda_f$	$\text{diag}([6 \ 6 \ 4 \ 4])$	$\mathbf{K}$	

در خروجی کنترل کننده حلقه داخلی تابع اشباع قرار می گیرد که محدوده مربوط به نیروی رانش کل و گشتاورها را با توجه به پیکربندی روتورها در شکل ۱۰-۲ و فرض حداقل رانش  $0.2f_{max}$  و حداقل گشتاور پسای  $0.2\tau_{max}$  به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\tau_{x_{max}} = \sum_{j=1}^{N_R} -f_j \ell_j \sin \beta_j; \quad f_j = \begin{cases} f_{max} & \text{if } j = 7, \dots, 12, 16, 17, 18 \\ 0.2f_{max} & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (5-4)$$

$$\tau_{y_{max}} = \sum_{j=1}^{N_R} f_j \ell_j \cos \beta_j; \quad f_j = \begin{cases} f_{max} & \text{if } j = 1, 2, 3, 10, 11, 12, 13, 18 \\ 0.2f_{max} & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (6-4)$$

$$\tau_{z_{max}} = \sum_{j=1}^{N_R} -\epsilon_j \tau_j; \quad \tau_j = \begin{cases} \tau_{max} & \text{if } j = 1, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15, 17 \\ 0.2\tau_{max} & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (7-4)$$

$$F_{T_{max}} = 18 \times f_{max}, \quad (8-4)$$

$$F_{T_{min}} = 0.2 \times 18 \times f_{max}. \quad (9-4)$$

در نتیجه مقادیر بدست آمده در جدول ۲-۴ نشان داده شده است.

جدول ۲-۴: مقادیر محدودیت فرمان کنترل حلقه داخلی (نیروی رانش و گشتاورها)

پارامتر	توصیف	مقدار
$\tau_{x_{max}}$	حداکثر گشتاور کنترلی غلت	8952 N.m
$\tau_{y_{max}}$	حداکثر گشتاور کنترلی فراز	8699 N.m
$\tau_{z_{max}}$	حداکثر گشتاور کنترلی یاو	252 N.m
$F_{T_{max}}$	حداکثر نیروی رانش کل	11191 N
$F_{T_{min}}$	حداقل نیروی رانش کل	2238 N

همچنین برای زوایای غلت و فراز مطلوب حداکثر زاویه ۲۰ درجه در نظر گرفته شده است.

## ۲-۴ نتایج شبیه‌سازی

### ۱-۲-۴ نتایج شبیه‌سازی عملکرد سامانه حلقه بسته

برای ارزیابی و مقایسه کیفیت ردگیری ورودی مرجع و همچنین کیفیت تخمین معیارهای میانگین خطای مطلق (MAE)<sup>۱</sup>، ریشه میانگین مربعات خطا (RMSE)<sup>۲</sup>، ریشه میانگین مربعات خطای نسبی (RRMSE)<sup>۳</sup> و میانگین خطای تخمین عدم قطعیت مطلق نرم‌الشده (NMAUEE)<sup>۴</sup> را به صورت زیر

<sup>1</sup>Mean Absolute Error

<sup>2</sup>Root-Mean-Square Error

<sup>3</sup>Relative Root-Mean-Square Error

<sup>4</sup>Normalized Mean Absolute Uncertainty Estimation Error

تعريف می‌کنیم:

$$\text{MAE}(\mathbf{e}) = \frac{1}{T} \int_0^T |\mathbf{e}| dt, \quad (10-4)$$

$$\text{RMSE}(\mathbf{e}) = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T \mathbf{e}^\top \mathbf{e} dt}, \quad (11-4)$$

$$\text{RRMSE}(\mathbf{e}, \mathbf{x}_d) = \sqrt{\frac{\int_0^T \mathbf{e}^\top \mathbf{e} dt}{\int_0^T \mathbf{x}_d^\top \mathbf{x}_d dt}} \times 100\%, \quad (12-4)$$

$$\text{NMAUEE}(\mathbf{U}, \hat{\mathbf{U}}) = \frac{\int_0^T \|\tilde{\mathbf{U}}\| dt}{\int_0^T \|\mathbf{U}\| dt} \times 100\%, \quad (13-4)$$

که در آن  $T$  بیانگر زمان شبیه‌سازی،  $\mathbf{U}$  بیانگر مجموع عدم قطعیت وابسته به حالت و کنترل و همچنین اغتشاشات تابع زمان،  $\hat{\mathbf{U}}$  بیانگر تخمین آن و  $\tilde{\mathbf{U}}$  بیانگر خطای تخمین آن است:

$$\tilde{\mathbf{U}} = \hat{\mathbf{U}} - \mathbf{U}, \quad (14-4)$$

$$\mathbf{U} = \Delta(\mathcal{X}, \nu) + \mathbf{d}(t) = \ddot{\mathbf{x}} - \mathbf{F}(\dot{\mathbf{x}}) - \mathbf{B}(\mathbf{x})\nu, \quad (15-4)$$

$$\hat{\mathbf{U}} = \hat{\mathbf{W}}^\top \boldsymbol{\mu}(\mathcal{X}, \nu) + \hat{\mathbf{D}}_M \odot \tanh\left(\frac{\mathbf{e}_c}{\epsilon_e}\right). \quad (16-4)$$

همچنین تلاش کنترلی را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

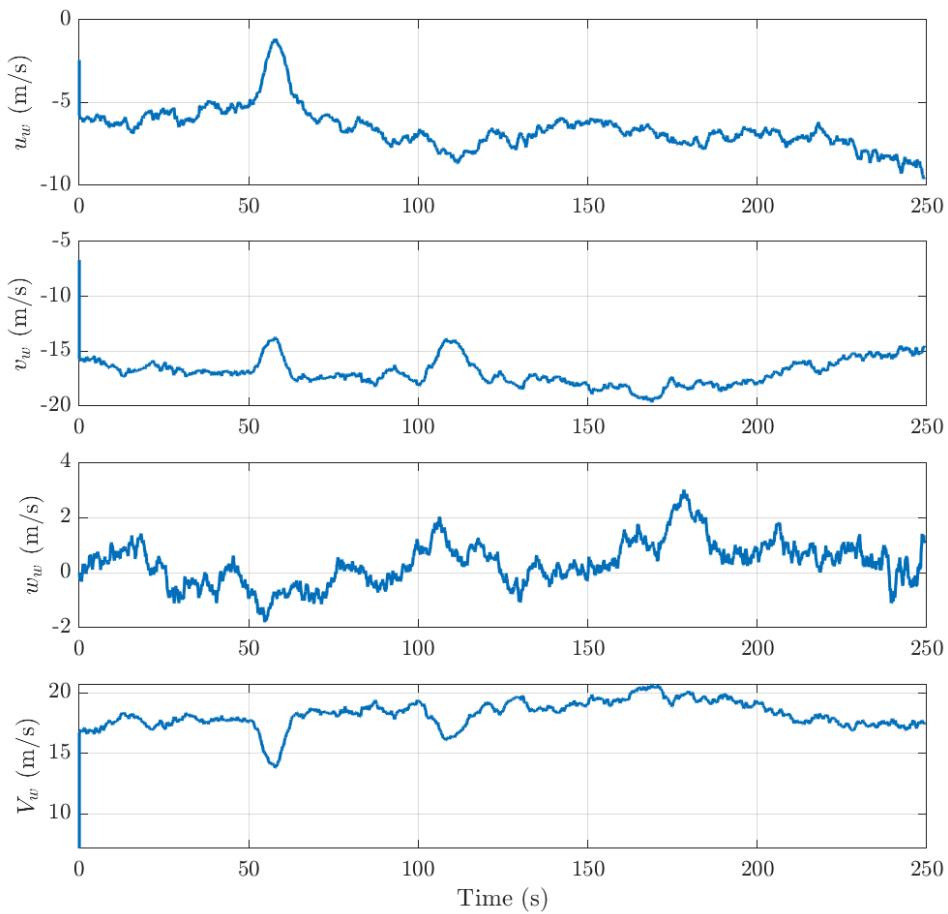
$$\text{CE} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T \mathbf{u}^\top \mathbf{u} dt}. \quad (17-4)$$

با توجه به اینکه در مدل نامی (۱-۳) که کنترل‌کننده از آن اطلاع دارد صرفاً وزن و ممان‌های اینرسی وجود دارد، عدم قطعیت پارامتری را تا ۲۰ درصد به صورت تصادفی در این پارامترها در نظر می‌گیریم. اثرات آیرودینامیکی، اثرات ژیروسکوپی و دیگر پدیده‌ها که در مدل نامی نیستند به عنوان دینامیک‌های مدل‌نشده در نظر گرفته می‌شوند که عملاً نیازی به تغییر پارامترهای آن نیست.

برای اغتشاشات جوی یک باد ثابت با اندازه  $V_{w,s} = 1 \text{ m/s}$  و جهت ۷۰ درجه، یک باد برشی با اندازه مرجع  $V_{sh_{ref}} = 10 \text{ m/s}$  و جهت ۷۰ درجه، تلاطم با اندازه  $W_{20} = 10 \text{ m/s}$  در مدل درایدن و جهت ۱۰ درجه اعمال شد. همچنین تندباد ناگهانی در هر سه جهت با اندازه‌های  $u_{g,m} = 5$ ,  $v_{g,m} = 5$ ,  $w_{g,m} = 2 \text{ m/s}$  و مدت زمان به ترتیب ۱۰, ۲۰ و ۳۰ ثانیه که در زمان‌های ۵۰, ۱۰۰ و ۱۶۲ ثانیه شروع می‌شوند، در نظر گرفته شد.

مؤلفه‌های سرعت باد کل و اندازه آن در شکل ۱-۴ قابل مشاهده است.

علاوه بر این، یک سیگنال اغتشاش خارجی نیز به صورت (۱۸-۴) به گشتاورهای وارد بر پرنده



شکل ۱-۴: مؤلفه‌های سرعت باد اعمالی در دستگاه محلی و اندازه آن

اضافه شد:

$$[\mathbf{m}_d]^B = \begin{bmatrix} 0.1 \sin\left(\frac{\pi}{5}t + \frac{\pi}{7}\right) \\ 0.1 \sin\left(\frac{\pi}{7}t\right) \\ 0.02 \cos\left(\frac{\pi}{8}t + \frac{\pi}{3}\right) \end{bmatrix} \quad (18-4)$$

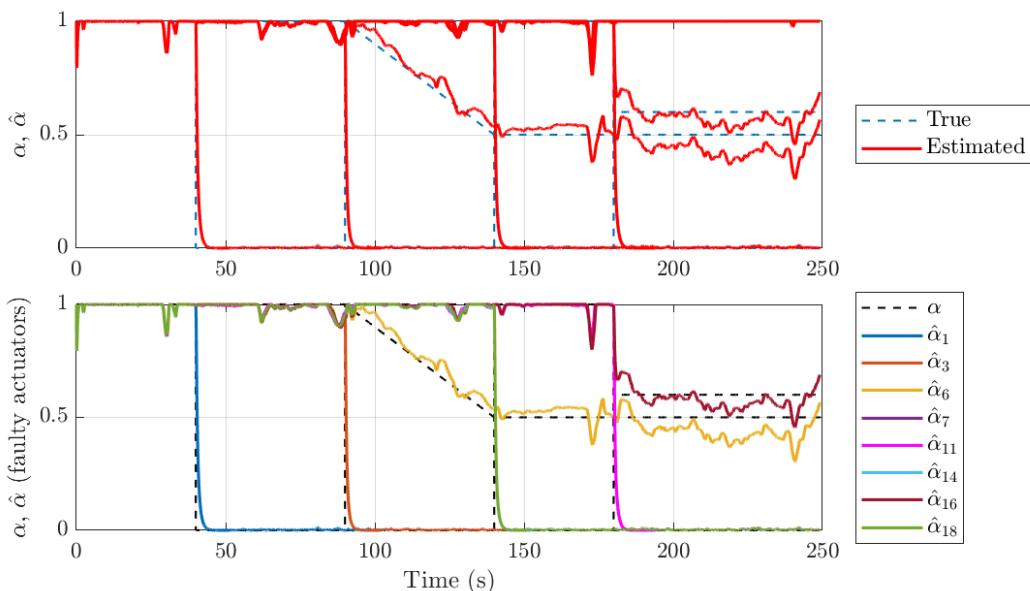
علاوه بر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات مطرح شده در بخش قبل، نویز اندازه‌گیری نیز بر متغیرها اعمال می‌شود. البته در این پژوهه فرض شده است که یک سامانه فیلترینگ و تخمین حالت وجود دارد که نویز داده‌های خام حسگرها را کاهش می‌دهد و نویزی که اضافه می‌شود عملاً نشان‌دهنده نویز بعد از تخمین است. همچنین عیوب در نظر گرفته شده به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= 0 && \text{for } t \geq 40 \text{ s} \\ \alpha_3 &= 0, \alpha_6 = 1 - 0.01(t - 90) && \text{for } t \geq 90 \text{ s} \\ \alpha_{14} &= 0, \alpha_{18} = 0, \alpha_6 = 0.5 && \text{for } t \geq 140 \text{ s} \\ \alpha_7 &= 0, \alpha_{11} = 0, \alpha_{16} = 0.6 && \text{for } t \geq 180 \text{ s.} \end{aligned} \quad (19-4)$$

بدین ترتیب طیف مختلفی از عیب جزئی و خرابی کامل در یک موتور، دو موتور و سه موتور به صورت همزمان و در کل ۸ عیب در نظر گرفته شده است. علاوه بر این، موتور ۶ دچار عیب خطی متغیر با زمان شده و به تدریج کاهش می‌یابد تا به مقدار ۰.۵ برسد. شماره موتورها در مکان‌های مختلف پرندۀ قرار دارد و موتورهای کنار هم مثل ۷ و ۱۶ دچار عیب به صورت همزمان شده‌اند. همچنین لازم به ذکر است که برای مثال در زمان ثانیه ۱۸۰ هر سه عیب مربوط به موتورهایی است که در سمت چپ پرندۀ از نمای بالا قرار گرفته‌اند.

