

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه برای دریافت درجه دکتری رشته مهندسی هوافضا
گرایش مکانیک پرواز و کنترل

کنترل تطبیقی مبتنی بر شبکه عصبی برای هواپیما
در زاویه حمله بالا

نگارش

سید حسین ساداتی

استاد راهنما

دکتر مهدی سبزه پرور

بهار ۱۳۸۷

تقدیم به:

همسر، پدر و مادر

تشکر و قدردانی

برخود لازم می‌دانم که در اینجا از استاتید ارجمند، جناب آقای دکتر مهدی سبزه‌پرور، دکتر محمد باقر منہاج و دکتر محسن بهرامی که در طی دوران تحصیلی راهنمایی‌ام کرده‌اند و همچنین سایر اساتید و خصوصاً هیئت ژوری محترم، آقایان دکتر مهدی مرتضوی، دکتر حیدرعلی طالبی، دکتر منصور کبگانیان و دکتر جعفر روشنیان قدردانی نمایم. از خداوند بزرگ برای استاتید محترم آرزوی بهروزی و سعادت را مسئلت دارم.

سید حسین ساداتی

بهار ۸۷

چکیده

زمانیکه هواپیمای جنگنده پیشرفته در زوایای حمله بالا پرواز می‌کند، کولپینگ اینرسی، تاثیرات آیرودینامیک ناپایا، لرزش بال (wing rock) و اشباع سطوح کنترل آیرودینامیکی منجر به اشکال در کنترل و مانورپذیری می‌شوند. هواپیماهای مدرن مستلزم مانورپذیری بالا هستند. دینامیک غیرخطی پیچیده بیان شده به سادگی توسط مدل‌های خطی نمی‌تواند تخمین زده شود. همچنین از آنجایی که کنترلرهای خطی برای رسیدن به عملکرد و پایداری مطلوب، برای دینامیک خطی شده در نقاط عملکردی طراحی می‌شوند، استفاده از تئوری کنترل غیرخطی انگیزه‌ای جهت پاسخ به ملزومات پایداری و عملکرد با وجود دینامیک غیرخطی پیچیده می‌باشد. در طراحی کنترلر با استفاده از پسخوراندخطی‌ساز، مدل دقیق غیرخطی لازم می‌باشد، لذا مقاوم بودن را با وجود نامعینی تضمین نمی‌کند. سیستم‌های با نامعینی را می‌توان با کنترل مقاوم بررسی کرد. از ملزومات طراحی با کنترل مقاوم، معلوم بودن کران بالا روی خطای مدل‌سازی، مشخص بودن برخی خصوصیات نامعینی مدل و مدل نامی می‌باشد. روش دیگر برای بررسی این گونه مسائل استفاده از کنترل تطبیقی است. کنترل تطبیقی دارای این مزیت است که محدودیت روی نامعینی لازم نیست شناخته شده باشد، همچنین نامعینی بطور همزمان حذف و سازگار می‌شود. کنترل تطبیقی برای دستگاه‌های که پارامترهای نامشخص بطور خطی در آن ظاهر می‌شوند، دارای عملکرد موفق بوده است. روشهای طراحی کنترل تطبیقی استاندارد با فرض پارامتریزه کردن خطی نامعینی، دارای محدودیت می‌باشند. شبکه عصبی قدرت غلبه بر مشکلات مربوط به بکار بردن کنترل تطبیقی برای سیستم‌های نامعین غیرخطی را داراست. کاربرد شبکه عصبی در ساختار کنترل پرواز بر اساس پسخوراندخطی‌ساز و گام به عقب دینامیک هواپیما بعنوان ابزار مناسب برای این مسئله مد نظر می‌باشد. لذا از نقطه نظر تئوری ساختار تعقیب کنترل مستقیم با استفاده از شبکه عصبی بیان می‌شود. شبکه عصبی برای تبدیل معکوس غیرخطی که برای پسخوراندخطی‌ساز و گام به عقب لازم است استفاده می‌گردد. علاوه بر آن شبکه عصبی قادر به یادگیری همزمان جهت خطای معکوس که ممکن است از مدل‌سازی ناقص، تخمین معکوس یا تغییرات ناگهانی در دینامیک و ضرایب آیرودینامیکی هواپیما ناشی شود، می‌باشد. برای حصول اطمینان از سازگاری الگوریتم از فرضیات متعارف در مورد غیرخطی‌سازی که حاکی از خطای معکوس می‌باشد، استفاده می‌شود. از طریق تئوری پایداری لیاپانوف نشان داده می‌شود که خطاهای تعقیب و وزن‌های شبکه‌های عصبی بطور نمایی به یک مجموعه متراکم همگرا می‌شوند. هدف اصلی طراحی کنترلر نشان دادن تطبیق نامعینی آیرودینامیکی در شکل متغیرات پارامتریک و دینامیک مدل نشده می‌باشد که در طراحی کنترل معکوس نامی دیده نمی‌شود. در راستای مطالب گفته شده برای تایید سیستم کنترل پیشنهادی، شبیه‌سازی‌هایی با استفاده از دینامیک هواپیما اجرا و نتایج با پسخوراندخطی‌ساز مقایسه می‌گردد.