برای شبیه‌سازی شرایط اولیه طبق (۲-۱۳۵) و مرکز و عرض نورون‌های شبکه عصبی به صورت تصادفی به ترتیب در بازه [۱-۱] و [۱.۱-۲.۲] در نظر گرفته شد. همچنین وزن‌های اولیه شبکه صفر در گرفته شد.

نحوه اعمال عیوب و تخمین آن با خطأ در شکل ۲-۴ نشان داده شده است.

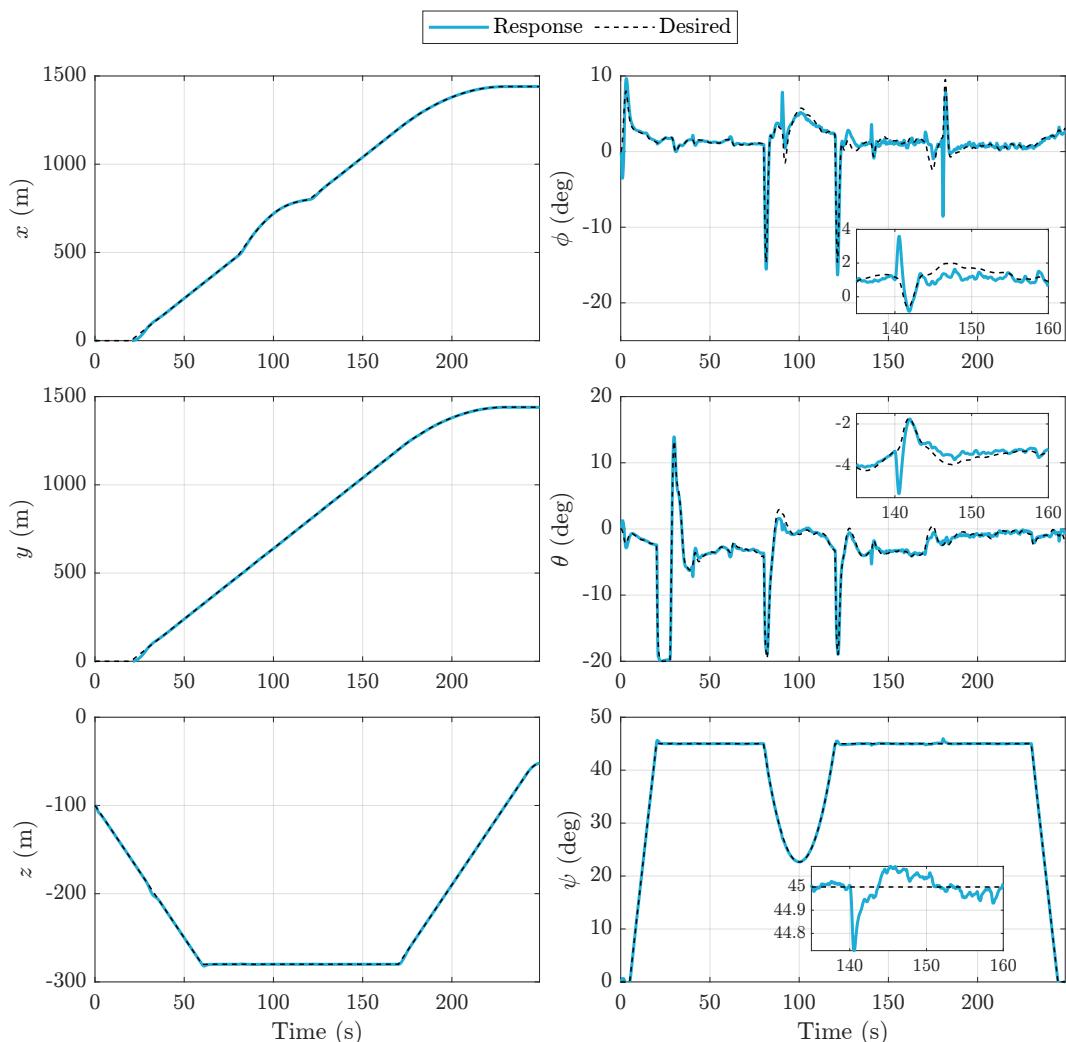


شکل ۲-۴: عیوب اعمالی و تخمین آن توسط رویکرد تشخیص و شناسایی عیوب پیشنهادی

در شکل بالایی شکل ۲-۴ تخمین ضرایب کارآیی همه ۱۸ موتور نشان داده شده و در شکل پایین صرفاً ضرایب کارآیی و تخمین آن برای موتورهایی که دچار عیب شدند نشان داده شده است و برچسب‌گذاری شده‌اند. همانطور که مشاهده می‌شود رویکرد تشخیص و شناسایی عیوب پیشنهادی توانسته با دقت نسبتاً خوبی (خطای کمتر از ۲۰ درصد) و در زمان کمتر از یک ثانیه مقدار ضریب کارآیی را برای هر موتور تخمین بزند. لازم به ذکر است که علت نوسانات موجود در تخمین، تغییرات شدید ضریب گشتاور پسا در برخی نواحی بوده و منجر به کاهش کیفیت تخمین این ضریب شده است که در نتیجه می‌توان اثر آن را در تخمین ضرایب کارآیی مشاهده کرد.

علاوه بر این، کیفیت ردگیری وضعیت و مسیر مطلوب در شکل ۳-۴ نشان داده شده است.

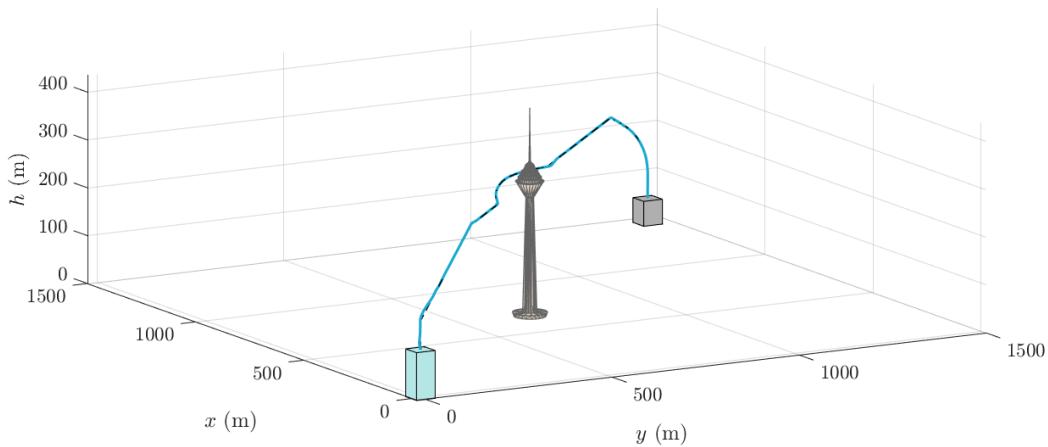
مشاهده می‌شود که سامانه کنترل طراحی شده به خوبی توانسته هر ۶ متغیر را در حضور عدم قطعیت‌ها،



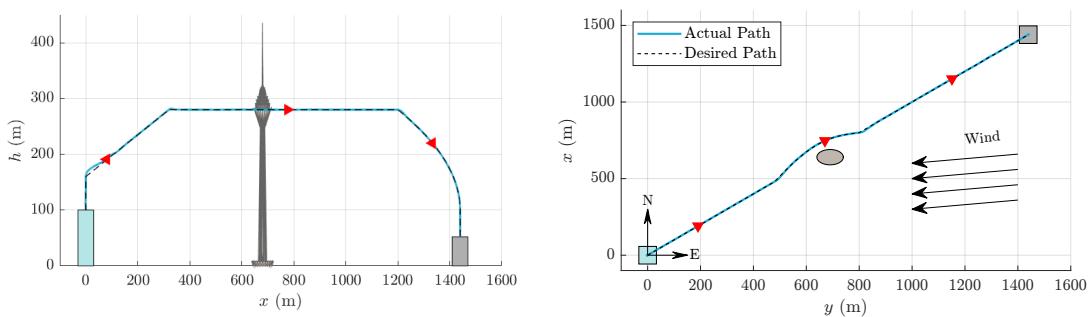
شکل ۴-۳: نمودار ردگیری مسیر و وضعیت مطلوب در حضور عدم قطعیت، اغتشاشات و عیب اغتشاشات و عیوب عملکر ردگیری کند و در نتیجه مسیر مطلوب با دقت خوبی دنبال شده است. همچنین اثر وقوع عیب به صورت نوسانات لحظه‌ای که به سرعت جبران می‌شود به خصوص در نمودارهای مربوط به زاویه غلت و فراز که بخشی از آن به عنوان نمونه بزرگنمایی شده قابل مشاهده است. علاوه بر این، مسیر پرواز در نماهای مختلف در شکل ۴-۴ نشان داده شده است.

همچنین دیگر متغیرهای حالت شامل سرعت و نرخ زاویه در شکل ۴-۵ نشان داده شده است. می‌توان نتیجه گرفت سرعت‌های انتقالی در محدوده قابل قبول با توجه به عملکرد تاکسی هوایی چندپره قرار گرفته‌اند. علاوه بر این، نرخ‌های زاویه‌ای به جز در هنگام وقوع عیب که یک تغییر ناگهانی اما محدود در نمودار آنها مشاهده می‌شود، در بقیه مسیر دارای مقادیر کمی هستند و پرواز نسبتاً راحتی برای مسافر فراهم می‌شود. همچنین، با بزرگنمایی انجام شده کیفیت جبران نرخ‌های ایجاد شده در اثر عیب قابل مشاهده است.

علاوه بر این، فرامین نیروی کل و گشتاور تولیدی توسط کنترل کننده حلقه داخلی در شکل ۴-۶



(آ) مسیر حرکت سه بعدی تاکسی هوایی



(ب) مسیر حرکت از نمای بالا در صفحه افقی (ج) مسیر حرکت از نمای کنار در صفحه قائم

شکل ۴-۴: مسیر پرواز تاکسی هوایی از نماهای مختلف

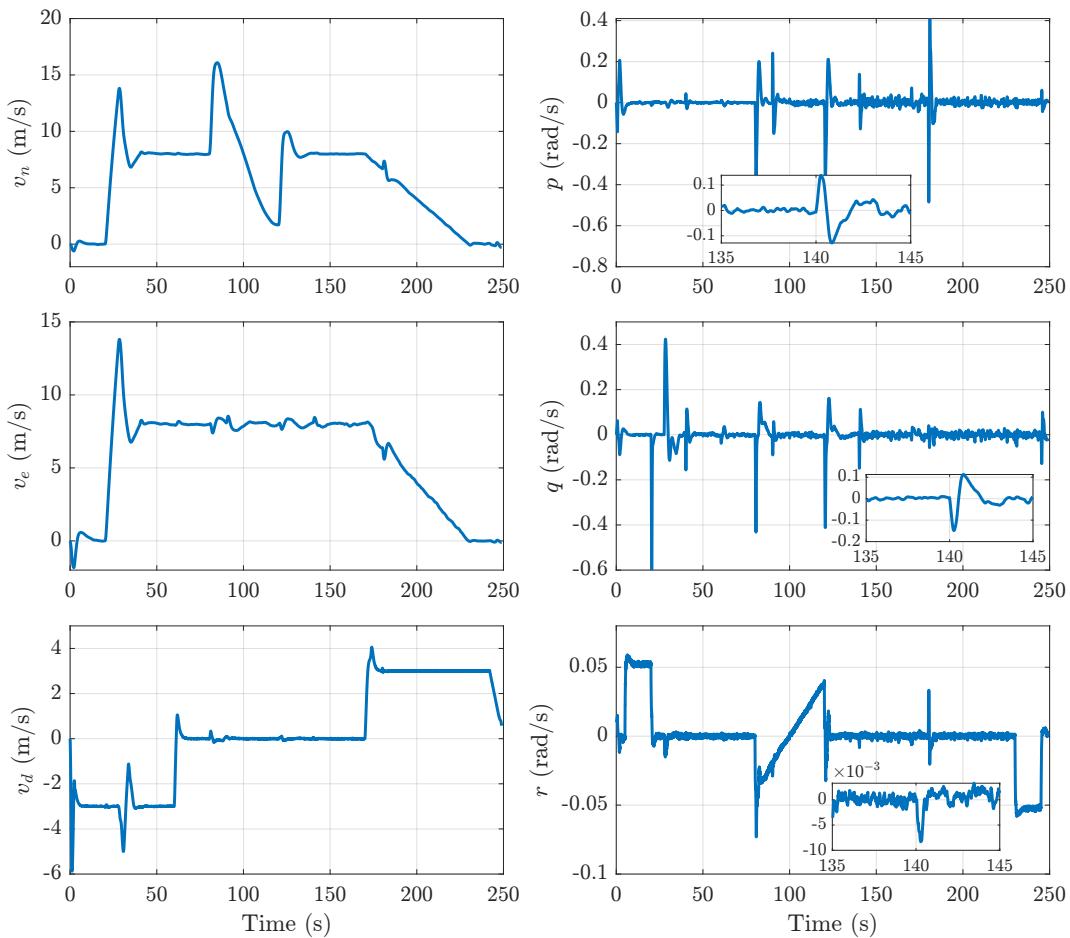
نشان داده شده است.

همانطور که در شکل ۴-۷ قابل مشاهده است، نسبت  $w_R/v_h$  برای نزول (مقادیر مثبت  $w_R$ ) دارای نسبت کوچکتر از 0.5 است و شرط معتبر بودن نظریه تکانه رعایت شده است.

برای اینکه کیفیت ردگیری مسیر و وضعیت مطلوب بهتر قابل ارزیابی باشد، در جدول ۳-۴ نتایج مربوط به معیارهای کمی در شرایط مختلف قابل مشاهده است. لازم به ذکر است که در سناریوی اول دینامیک‌های مدل‌نشده و عدم قطعیت‌های پارامتری در نظر گرفته شده است.

جدول ۳-۴: مقایسه نتایج کمی حاصل از شبیه‌سازی در سناریوهای مختلف

RRMSE(p)	RRMSE( $\Phi$ )	MAE(z)	MAE(y)	MAE(x)	سناریو
0.27%	0.9%	0.07 m	0.64 m	0.95 m	Unc.
0.33%	1.48%	0.16 m	1.45 m	1.26 m	Unc.+Dis.+Noise
0.34%	2.37%	0.15 m	1.46 m	1.28 m	Unc.+Dis.+Noise+Fault



شکل ۴-۵: نمودار سرعت زمینی و نرخ‌های بدنی در حضور عدم قطعیت، اغتشاشات و عیب

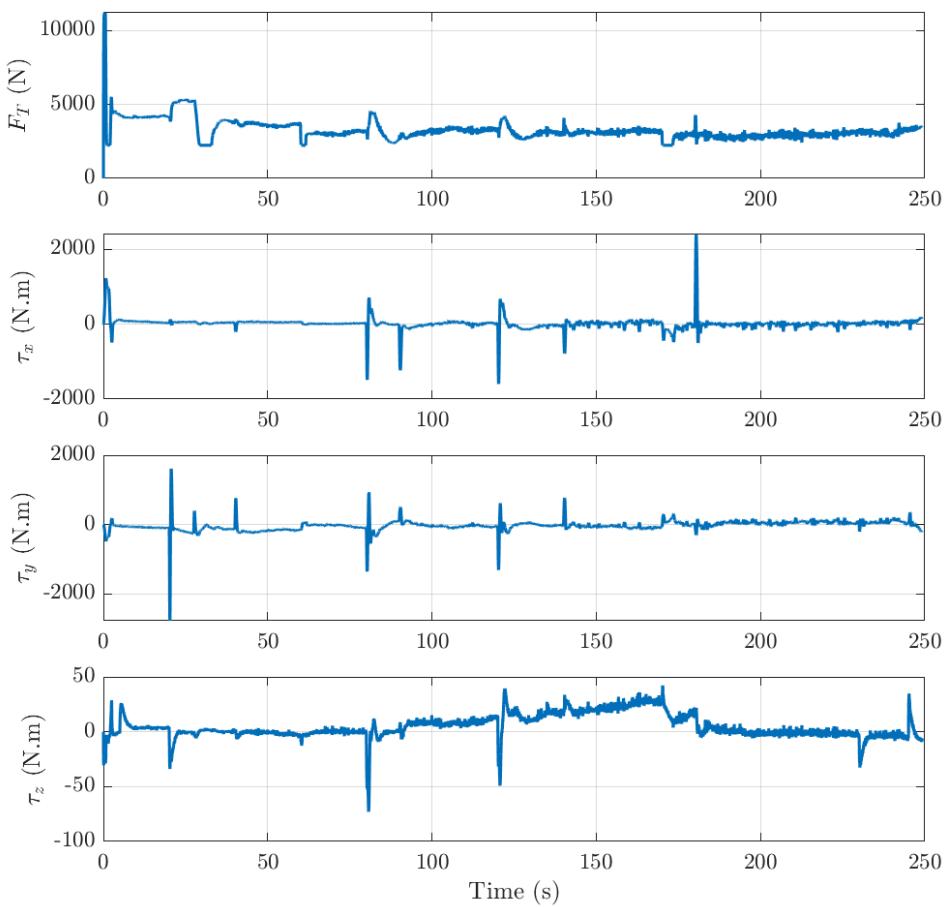
همچنین نتایج دیگر معیارهای کمی برای حالت نهایی شامل همه اثرات عدم قطعیت، اغتشاشات و عیب در جدول ۴-۴ قابل مشاهده است.

جدول ۴-۴: نتایج معیارهای کمی حاصل از شبیه‌سازی در حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و عیب

مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
0.0016 rad	MAE( $\psi$ )	0.0059 rad	MAE( $\theta$ )	0.0059 rad	MAE( $\phi$ )
0.15 m	MAE( $z$ )	1.46 m	MAE( $y$ )	1.28 m	MAE( $x$ )
10.85%	NMAUEE( $\mathbf{U}$ )	0.34%	RRMSE( $\mathbf{p}$ )	2.37%	RRMSE( $\Phi$ )
		881.6 N	CE	12.19%	NMAUEE( $\mathbf{U}_h$ )

لازم به ذکر است که با توجه به نتایج شبیه‌سازی، رویکرد پیشنهادی می‌تواند اثر عقب افتادگی<sup>۱</sup> دینامیک موتور را جبران کند. البته در صورتی که سامانه عملگر مورد استفاده خیلی کندر باشد

<sup>1</sup>Lag



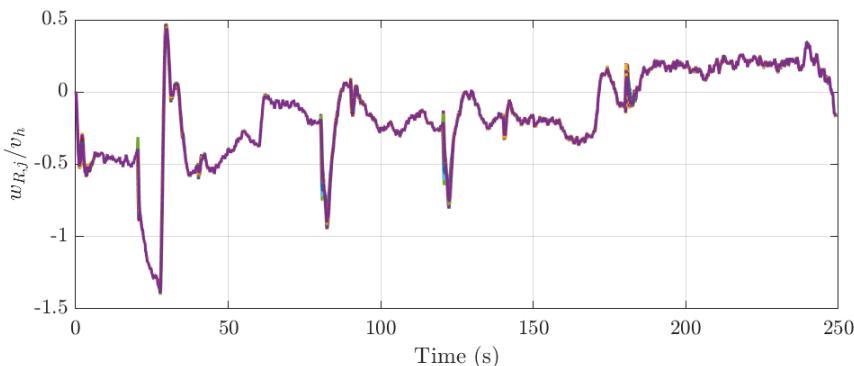
شکل ۴-۶: نمودار فرامین کنترل‌کننده حلقه داخلی

می‌توان از رویکردهای مشابه مرجع [۱۱۸] جهت جبران اثرات عقب‌افتادگی در اجرای فرمان استفاده کرد و یا با استفاده از نظریه بهره کوچک [۱۱۹] کنترل‌کننده را در حضور عملگر بازطراحی کرد.

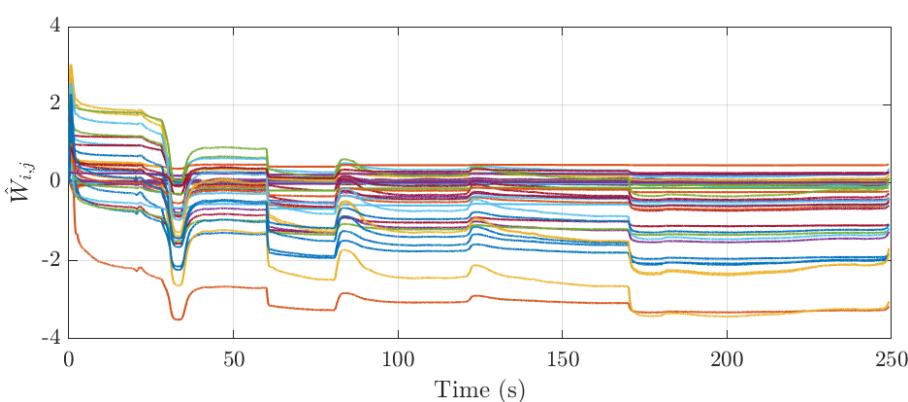
## ۲-۲-۴ بررسی کیفیت تخمین عدم قطعیت‌ها و تحلیل حساسیت پارامترها

در این بخش نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای ارزیابی کیفیت تخمین عدم قطعیت‌ها توسط رویکرد یادگیری ترکیبی با رویتگر اغتشاش در حلقه داخلی و همچنین ESO در حلقه خارجی ارائه و تحلیل می‌شود. علاوه بر این، برای مشاهده اثر پارامترهای رویکرد CANCDO یک مطالعه پارامتر انجام شده که نتایج آن بررسی می‌شود.

در شکل ۸-۴ روند به روزرسانی وزن‌های شبکه عصبی نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که وزن‌ها تقریباً به مقدار بهینه همگرا شده و روند معقولی را دنبال می‌کنند. علاوه بر این، نمودار خطای تخمین عدم قطعیت کل (۱۴-۴) در حلقه داخلی (وضعیت و ارتفاع) در شکل ۹-۴ قابل مشاهده است که نشان‌دهنده خطای محدود در تخمین عدم قطعیت‌ها توسط رویکرد یادگیری ترکیبی



شکل ۷-۴: نمودار نسبت سرعت عمودی روتورها به سرعت الایی در شرایط شناوری



شکل ۸-۴: نمودار تغییرات وزن‌های شبکه عصبی در طول زمان شبیه‌سازی

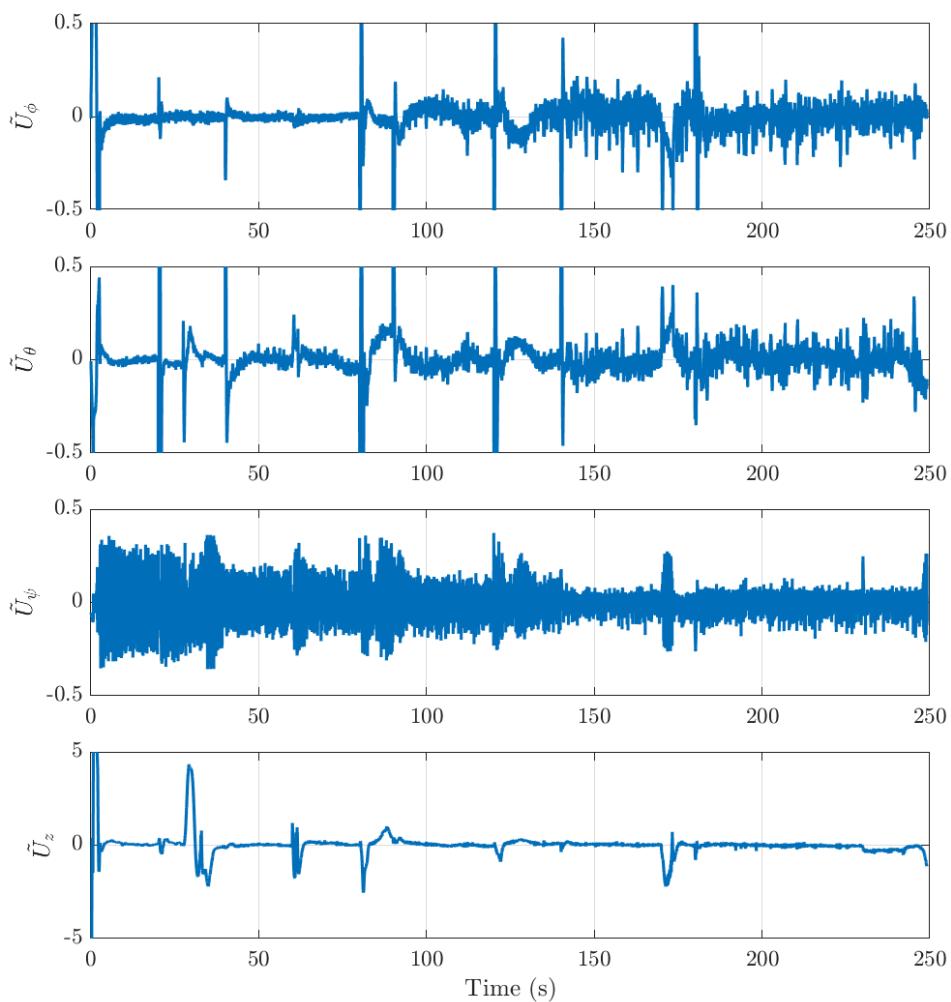
با رویتگر اغتشاش است. همچنین کیفیت تخمین عدم قطعیت کل در حلقه خارجی در شکل ۱۰-۴ نشان داده شده است که همگرایی خطای تخمین را به صفر نشان می‌دهد. علاوه بر این، اثر ESO اضافه شده در حلقه خارجی در مقایسه با کنترل کننده PD پایه در جدول ۵-۴ قابل مشاهده است که خطای ردگیری مسیر مرجع افقی را به صورت قابل توجهی کاهش می‌دهد.

جدول ۵-۴: بررسی اثر ESO در کیفیت ردگیری مسیر افقی

رویکرد	MAE( $x$ )	MAE( $y$ )	MAE( $z$ )	RRMSE(p)
PD	1.87 m	2.90 m	0.12 m	0.41%
ESO-PD	1.28 m	1.46 m	0.15 m	0.34%

علاوه بر این، روند کاهش NMAUEE برای عدم قطعیت کل در حلقه داخلی و خارجی در شکل ۱۱-۴ نشان داده شده است.

با انجام یک تحلیل حساسیت به ازای تغییر مقادیر پارامترهای رویکرد یادگیری ترکیبی شامل تعداد نورون‌ها  $N_n$ ، نرخ یادگیری شبکه  $\Gamma$ ، ضریب خطای ترکیبی  $k$  و نرخ بهروزرسانی رویتگر اغتشاش  $k_D$  در بازه معقول، نتایج شکل ۱۲-۴ بدست آمد. معیارهای استفاده شده RMSE برای

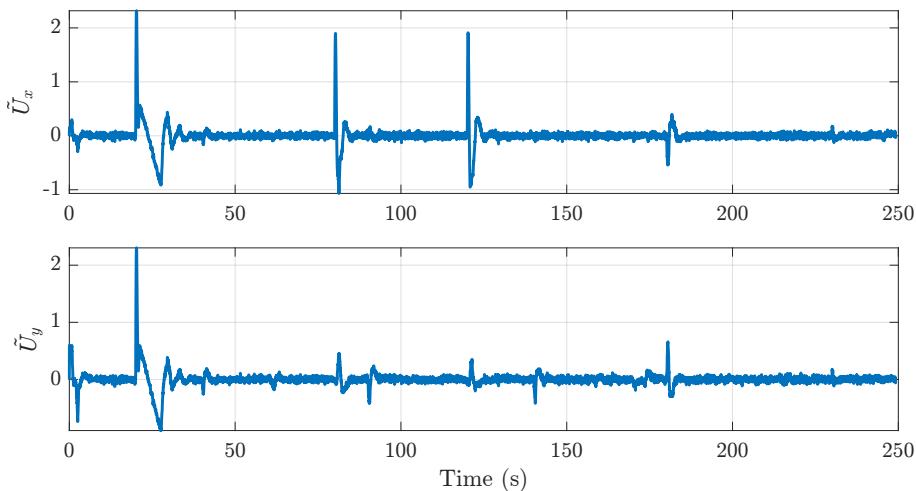


شکل ۴-۹: نمودار تغییرات خطای تخمین عدم قطعیت کل در حلقه داخلی

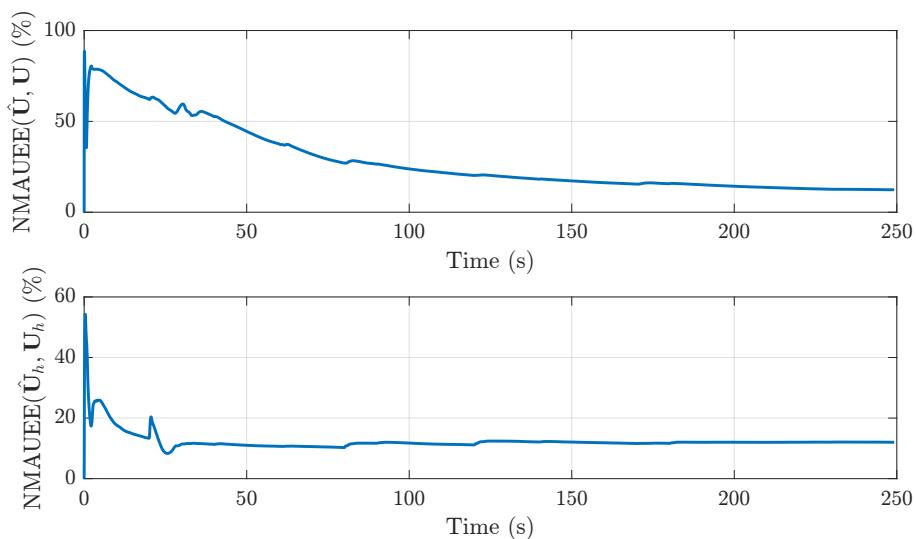
متغیرهای حلقه داخلی و همچنین MNAUEE است.

همانطور که قابل مشاهده است، به ازای تعداد نورون کم و مخصوصاً نرخ یادگیری پایین خطای تخمین و درنتیجه خطای ردگیری زیاد شده است و با افزایش این دو متغیر می‌توان به کیفیت آموزش و تخمین بهتر و در نتیجه خطاها کمتری دست پیدا کرد. البته به ازای نرخ‌های یادگیری بسیار زیاد و تعداد نورون زیاد به دلیل رفتارهای شدید در بهروزرسانی وزن‌ها و مشکلات عددی، عملکرد سامانه کنترل افت می‌کند. بدین ترتیب می‌توان محدوده مناسب برای این متغیرها را جهت عملکرد مطلوب از روی رنگ ناحیه با توجه به مقادیر معیارها مشاهده و پارامترها را انتخاب کرد.

در تحلیل بعدی که مربوط به اثر تغییرات نرخ یادگیری شبکه و نرخ بهروزرسانی رویتگر اغتشاش است، مشاهده می‌شود که به ازای مقادیر خیلی کم این متغیرها به دلیل اینکه عملاً عامل یادگیرنده جهت تخمین و جبران عدم قطعیت‌ها وجود ندارد یا اثر آن کم است، خطای تخمین و همچنین خطای ردگیری زیاد شده است. با افزایش این مقادیر سرعت یادگیری زیاد شده و در نتیجه کیفیت



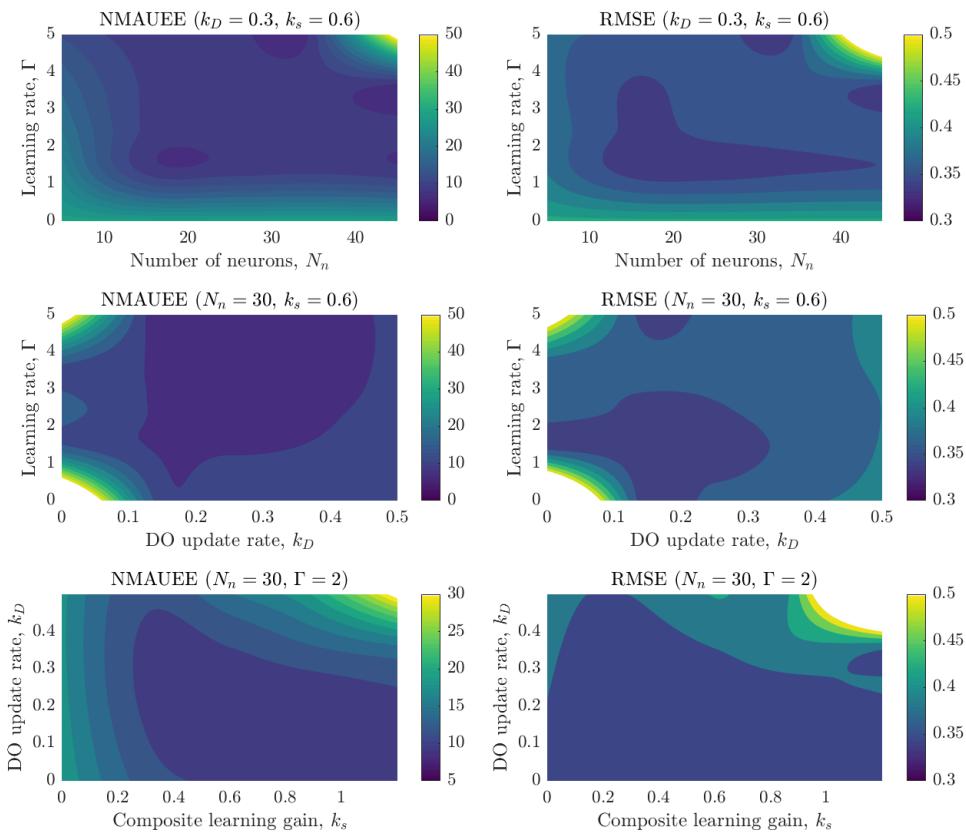
شکل ۴-۱۰: نمودار تغییرات خطای تخمین اغتشاش کل در حلقه خارجی توسط ESO



شکل ۴-۱۱: نمودار تغییرات NMAUEE در طول زمان شبیه‌سازی

تخمین بهتر می‌شود. البته به ازای مقادیر زیاد این دو پارامتر به دلیل مسائل عددی کاهش کیفیت تخمین و ردگیری مشاهده می‌شود.

در آخرین تحلیل رابطه تغییرات ضریب یادگیری ترکیبی با نرخ بهروزرسانی رویتگر اغتشاش بررسی شد که مشاهده می‌شود مقادیر پایین ضریب یادگیری کیفیت تخمین عدم قطعیت‌ها را کاهش می‌دهد. محدوده مناسب برای این پارامترها در شکل قابل مشاهده است. لازم به ذکر است که به ازای مقادیر خیلی زیاد این پارامتر و پارامتر  $k_D$  عملکرد تخمین عدم قطعیت و ردگیری کاهش می‌یابد.



شکل ۱۲-۴: تحلیل حساسیت عملکرد کنترلکننده به پارامترهای رویکرد یادگیری ترکیبی

### ۳-۲-۴ مقایسه رویکرد پیشنهادی با کنترلکننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر

در این قسمت برای مشاهده کیفیت عملکرد رویکرد کنترل پیشنهادی CANCDO در حلقه داخلی در مقایسه با رویکرد متداول کنترلکننده PID معرفی شده در **کنترلکننده تناسبی-انتگرال‌گیر-مشتق‌گیر** با تخصیص کنترل ثابت و بدون پسخور از FDD (PID-SCA)، یک مقایسه به صورت کیفی و کمی انجام می‌شود. علاوه بر این، رویکرد پیشنهادی به دو صورت با تخصیص کنترل ثابت (CANCDO-SCA) و با تخصیص کنترل پویا (CANCDO-DCA) ارزیابی می‌شود. نتایج مقایسه عملکرد این رویکردها در ردگیری متغیرهای حلقه داخلی در شکل ۱۳-۴ نشان داده شده است.

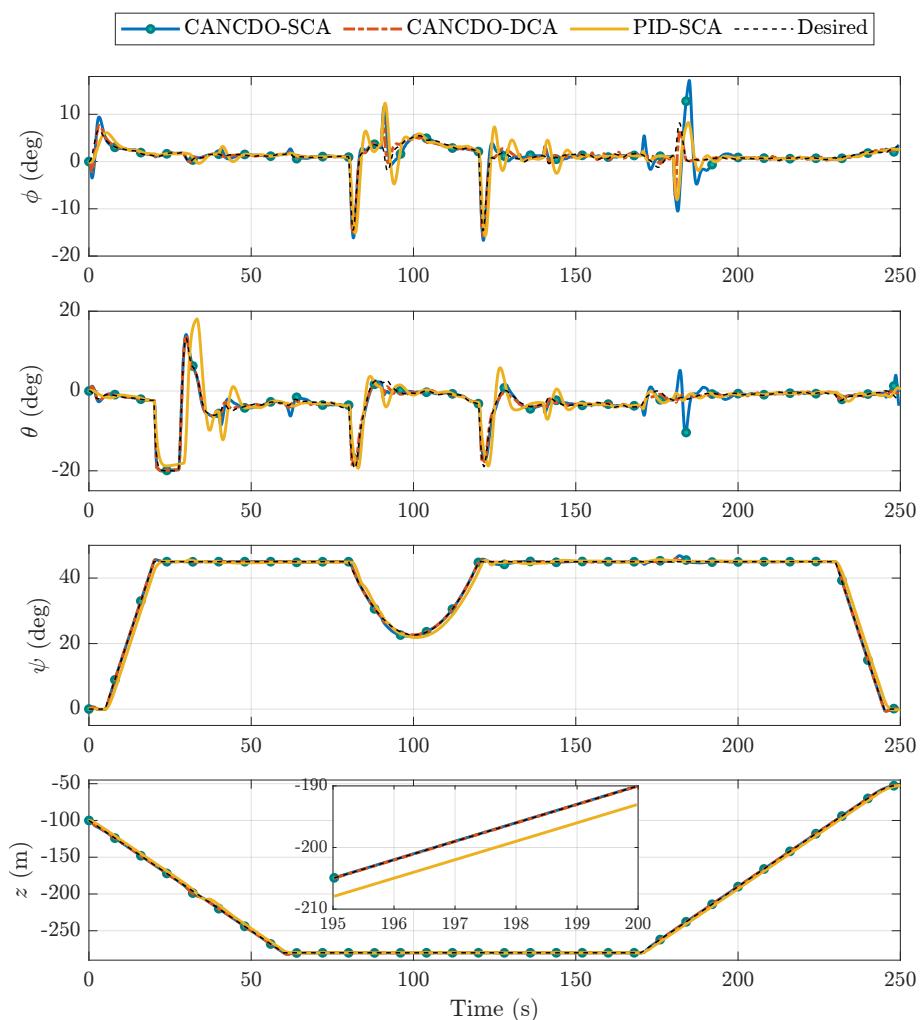
همانطور که مشاهده می‌شود رویکرد پیشنهادی CANCDO هم با تخصیص کنترل ثابت (بدون تشخیص و شناسایی عیب) و هم با تخصیص کنترل پویا عملکرد بهتری در ردگیری متغیرهای حلقه داخلی نسبت به کنترلکننده PID دارد. به دلیل اینکه ورودی کنترل به عنوان ورودی شبکه عصبی در نظر گرفته شده است، عدم قطعیت‌های ناشی از وقوع عیب توسط این رویکرد قابل تخمین و جبران است و می‌تواند بدون نیاز به تخصیص کنترل پویا عدم قطعیت کل را تخمین بزند.

علاوه بر این، نتایج معیارهای عددی برای مقایسه بهتر رویکردها در جدول ۴-۶ نشان داده شده است. با بررسی این داده‌ها می‌توان به نتیجه فوق رسید که رویکرد پیشنهادی عملکرد بهتری در

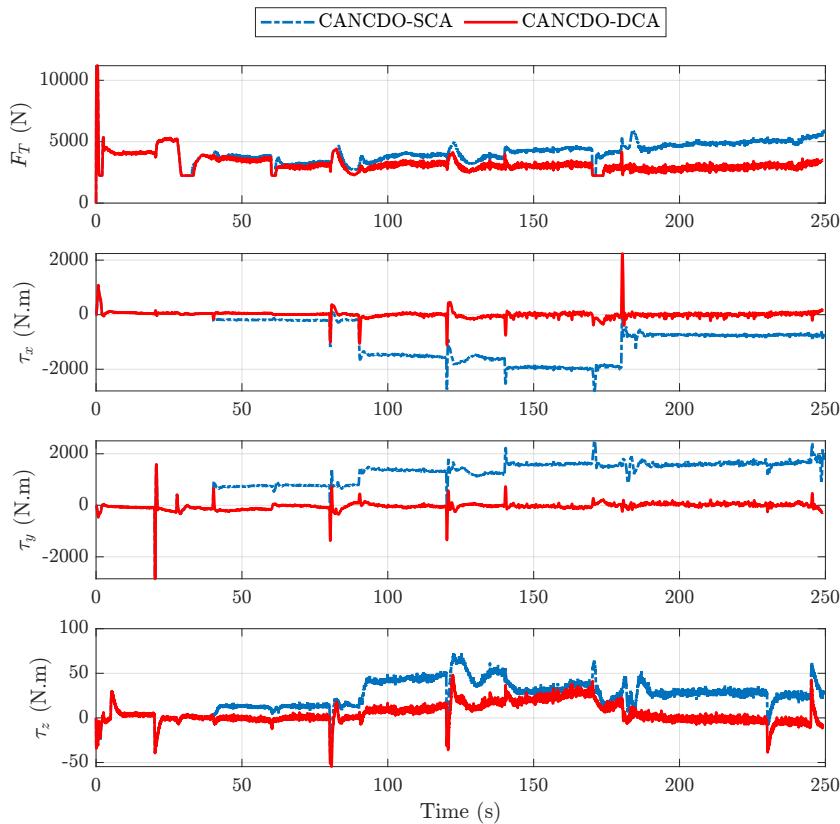
حضور عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و عیب در مقایسه با رویکرد PID دارد. در مقایسه رویکرد پیشنهادی با تخصیص کنترل ثابت و تخصیص کنترل پویا مشاهده می‌شود که در ردگیری مسیر، تخصیص کنترل ثابت عملکرد نسبتاً بهتری را نشان می‌دهد اما در ردگیری وضعیت، تخصیص کنترل پویا کاملاً عملکرد بهتری دارد. البته نکته قابل توجه این است که در صورت استفاده از تخصیص کنترل ثابت با توجه به اینکه اثر عدم قطعیت عیوب به صورت غیرمستقیم با تولید فرامین کنترلی مجازی اضافه‌تر و بر اساس خطا جبران می‌شود منجر به تلاش کنترلی بیشتر در این حالت می‌شود. این مسئله در شکل ۱۴-۴ قابل مشاهده است.

جدول ۶-۴: مقایسه نتایج کمی حاصل از شبیه‌سازی رویکرد پیشنهادی و PID

CE	RRMSE(p)	RRMSE( $\Phi$ )	MAE(z)	MAE(y)	MAE(x)	رویکرد
1021 N	0.46%	14.66%	1.67 m	1.81 m	1.63 m	PID-SCA
1022 N	0.35%	8.64%	0.12 m	1.59 m	1.35 m	CANCDO-SCA
881 N	0.34%	2.37%	0.15 m	1.45 m	1.28 m	CANCDO-DCA



شکل ۱۴-۴: مقایسه رویکردها

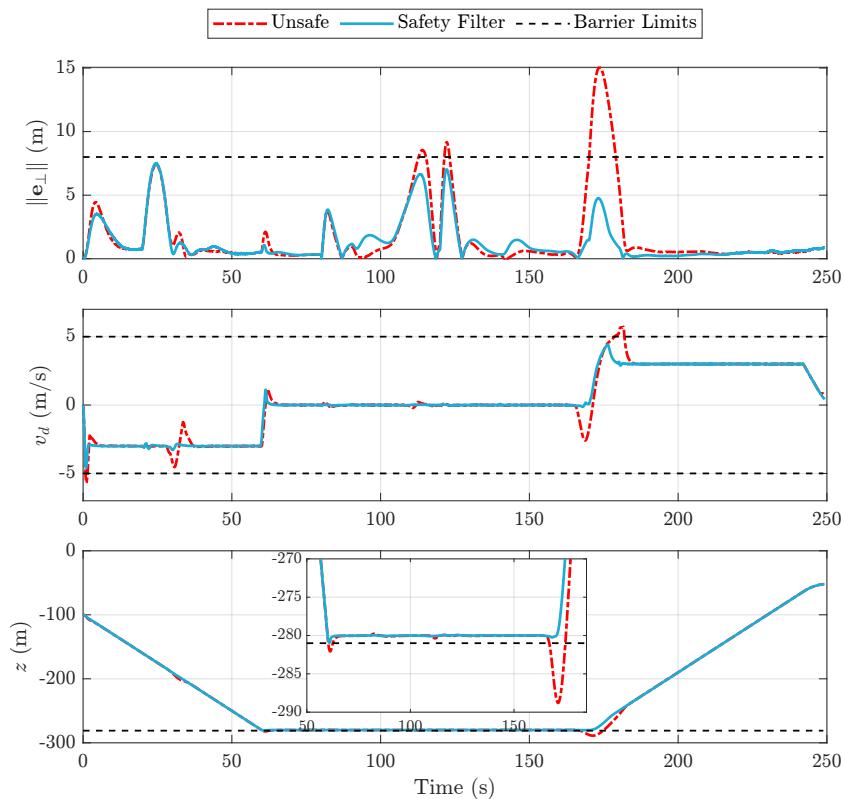


شکل ۴-۴: نمودار مقایسه فرایمین مجازی تولیدشده در حالت تخصیص کنترل ثابت و پویا

#### ۴-۲-۴ اثر فیلتر ایمنی

برای ارزیابی فیلتر ایمنی توسعه داده شده دو تنباد شدید در مؤلفه های  $v_g$  و  $w_g$  در نظر می گیریم که در حالت بدون فیلتر منجر به نقض قیود می شود. تنباد اول در زمان ثانیه ۱۰۰ به مدت ۲۰ ثانیه و با اندازه  $v_{g,m} = 34 \text{ m/s}$  اعمال می شود. تنباد دوم در زمان ۱۶۲ که پرنده در اواخر مرحله کروز است و سپس وارد مرحله نزول می شود به مدت ۱۰ ثانیه و با اندازه  $w_{g,m} = 9 \text{ m/s}$  (به سمت بالا) به پرنده اعمال می شود.

برای قیود ایمنی حداکثر فاصله مجاز از مسیر مرجع  $d_m = 8 \text{ m/s}$ , حداکثر ارتفاع  $281 \text{ m}$ , حداقل سرعت عمودی  $5 \text{ m/s}$  و حداکثر سرعت عمودی  $5 \text{ m/s}$  در نظر گرفته شد. نتایج حاصل از شبیه سازی با توجه به قیود تعریف شده در شکل ۱۵-۴ نشان داده شده است. مشاهده می شود که با اعمال فیلتر ایمنی قیود در نظر گرفته شده در حضور شرایط جوی شدید نیز برآورده می شوند. البته امکان تضمین قیود تا زمانی امکان پذیر است که با توجه به محدودیت ورودی کنترل، بتوان ورودی کنترل مناسب را پیدا کرد و مسئله بهینه سازی مقید جواب داشته باشد. نتایج عددی مقایسه اثر فیلتر ایمنی نیز در جدول ۷-۴ قابل مشاهده است.



شکل ۴-۱۵: مقایسه اثر فیلتر ایمنی بر پرواز پرنده با توجه به قیود تعریف شده

جدول ۷-۴: مقایسه عددی عملکرد سامانه کنترل ایمن و غیرایمن

رویکرد	MAE ( $x$ )	MAE ( $y$ )	MAE ( $z$ )	RRMSE ( $\mathbf{p}$ )	CE
CANCDO	1.42 m	1.76 m	0.57 m	0.40%	870 N
CANCDO	1.39 m	1.69 m	0.11 m	0.36%	864 N

## فصل ۵

### جمع‌بندی، نتیجه‌گیری و پیشنهادات

#### ۱-۵ جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش یک سامانه کنترل هوشمند برای یک تاکسی هوایی با پیکربندی جدید طراحی و توسعه داده شد که توانایی مقابله با عدم قطعیت‌ها، اغتشاشات و وقوع عیب در عملگرها را دارد. در روش کنترل پیشنهادی یک کنترل عصبی تطبیقی مبتنی بر یادگیری ترکیبی با مشاهده گر اغتشاش (CANCDO) برای کنترل وضعیت و ارتفاع و یک کنترل کننده تناسبی-مشتق‌گیر تناسبی بهبودیافته با ESO برای کنترل موقعیت افقی پیشنهاد داده شد. پایداری سامانه کنترل پیشنهادی بر اساس قضیه پایداری لیاپانوف مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفت. رویتگر اغتشاش، اغتشاشات خارجی و خطاهای تخمین شبکه عصبی را جبران می‌کند، در حالی که از یک رویتگر حالت برای بهبود یادگیری شبکه استفاده شد. الگوریتم تخصیص کنترل پویای پیشنهادی فرامین کنترل مجازی را بر اساس کارآیی عملگرها که توسط رویکرد تشخیص و شناسایی عیب پیشنهادی تخمین زده می‌شود به صورت بهینه توزیع می‌کند. علاوه بر این، یک فیلتر ایمنی بر اساس توابع مانع کنترلی تطبیقی توسعه داده شد تا علاوه بر تضمین پایداری سامانه توسط سامانه کنترل طراحی شده، قیود ایمنی نیز در حضور عدم قطعیت‌ها رعایت شود.

در نهایت، سامانه کنترل پیشنهادی بر روی یک مدل دینامیکی با دقت خوب از تاکسی هوایی عمودپرواز الکترونیکی چندپره تحت مطالعه اعمال شد. طبق فرضیات انجام شده و نتایج شبیه‌سازی به دست آمده، با استفاده از سامانه کنترل توسعه یافته، تاکسی هوایی قادر به ردگیری مسیر مورد نظر در یک محیط سه‌بعدی تحت عدم قطعیت دینامیک‌های مدل‌نشده (مانند نیروهای آیرودینامیکی و مدل عملگر)، عدم قطعیت‌های پارامتری تا ۲۰ درصد، اغتشاشات خارجی مانند باد و تلاطم با سرعت و جهت متغیر تا ۲۰ متر بر ثانیه، عیوب عملگر تا ۳ عملگر همزمان و در کل عیوب در ۸ عملگر، و

همچنین نویزهای اندازه‌گیری متغیرهای حالت با انحراف معیار در بازه  $10^{-7}$  تا  $10^{-5}$  است. همچنین در مقایسه با رویکرد متداول کنترل‌کننده PID، رویکرد پیشنهادی CANCDO عملکرد بهتری در مقابله با عدم قطعیت‌ها و اختشاشات نشان داده است و خطای ردگیری مسیر مرجع را ۳۶ درصد کاهش می‌دهد. علاوه بر این، بر اساس فیلتر ایمنی توسعه داده شده قیود ایمنی جهت پرواز ایمن تاکسی هوایی برآورده شده و برخلاف رویکردهای غیرایمن موجود محدوده ایمن حالت‌ها نقض نمی‌شود. در نتیجه، این پژوهش با ترکیب کنترل هوشمند تطبیقی، تحمل‌پذیری عیب و تضمین‌های ایمنی، خودمختاری ایمن و قابل تایید را برای چندپرهای عمودپرواز الکتریکی در حمل و نقل هوایی شهری ارتقاء می‌دهد.

## ۲-۵ پیشنهادات

در ادامه این پژوهش موارد زیر پیشنهاد می‌شود:

- دستیابی به خودمختاری کامل با طراحی و توسعه سامانه کنترل سطح بالا (کنترل نظارتی) با توجه به مقررات پرواز شهری برای تصمیم‌گیری هوشمند در شرایط مختلف پروازی
- توسعه سامانه طرح‌ریزی برخط مسیر ایمن برای تاکسی‌های هوایی در شرایط مختلف همراه با تحلیل قابلیت باقیمانده سامانه (مانند [۱۲۰])
- توسعه توابع مانع کنترلی ترکیبی (مثل [۱۲۱]) و در نظر گرفتن قیود ایمنی دیگر مثل عدم برخورد با مانع، مناطق پرواز ممنوع، وضعیت شارژ باتری، محدوده زوایا و شتاب برای راحتی مسافر و ...
- طراحی سامانه کنترل به صورت یکپارچه (مانند کنترل پسگام<sup>۱</sup>) با پایداری زمان محدود
- توسعه روش‌های شناسایی عیب مقاوم با توانایی جداسازی اختشاش و اثرات آبرودینامیکی از عیب بر اساس رویکردهای هوشمند (مانند شبکه عصبی عمیق مطلع از فیزیک)
- توسعه ساختار کنترل پیشنهادی برای کاربردهای دیگر مانند حمل بار در محیط‌های شهری
- مدل‌کردن دقیق‌تر انواع عیب عملکرها و اثر آن در نیروها و گشتاورها
- بهبود دقت مدل با در نظر گرفتن مدل دقیق باتری و جریان مصرفی و همچنین پدیده‌هایی مثل برهم‌کنش آبرودینامیکی روتورها، بالزنی تیغه‌ها و اثرات جریان روتورها روی بدنه

<sup>1</sup>Backstepping

# مراجع

- [1] Beta Technology, “Beta Alia eVTOL,” <https://www.betateam.com/aircraft>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [2] S. Xiang, A. Xie, M. Ye, X. Yan, X. Han, H. Niu, Q. Li, and H. Huang, “Autonomous evtol: A summary of researches and challenges,” *Green Energy and Intelligent Transportation*, p.100140, 2023. <https://doi.org/10.1016/j.geits.2023.100140>.
- [3] Air Accidents Investigation Branch (AAIB), “AAIB investigation report on the Vertical Aerospace VA-1X G-EVTL prototype aircraft crash,” [https://assets.publishing.service.gov.uk/media/6632544902f02aa4f31e4143/VA-1X\\_G-EVTL\\_06-24.pdf](https://assets.publishing.service.gov.uk/media/6632544902f02aa4f31e4143/VA-1X_G-EVTL_06-24.pdf). accessed 2024-09-20.
- [4] R. Gill and R. D’Andrea, “Computationally efficient force and moment models for propellers in uav forward flight applications,” *Drones*, vol.3, no.4, p.77, 2019. <https://doi.org/10.3390/drones3040077>.
- [5] D. Lim, H. Kim, and K. Yee, “Mission-oriented performance assessment and optimization of electric multirotors,” *Aerospace Science and Technology*, vol.115, p.106773, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106773>.
- [6] F. M. White. *Fluid Mechanics*. McGraw-Hill, 7th ed. , 2011. [http://ftp.demec.ufpr.br/disciplinas/TM240/Marchi/Bibliografia/White\\_2011\\_7ed\\_Fluid-Mechanics.pdf](http://ftp.demec.ufpr.br/disciplinas/TM240/Marchi/Bibliografia/White_2011_7ed_Fluid-Mechanics.pdf).
- [7] M. T. Melczer, *Actuator Fault Detection and Diagnosis for Multicopter Unmanned Aerial Vehicles: A Nonlinear-Observer-Based Approach*. Master thesis, Delft University of Technology, 2019. Available at <http://resolver.tudelft.nl/uuid:6a4a9f89-bc92-4d29-b95f-dfececc19736>.
- [8] R. Wang, C. Zhao, Y. Bai, W. Du, and J. Wang, “An actuator fault detection and reconstruction scheme for hex-rotor unmanned aerial vehicle,” *IEEE Access*, vol.7, pp.93937–93951, 2019. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2927010>.
- [9] G. Chen, S. Li, Q. He, P. Zhou, Q. Zhang, G. Yang, and D. Lv, “Fault diagnosis of drone motors driven by current signal data with few samples,” *Measurement Science and Technology*, vol.35, no.8, p.086202, 2024. <https://doi.org/10.1088/1361-6501/ad3d00>.

- [10] T-MOTOR, “U15L Combo Pack Manned Aircraft Type UAV Motor 43KV,” <https://store.tmotor.com/product/u15l-manned-aircraft-combo.html>, 2025. accessed 2025-03-10.
- [11] A. Bauranov and J. Rakas, “Designing airspace for urban air mobility: A review of concepts and approaches,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol.125, p.100726, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2021.100726>.
- [12] J. Su, H. Huang, H. Zhang, Y. Wang, and F.-Y. Wang, “eVTOL performance analysis: A review from control perspectives,” *IEEE Transactions on Intelligent Vehicles*, 2024. <https://doi.org/10.1109/TIV.2024.3387405>.
- [13] Vertical Flight Society, “eVTOL aircraft directory,” <https://evtol.news/aircraft>, 2024. accessed 2024-09-15.
- [14] Archer Aviation, “Archer unveils its production aircraft, midnight,” <https://www.archer.com>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [15] Joby Aviation, “Joby S4 eVTOL,” <https://www.jobyaviation.com>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [16] Lilium Aviation, “Lilium aviation’s lilium jet,” <https://lilium.com>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [17] Airbus, “A3 Vahana,” <https://acubed.airbus.com/blog/vahana/step-inside-alpha-two/>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [18] X. Zhang, W. Zhang, L. Weilin, X. Zhang, and L. Tao, “Experimental research on aero-propulsion coupling characteristics of a distributed electric propulsion aircraft,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol.36, no.2, pp.201–212, 2023. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.07.024>.
- [19] J.-H. Boelens, “PIONEERING THE URBAN AIR TAXI REVOLUTION,” <https://cdn.volocopter.com/assets/vnrac6vfvrab/6CarQ824lHy1XnLp320mOn/eb4498adb63e8c36f99f6431f393fe53/Volocopter-WhitePaper-1-01.pdf>. accessed 2024-09-10.
- [20] E. Çınar and A. Tuncal, “A comprehensive analysis of society’s perspective on urban air mobility,” *Journal of Aviation*, vol.7, no.3, pp.353–364, 2023. <https://doi.org/10.30518/jav.1324997>.
- [21] EHANG, “EHang AAV,” <https://www.ehang.com/ehangaav/>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [22] Volocopter, “Volocity,” <https://www.volocopter.com/en/solutions/volocity>, 2024. accessed 2024-09-16.
- [23] XPeng AeroHT, “XPeng AeroHT Voyager X2,” <https://evtol.news/xpeng-voyager-x2>, 2025. accessed 2025-06-10.
- [24] SKYDRIVE, “SKYDRIVE flying car,” <https://en.skydrive2020.com/flyingcar>, 2025. accessed 2025-06-10.

- [25] EASA, “Third publication of proposed means of compliance with the special condition vtol,” <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/138077/en>, 2022. accessed 2024-09-19.
- [26] A. R. Kadhiresan and M. J. Duffy, “Conceptual design and mission analysis for evtol urban air mobility flight vehicle configurations,” in *AIAA aviation 2019 forum*, p.2873, 2019. <https://doi.org/10.2514/6.2019-2873>.
- [27] H. Wei, B. Lou, Z. Zhang, B. Liang, F.-Y. Wang, and C. Lv, “Autonomous navigation for evtol: Review and future perspectives,” *IEEE Transactions on Intelligent Vehicles*, 2024. <https://doi.org/10.1109/TIV.2024.3352613>.
- [28] National Transportation Safety Board (NSTB), “Aviation Investigation Final Report on the Joby JAS4-2 pre-production prototype flight test aircraft crash,” <https://data.ntsb.gov/carol-repgen/api/Aviation/ReportMain/GenerateNewestReport/104654/pdf>. accessed 2024-09-20.
- [29] S. Rajendran and S. Srinivas, “Air taxi service for urban mobility: A critical review of recent developments, future challenges, and opportunities,” *Transportation research part E: logistics and transportation review*, vol.143, p.102090, 2020. <https://doi.org/10.1016/j.tre.2020.102090>.
- [30] I. G. Ferrão, D. Espes, C. Dezan, and K. R. L. J. C. Branco, “Security and safety concerns in air taxis: a systematic literature review,” *Sensors*, vol.22, no.18, p.6875, 2022. <https://doi.org/10.3390/s22186875>.
- [31] T. Madeira, R. Melício, D. Valério, and L. Santos, “Machine learning and natural language processing for prediction of human factors in aviation incident reports,” *Aerospace*, vol.8, no.2, p.47, 2021. <https://doi.org/10.3390/aerospace8020047>.
- [32] T. Evjemo and S. Johnsen, “Lessons learned from increased automation in aviation: the paradox related to the high degree of safety,” in *Proceedings of the 29th European Safety and Reliability Conference (ESREL)*, 2019. [http://doi.org/10.3850/978-981-11-2724-3\\_0925-cd](http://doi.org/10.3850/978-981-11-2724-3_0925-cd).
- [33] M. H. Cohen, T. G. Molnar, and A. D. Ames, “Safety-critical control for autonomous systems: Control barrier functions via reduced-order models,” *Annual Reviews in Control*, vol.57, p.100947, 2024. <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2024.100947>.
- [34] L. Hu, X. Yan, and Y. Yuan, “Development and challenges of autonomous electric vertical take-off and landing aircraft,” *Heliyon*, vol.11, no.1, 2025. <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e41055>.
- [35] L. Brunke, M. Greeff, A. W. Hall, Z. Yuan, S. Zhou, J. Panerati, and A. P. Schoellig, “Safe learning in robotics: From learning-based control to safe reinforcement learning,” *Annual Review of Control, Robotics, and Autonomous Systems*, vol.5, no.1, pp.411–444, 2022. <https://doi.org/10.1146/annurev-control-042920-020211>.

- [36] L. Hewing, K. P. Wabersich, M. Menner, and M. N. Zeilinger, “Learning-based model predictive control: Toward safe learning in control,” *Annual Review of Control, Robotics, and Autonomous Systems*, vol.3, no.1, pp.269–296, 2020. <https://doi.org/10.1146/annurev-control-090419-075625>.
- [37] S. Bansal, M. Chen, S. Herbert, and C. J. Tomlin, “Hamilton-jacobi reachability: A brief overview and recent advances,” in *2017 IEEE 56th Annual Conference on Decision and Control (CDC)*, pp.2242–2253, IEEE, 2017. <https://doi.org/10.1109/CDC.2017.8263977>.
- [38] A. D. Ames, S. Coogan, M. Egerstedt, G. Notomista, K. Sreenath, and P. Tabuada, “Control barrier functions: Theory and applications,” in *2019 18th European control conference (ECC)*, pp.3420–3431, Ieee, 2019. <https://doi.org/10.23919/ECC.2019.8796030>.
- [39] A. D. Ames, X. Xu, J. W. Grizzle, and P. Tabuada, “Control barrier function based quadratic programs for safety critical systems,” *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol.62, no.8, pp.3861–3876, 2016. <https://doi.org/10.1109/TAC.2016.2638961>.
- [40] N. P. Nguyen and S. K. Hong, “Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter uavs,” *Applied Sciences*, vol.8, no.10, p.1893, 2018. <https://doi.org/10.3390/app8101893>.
- [41] Z. Cen, H. Noura, T. B. Susilo, and Y. A. Younes, “Robust fault diagnosis for quadrotor uavs using adaptive thau observer,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol.73, pp.573–588, 2014. <https://doi.org/10.1007/s10846-013-9921-8>.
- [42] F. Xu, J. Tan, X. Wang, V. Puig, B. Liang, and B. Yuan, “Mixed active/passive robust fault detection and isolation using set-theoretic unknown input observers,” *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, vol.15, no.2, pp.863–871, 2017. <https://doi.org/10.1109/TASE.2017.2776998>.
- [43] W. Jung and H. Bang, “Fault and failure tolerant model predictive control of quadrotor uav,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol.22, no.3, pp.663–675, 2021. <https://doi.org/10.1007/s42405-020-00331-1>.
- [44] M. Frangenberg, J. Stephan, and W. Fichter, “Fast actuator fault detection and reconfiguration for multicopters,” in *AIAA guidance, navigation, and control conference*, p.1766, 2015. <https://doi.org/10.2514/6.2015-1766>.
- [45] D. Asadi, “Model-based fault detection and identification of a quadrotor with rotor fault,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol.23, no.5, pp.916–928, 2022. <https://doi.org/10.1007/s42405-022-00494-z>.
- [46] D. A. Andrioaia and V. G. Gaitan, “Finding fault types of bldc motors within uavs using machine learning techniques,” *Heliyon*, vol.10, no.9, 2024. <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e30251>.

- [47] M. Saied, B. Lussier, I. Fantoni, C. Francis, H. Shraim, and G. Sanahuja, “Fault diagnosis and fault-tolerant control strategy for rotor failure in an octorotor,” in *2015 IEEE international conference on robotics and automation (ICRA)*, pp.5266–5271, IEEE, 2015. <https://doi.org/10.1109/ICRA.2015.7139933>.
- [48] N. P. Nguyen, N. Xuan Mung, and S. K. Hong, “Actuator fault detection and fault-tolerant control for hexacopter,” *Sensors*, vol.19, no.21, p.4721, 2019. <https://doi.org/10.3390/s19214721>.
- [49] M. Saied, B. Lussier, I. Fantoni, H. Shraim, and C. Francis, “Fault diagnosis and fault-tolerant control of an octorotor uav using motors speeds measurements,” *IFAC-PapersOnLine*, vol.50, no.1, pp.5263–5268, 2017. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2017.08.468>.
- [50] M. Saied, H. Shraim, and C. Francis, “A review on recent development of multirotor uav fault-tolerant control systems,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2023. <https://doi.org/10.1109/MAES.2023.3327697>.
- [51] L. Rierson. *Developing safety-critical software: a practical guide for aviation software and DO-178C compliance*. CRC Press, 2017.
- [52] V. Hilderman and T. Baghi. *Avionics certification: a complete guide to DO-178 (software), DO-254 (hardware)*. Avionics Communications, 2007.
- [53] J. Kim, S. A. Gadsden, and S. A. Wilkerson, “A comprehensive survey of control strategies for autonomous quadrotors,” *Canadian Journal of Electrical and Computer Engineering*, vol.43, no.1, pp.3–16, 2019. <https://doi.org/10.1109/CJECE.2019.2920938>.
- [54] T. P. Nascimento and M. Saska, “Position and attitude control of multi-rotor aerial vehicles: A survey,” *Annual Reviews in Control*, vol.48, pp.129–146, 2019. <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2019.08.004>.
- [55] H. Hafezi, A. Bakhtiari, and A. Khaki-Sedigh, “Design and implementation of a fault-tolerant controller using control allocation techniques in the presence of actuators saturation for a vtol octorotor,” *Robotica*, vol.40, no.9, pp.3057–3076, 2022. <https://doi.org/10.1017/S0263574722000054>.
- [56] G. K. Fourlas and G. C. Karras, “A survey on fault diagnosis and fault-tolerant control methods for unmanned aerial vehicles,” *Machines*, vol.9, no.9, p.197, 2021. <https://doi.org/10.3390/machines9090197>.
- [57] R. Puchalski and W. Giernacki, “Uav fault detection methods, state-of-the-art,” *Drones*, vol.6, no.11, p.330, 2022. <https://doi.org/10.3390/drones6110330>.
- [58] T. M. Blaha, E. J. J. Smeur, and B. D. W. Remes, “A survey of optimal control allocation for aerial vehicle control,” in *Actuators*, vol.12, p.282, MDPI, 2023. <https://doi.org/10.3390/act12070282>.

- [59] K. A. Bordignon, *Constrained control allocation for systems with redundant control effectors*. Phd thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996. Available at <https://vttechworks.lib.vt.edu/server/api/core/bitstreams/0a1f4e6c-fd1e-4129-8400-6ec63af5f09c/content>.
- [60] T. Baratcart, V. Salvucci, and T. Koseki, “On the continuity of cascaded generalized inverse redundancy resolution, with application to kinematically redundant manipulators,” in *IECON 2013-39th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, pp.6508–6513, IEEE, 2013. <https://doi.org/10.1109/IECON.2013.6700208>.
- [61] J. Shi, W. Zhang, G. Li, and X. Liu, “Research on allocation efficiency of the redistributed pseudo inverse algorithm,” *Science China Information Sciences*, vol.53, pp.271–277, 2010. <https://doi.org/10.1007/s11432-010-0032-x>.
- [62] J. Jin, “Modified pseudoinverse redistribution methods for redundant controls allocation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.28, no.5, pp.1076–1079, 2005. <https://doi.org/10.2514/1.14992>.
- [63] A. Marks, J. F. Whidborne, and I. Yamamoto, “Control allocation for fault tolerant control of a vtol octorotor,” in *Proceedings of 2012 UKACC International Conference on Control*, pp.357–362, IEEE, 2012. <https://doi.org/10.1109/CONTROL.2012.6334656>.
- [64] M. Faessler, D. Falanga, and D. Scaramuzza, “Thrust mixing, saturation, and body-rate control for accurate aggressive quadrotor flight,” *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol.2, no.2, pp.476–482, 2016. <https://doi.org/10.1109/LRA.2016.2640362>.
- [65] J. Stephan and W. Fichter, “Fast exact redistributed pseudoinverse method for linear actuation systems,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol.27, no.1, pp.451–458, 2017. <https://doi.org/10.1109/TCST.2017.2765622>.
- [66] J. Stephan and W. Fichter, “Active battery charge drift stabilization for redundant multirotors,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*, p.1833, 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-1833>.
- [67] D. Buzorgnia and A. Khaki-Sedigh, “Constrained dynamic control allocation in the presence of singularity and infeasible solutions,” *arXiv preprint arXiv:1607.05209*, 2016. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1607.05209>.
- [68] S. S. Tohidi, A. Khaki Sedigh, and D. Buzorgnia, “Fault tolerant control design using adaptive control allocation based on the pseudo inverse along the null space,” *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol.26, no.16, pp.3541–3557, 2016. <https://doi.org/10.1002/rnc.3518>.
- [69] G. P. Falconí and F. Holzapfel, “Adaptive fault tolerant control allocation for a hexacopter system,” in *2016 American control conference (ACC)*, pp.6760–6766, IEEE, 2016. <http://dx.doi.org/10.1109/ACC.2016.7526736>.

- [70] G. P. Falconí, J. Angelov, and F. Holzapfel, “Hexacopter outdoor flight test results using adaptive control allocation subject to an unknown complete loss of one propeller,” in *2016 3rd Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*, pp.373–380, IEEE, 2016. <https://doi.org/10.1109/SYSTOL.2016.7739779>.
- [71] X. Hang and G. Duan, “A developed constrained control allocation approach based on pseudo inverse,” in *2017 Chinese Automation Congress (CAC)*, pp.195–200, IEEE, 2017. <https://doi.org/10.1109/CAC.2017.8242762>.
- [72] B. Wang and Y. Zhang, “An adaptive fault-tolerant sliding mode control allocation scheme for multirotor helicopter subject to simultaneous actuator faults,” *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol.65, no.5, pp.4227–4236, 2017. <https://doi.org/10.3390/aerospace9060304>.
- [73] M. Kirchengast, M. Steinberger, and M. Horn, “Control allocation under actuator saturation: An experimental evaluation,” *IFAC-PapersOnLine*, vol.51, no.25, pp.48–54, 2018. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2018.11.080>.
- [74] Y. Zhong, Y. Zhang, W. Zhang, J. Zuo, and H. Zhan, “Robust actuator fault detection and diagnosis for a quadrotor uav with external disturbances,” *IEEE Access*, vol.6, pp.48169–48180, 2018. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2018.2867574>.
- [75] S. A. Emami and A. Banazadeh, “Fault-tolerant predictive trajectory tracking of an air vehicle based on acceleration control,” *IET Control Theory & Applications*, vol.14, no.5, pp.750–762, 2020. <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2019.0596>.
- [76] S. Ijaz, C. Fuyang, and M. T. Hamayun, “Adaptive non-linear integral sliding mode fault-tolerant control allocation scheme for octorotor uav system,” *IET Control Theory & Applications*, vol.14, no.19, pp.3139–3156, 2020. <https://doi.org/10.1049/iet-cta.2020.0476>.
- [77] J.-y. Lee, W.-t. Lee, S.-h. Ko, and H.-s. Oh, “Fault classification and diagnosis of uav motor based on estimated nonlinear parameter of steady-state model,” *Int. J. Mech. Eng. Robot. Res.*, vol.10, no.1, pp.22–31, 2020. <https://doi.org/10.18178/ijmerr.10.1.22-31>.
- [78] N. P. Nguyen, N. Xuan Mung, L. N. N. T. Ha, and S. K. Hong, “Fault-tolerant control for hexacopter uav using adaptive algorithm with severe faults,” *Aerospace*, vol.9, no.6, p.304, 2022. <https://doi.org/10.3390/en12010095>.
- [79] G. Ducard and M.-D. Hua, “Wca: A new efficient nonlinear adaptive control allocation for planar hexacopters,” *IEEE Access*, vol.11, pp.37714–37748, 2023. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2023.3261240>.
- [80] B. S. Van Schijndel, S. Sun, and C. De Visser, “Fast loss of effectiveness detection on a quadrotor using onboard sensors and a kalman estimation approach,” in *2023 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp.1–8, IEEE, 2023. <https://doi.org/10.1109/ICUAS57906.2023.10156464>.

- [81] S. P. Madruga, T. P. Nascimento, F. Holzapfel, and A. M. Lima, “Estimating the loss of effectiveness of uav actuators in the presence of aerodynamic effects,” *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol.8, no.3, pp.1335–1342, 2023. <https://doi.org/10.1109/LRA.2023.3238184>.
- [82] A. Khattab, I. Mizrak, and H. Alwi, “Fault tolerant control of an octorotor uav using sliding mode for applications in challenging environments,” *Annual Reviews in Control*, vol.57, p.100952, 2024. <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2024.100952>.
- [83] D. Asadi, “Actuator fault detection, identification, and control of a multirotor air vehicle using residual generation and parameter estimation approaches,” *International Journal of Aerospace and Space Sciences*, vol.25, no.1, pp.176–189, 2024. <https://doi.org/10.1007/s42405-023-00633-0>.
- [84] S. A. Emami, A. Banazadeh, P. Hajipourzadeh, P. Castaldi, and S. A. Fazelzadeh, “Disturbance observer-based adaptive neural guidance and control of an aircraft using composite learning,” *Control Engineering Practice*, vol.134, p.105463, 2023. <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2023.105463>.
- [85] P. H. Zipfel. *Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics*. Aiaa, 2014. <https://doi.org/10.2514/4.102509>.
- [86] U. S. Atmosphere. *US standard atmosphere*. National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19770009539>.
- [87] R. Bencatel, A. Girard, M. Abdelhafiz, and J. Sousa, “Shear wind estimation,” in *AIAA Guidance, navigation, and control conference*, p.6224, 2011. <https://doi.org/10.2514/6.2011-6224>.
- [88] U. Military, “Mil-f-8785 c flying qualities piloted airplanes,” Tech. Rep. MIL-F-8785C, U.S. Military, Nov. 1992. [http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-F/MIL-F-8785C\\_5295/](http://everyspec.com/MIL-SPECS/MIL-SPECS-MIL-F/MIL-F-8785C_5295/).
- [89] B. Wang, M. Warner, A. Tian, L. Scotzniovsky, and J. T. Hwang, “A comparative study of uncertainty quantification methods in gust response analysis of a lift-plus-cruise evtol aircraft wing,” in *AIAA SCITECH 2025 Forum*, p.2819, 2025. <https://doi.org/10.2514/6.2025-2819>.
- [90] B. W. McCormick. *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*. John Wiley & Sons, 1994.
- [91] D. McLean, “Automatic flight control systems,” *Measurement and control*, vol.36, no.6, pp.172–175, 2003. <https://doi.org/10.1177/002029400303600602>.
- [92] Volocopter, “Design specifications Volocopter 2X,” <https://www.ovans.es/wp-content/uploads/2017/08/Volocopter-2X-design-specifications-ovans.pdf>. accessed 2025-05-03.
- [93] W. Johnson. *Helicopter theory*. Courier Corporation, 1994.
- [94] T. J. Ypma, “Historical development of the newton–raphson method,” *SIAM review*, vol.37, no.4, pp.531–551, 1995. <https://doi.org/10.1137/1037125>.

- [95] A. Karimi, H. Nobahari, and P. Siarry, "Continuous ant colony system and tabu search algorithms hybridized for global minimization of continuous multi-minima functions," *Computational Optimization and Applications*, vol.45, pp.639–661, 2010. <https://doi.org/10.1007/s10589-008-9176-7>.
- [96] G. Fay, "Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation," *Standord University. Stanford, CA*, 2001. <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:210874328>.
- [97] M. Selig. *Summary of Low Speed Airfoil Data*. no. v. 1 in Summary of Low Speed Airfoil Data, SoarTech Publications, 1995. <https://books.google.com/books?id=qtIeAQAAIAAJ>.
- [98] J. S. Hayden, "The effect of the ground on helicopter hovering power required," in *Proc. AHS 32nd Annual Forum, 1976*, 1976. <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:115406795>.
- [99] X. He, G. Kou, M. Calaf, and K. K. Leang, "In-ground-effect modeling and nonlinear-disturbance observer for multirotor unmanned aerial vehicle control," *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, vol.141, no.7, p.071013, 2019. <https://doi.org/10.1115/1.4043221>.
- [100] M. D. Pavel, "Understanding the control characteristics of electric vertical take-off and landing (eVTOL) aircraft for urban air mobility," *Aerospace Science and Technology*, vol.125, p.107143, 2022. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107143>.
- [101] D. Gauthier, N. Biederman, B. Gyovai, and J. Wilhelm, "Digital twin of a dc brushless electric motor-propeller system with application to drone dynamics," in *AIAA SCITECH 2024 Forum*, p.2359, 2024. <https://doi.org/10.2514/6.2024-2359>.
- [102] J. Mao, J. Yeom, S. Nair, and G. Loianno, "From propeller damage estimation and adaptation to fault tolerant control: Enhancing quadrotor resilience," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol.9, no.5, pp.4297–4304, 2024. <https://doi.org/10.1109/LRA.2024.3380923>.
- [103] H. Kim, D. Lim, and K. Yee, "Flight performance with respect to rotor rotation directions of multirotor aircraft," *AIAA Journal*, vol.61, no.5, pp.2189–2207, 2023. <https://doi.org/10.2514/1.J062330>.
- [104] S. Al-zubaidi and K. Stol, "Analysis of the transient response of uav rotors," in *14th Annual International Micro Aerial Vehicles Conference and Competition*, 2023. <https://hdl.handle.net/2292/67614>.
- [105] J. X. J. Bannwarth, "Aerodynamic modelling and wind disturbance rejection of multirotor unmanned aerial vehicles," *PhD, Department of Mechanical Engineering, The University of Auckland, Auckland, New Zealand*, 2022. <https://hdl.handle.net/2292/51737>.
- [106] N.-Y. Liang, G.-B. Huang, P. Saratchandran, and N. Sundararajan, "A fast and accurate online sequential learning algorithm for feedforward networks," *IEEE Transactions on neural networks*, vol.17, no.6, pp.1411–1423, 2006. <https://doi.org/10.1109/TNN.2006.880583>.

- [107] S. A. Emami, P. Castaldi, and A. Banazadeh, “Neural network-based flight control systems: Present and future,” *Annual Reviews in Control*, vol.53, pp.97–137, 2022. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1367578822000219>.
- [108] M. M. Polycarpou, “Stable adaptive neural control scheme for nonlinear systems,” *IEEE Transactions on Automatic control*, vol.41, no.3, pp.447–451, 1996. <https://doi.org/10.1109/9.486648>.
- [109] Y. Zou and Z. Zheng, “A robust adaptive rbfnn augmenting backstepping control approach for a model-scaled helicopter,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol.23, no.6, pp.2344–2352, 2015. <https://doi.org/10.1109/TCST.2015.2396851>.
- [110] H. K. Khalil. *Nonlinear systems*. Prentice hall Upper Saddle River, NJ, 3rd ed. , 2002. [https://books.google.com/books/about/Nonlinear\\_Systems.html?id=t\\_d1QgAACAAJ](https://books.google.com/books/about/Nonlinear_Systems.html?id=t_d1QgAACAAJ).
- [111] R. Rysdyk and A. J. Calise, “Robust nonlinear adaptive flight control for consistent handling qualities,” *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol.13, no.6, pp.896–910, 2005. <https://doi.org/10.1109/TCST.2005.854345>.
- [112] R. Rysdyk and A. Calise, “Fault tolerant flight control via adaptive neural network augmentation,” in *Guidance, navigation, and control conference and exhibit*, p.4483, 1998. <https://doi.org/10.2514/6.1998-4483>.
- [113] S. Akhlaghi, N. Zhou, and Z. Huang, “Adaptive adjustment of noise covariance in kalman filter for dynamic state estimation,” in *2017 IEEE power & energy society general meeting*, pp.1–5, IEEE, 2017. <https://doi.org/10.1109/PESGM.2017.8273755>.
- [114] R. Zanetti and K. J. DeMars, “Joseph formulation of unscented and quadrature filters with application to consider states,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol.36, no.6, pp.1860–1864, 2013. <https://doi.org/10.2514/1.59935>.
- [115] M. Ramírez-Neria, A. Luviano-Juárez, J. González-Sierra, R. Ramírez-Juárez, J. Aguerrebere, and E. G. Hernandez-Martinez, “Active disturbance rejection control for the trajectory tracking of a quadrotor,” in *Actuators*, vol.13, p.340, MDPI, 2024. <https://doi.org/10.3390/act13090340>.
- [116] M. Khan, M. Zafar, and A. Chatterjee, “Barrier functions in cascaded controller: Safe quadrotor control,” in *2020 American Control Conference (ACC)*, pp.1737–1742, IEEE, 2020. <https://doi.org/10.23919/ACC45564.2020.9147864>.
- [117] M. Cohen and C. Belta. *Adaptive and learning-based control of safety-critical systems*. Springer, 2023. <https://doi.org/10.1007/978-3-031-29310-8>.
- [118] M. Welsch and W. Fichter, “Control of large multicopters with rate-limited electric motors,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*, p.1832, 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-1832>.

- 
- [119] Z.-P. Jiang and I. Marcels, “A small-gain control method for nonlinear cascaded systems with dynamic uncertainties,” *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol.42, no.3, pp.292–308, 1997. <https://doi.org/10.1109/9.557574>.
  - [120] X. Zhou, X. Yu, K. Guo, S. Zhou, L. Guo, Y. Zhang, and X. Peng, “Safety flight control design of a quadrotor uav with capability analysis,” *IEEE Transactions on Cybernetics*, vol.53, no.3, pp.1738–1751, 2023. <https://doi.org/10.1109/TCYB.2021.3113168>.
  - [121] M. Harms, M. Jacquet, and K. Alexis, “Safe quadrotor navigation using composite control barrier functions,” *arXiv preprint arXiv:2502.04101*, 2025. <https://arxiv.org/abs/2502.04101>.

# پیوست آ

## مطلوب تکمیلی

### آ-۱ اثبات روابط بدست آمده از BET

در این قسمت برای نمونه ضریب نیروی رانش به صورت تحلیلی انتگرال‌گیری شده است. با جایگذاری روابط (۵۳-۲)، (۵۴-۲)، (۵۵-۲)، (۵۸-۲)، (۶۱-۲) و (۵۹-۲) در رابطه ضریب رانش (۲-۶۶) داریم:

$$C_f = \frac{N_B}{2\pi^2 R_p} \int_{\delta_b}^1 \int_0^{2\pi} \left[ (a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0) (r + \mu \sin \psi)^2 (c_{l_0} + c_{l_\alpha} \left( \theta_0 + m_\theta r - \frac{\lambda}{r + \mu \sin \psi} \right)) \right] d\psi dr \quad (1-\tilde{1})$$

با بسط روابط بدست می آید:

$$\begin{aligned}
 C_f &= \frac{N_B}{2\pi^2 R_p} \int_{\delta_b}^1 \int_0^{2\pi} \left[ (c_{l_0} + c_{l_\alpha}(\theta_0 + m_\theta r)) (a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0) (r + \mu \sin \psi)^2 \right. \\
 &\quad - c_{l_\alpha} \lambda (a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0) (r + \mu \sin \psi) \Big] d\psi dr \\
 &= \frac{N_B}{2\pi^2 R_p} \int_{\delta_b}^1 \int_0^{2\pi} \left[ (c_{l_0} + c_{l_\alpha} \theta_0) (a_4 r^6 + a_3 r^5 + a_2 r^4 + a_1 r^3 + a_0 r^2 \right. \\
 &\quad + 2\mu(a_4 r^5 + a_3 r^4 + a_2 r^3 + a_1 r^2 + a_0 r) \sin \psi \\
 &\quad + \mu^2(a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0) \sin^2 \psi) \\
 &\quad + m_\theta c_{l_\alpha} (a_4 r^7 + a_3 r^6 + a_2 r^5 + a_1 r^4 + a_0 r^3 \\
 &\quad + 2\mu(a_4 r^6 + a_3 r^5 + a_2 r^4 + a_1 r^3 + a_0 r^2) \sin \psi \\
 &\quad + \mu^2(a_4 r^5 + a_3 r^4 + a_2 r^3 + a_1 r^2 + a_0 r) \sin^2 \psi) \\
 &\quad - c_{l_\alpha} \lambda (a_4 r^5 + a_3 r^4 + a_2 r^3 + a_1 r^2 + a_0 r \\
 &\quad \left. + \mu(a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0) \sin \psi \right] d\psi dr
 \end{aligned} \tag{۲-۱}$$

با استفاده از خاصیت  $2 \sin^2 \psi = 1 - \cos 2\psi$  و با محاسبه انتگرال نسبت به  $\psi$  بدست می آید:

$$\begin{aligned}
 C_f &= \frac{N_B}{2\pi R_p} \int_{\delta_b}^1 \left[ (c_{l_0} + c_{l_\alpha} \theta_0) (2(a_4 r^6 + a_3 r^5 + a_2 r^4 + a_1 r^3 + a_0 r^2) \right. \\
 &\quad + \mu^2(a_4 r^4 + a_3 r^3 + a_2 r^2 + a_1 r + a_0)) \\
 &\quad + m_\theta c_{l_\alpha} (2(a_4 r^7 + a_3 r^6 + a_2 r^5 + a_1 r^4 + a_0 r^3) \\
 &\quad + \mu^2(a_4 r^5 + a_3 r^4 + a_2 r^3 + a_1 r^2 + a_0 r)) \\
 &\quad \left. - 2 c_{l_\alpha} \lambda (a_4 r^5 + a_3 r^4 + a_2 r^3 + a_1 r^2 + a_0 r) \right] dr
 \end{aligned} \tag{۳-۱}$$

بدین ترتیب، با انتگرال‌گیری نسبت به  $r$  بدست می آید:

$$\begin{aligned}
 C_f &= \frac{N_B}{2\pi R_p} \left[ (c_{l_0} + c_{l_\alpha} \theta_0) \left( \frac{2a_4(1 - \delta_b^7)}{7} + \frac{a_3(1 - \delta_b^6)}{3} + \frac{2a_2(1 - \delta_b^5)}{5} + \frac{a_1(1 - \delta_b^4)}{2} + \frac{2a_0(1 - \delta_b^3)}{3} \right. \right. \\
 &\quad + \mu^2 \left( \frac{a_4(1 - \delta_b^5)}{5} + \frac{a_3(1 - \delta_b^4)}{4} + \frac{a_2(1 - \delta_b^3)}{3} + \frac{a_1(1 - \delta_b^2)}{2} + a_0(1 - \delta_b) \right) \Big) \\
 &\quad + m_\theta c_{l_\alpha} \left( \frac{a_4(1 - \delta_b^8)}{4} + \frac{2a_3(1 - \delta_b^7)}{7} + \frac{a_2(1 - \delta_b^6)}{3} + \frac{2a_1(1 - \delta_b^5)}{5} + \frac{a_0(1 - \delta_b^4)}{2} \right. \\
 &\quad + \mu^2 \left( \frac{a_4(1 - \delta_b^6)}{6} + \frac{a_3(1 - \delta_b^4)}{5} + \frac{a_2(1 - \delta_b^4)}{4} + \frac{a_1(1 - \delta_b^3)}{3} + \frac{a_0(1 - \delta_b^2)}{2} \right) \Big) \\
 &\quad \left. \left. - c_{l_\alpha} \lambda \left( \frac{a_4(1 - \delta_b^6)}{3} + \frac{2a_3(1 - \delta_b^5)}{5} + \frac{a_2(1 - \delta_b^4)}{2} + \frac{2a_1(1 - \delta_b^3)}{3} + a_0(1 - \delta_b^2) \right) \right) \right]
 \end{aligned} \tag{۴-۱}$$

## Abstract

The rapid growth of urban populations has intensified transportation challenges such as congestion, pollution, and limited mobility, driving demand for autonomous electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL) air taxis. Developing autonomous systems requires safety guarantees and robust control systems capable of handling uncertainties, disturbances, and actuator faults. This research introduces an Intelligent control framework for a multirotor eVTOL in Urban Air Mobility (UAM) applications to track the desired trajectory in the presence of uncertainties, external disturbances, and actuator faults. The inner-loop attitude/altitude tracking employs a Composite Adaptive Neural Control with Disturbance Observer (CANCDO), combining Lyapunov-based neural network adaptation to compensate for uncertainties and a disturbance observer to estimate the upper bound of disturbances and compensate for estimation errors. The framework simultaneously trains the neural network and disturbance observer online based on a composite error that consists of both tracking error and the state estimation error from an adaptive observer. The outer-loop horizontal position control uses a PD controller enhanced with an Extended State Observer (ESO) for precise trajectory tracking. To provide fault tolerance, a novel robust two-stage Fault Detection and Diagnosis (FDD) scheme is proposed that estimates actuator effectiveness coefficients in real time, paired with dynamic control allocation to optimally distribute virtual control efforts during failures. Additionally, adaptive Control Barrier Functions (aCBFs) enforce safety constraints on position and velocity by incorporating real-time uncertainty estimates from CANCDO, ensuring safe operation despite model discrepancies. The framework is validated on a high-fidelity multirotor air taxi model, demonstrating a 36% reduction in trajectory tracking RMSE compared to conventional PID controllers under simultaneous faults (partial/complete motor failures) and severe wind disturbances exceeding 20 m/s. Therefore, by unifying adaptive intelligent control, fault tolerance, and safety guarantees, this work advances assured autonomy for multirotor eVTOLs in urban air mobility.

**Keywords:** Safe Learning-based Control, Adaptive Control, Fault-tolerant Control, Neural Network, Autonomous Systems, Safety-critical Systems, Multirotor, Urban Air Mobility



Sharif University of Technology  
Department of Aerospace Engineering

M.Sc. Thesis

## **Fault-tolerant Adaptive Intelligent Control of a Multi-rotor eVTOL Air Taxi**

By:

**Mahdi Shahrajabian**

Supervisor:

**Dr. Fariborz Saghafi**

September 2025