کلید واژه: شبکه‌ی عصبی، کنترل پرواز، کنترلر تطبیقی، آیرودینامیک، تئوری پایداری لیاپانوف

Key Words: Neural Networks, flight control, Adaptive Controller, aerodynamic, Lyapunov Stability Theory

فهرست علائم و اختصارات

| | |
|-------------------------|--|
| δ_e | زاویه الویتور..... |
| δ_a | زاویه الران..... |
| δr | زاویه رادر..... |
| α | زاویه حمله..... |
| β | زاویه سرش جانبی..... |
| μ | زاویه چرخش حول بردار سرعت..... |
| γ | زاویه مسیر پرواز..... |
| χ | زاویه سرعت با شمال..... |
| I_x, I_y, I_z, I_{xz} | ممانهای اینرسی..... |
| L, D, Y | نیروی بالابر، نیروی مقاوم و نیروی جانبی..... |
| V | سرعت هواپیما..... |
| M | عدد ماخ..... |
| l, m, n | ممانهای آیرودینامیکی..... |
| H | ارتفاع از سطح دریاهای آزاد..... |
| p, q, r | نرخهای زاویه‌ای رول، پیچ، یاو..... |
| V_{ad} | المان تطبیقی برای جبران مدل خطای معکوس..... |
| V_r | ترم مقاوم..... |

فهرست مطالب

| عنوان | صفحه |
|--|------|
| ۱-مقدمه..... | ۱ |
| ۱-۱-ساختار این رساله..... | ۶ |
| ۲- مشکلات پرواز در زوایای حمله بالا..... | ۱۰ |
| ۱-۲-آیرویدینامیک وسیله پرنده پس از واماندگی..... | ۱۰ |
| ۲-۲-کوپلینگ‌ها در زوایای حمله بالا..... | ۱۱ |
| ۲-۳-انحراف یاو..... | ۱۲ |
| ۳-مروری بر آخرین یافته‌ها..... | ۱۵ |
| ۱-۳-کنترل غیرخطی و شبکه‌های عصبی..... | ۱۵ |
| ۲-۳-کنترل پرواز..... | ۲۰ |
| ۳-۳-کنترل پسخورخروجی..... | ۲۹ |
| ۴-۳-جمع‌بندی کارهای انجام شده..... | ۳۳ |
| ۳-۵-طراحی کنترلر تطبیقی با استفاده از شبکه عصبی..... | ۳۵ |
| ۴-تاریخچه کنترل و دسته‌بندی روشهای کنترل پرواز..... | ۴۰ |
| ۱-۴-روند توسعه تئوری‌های کنترل..... | ۴۰ |
| ۲-۴-جدول‌بندی بهره..... | ۴۵ |
| ۳-۴-وارون دینامیک (پسخوراندخطی ساز)..... | ۴۸ |
| ۴-۴-کنترل گام به عقب..... | ۵۰ |
| ۵-۴-کنترل مقاوم..... | ۵۲ |
| ۶-۴-کنترل ساختار متغیر..... | ۵۲ |
| ۷-۴-کنترل فازی..... | ۵۳ |
| ۸-۴-کنترل بهینه..... | ۵۴ |
| ۹-۴-شبکه‌های عصبی..... | ۵۴ |

| | |
|-----|---|
| ۵۹ | ۵- ساختار کنترل پرواز هوشمند |
| ۶۰ | ۵-۱- طراحی کنترلر پرواز با استفاده از وارون دینامیک و شبکه‌ی عصبی |
| ۶۰ | ۵-۱-۱- قانون کنترل وارون دینامیک |
| ۶۲ | ۵-۱-۲- کنترلر تطبیقی با استفاده از وارون دینامیک و شبکه عصبی |
| ۶۶ | ۵-۱-۳- شبیه‌سازی عددی |
| ۶۷ | ۵-۱-۴- نتیجه‌گیری |
| ۷۲ | ۵-۲- کنترل پرواز با استفاده از گام به عقب و شبکه عصبی |
| ۸۳ | ۵-۳- طراحی کنترلر گام به عقب با استفاده از شبکه عصبی برای هواپیمای جنگنده با وجود بردار تراست |
| ۹۸ | ۶- کنترل پرواز تطبیقی مقاوم در زاویه حمله بالا با استفاده از شبکه عصبی |
| ۹۸ | ۶-۱- مقدمه |
| ۹۹ | ۶-۲- قوانین کنترل وارون دینامیک غیرخطی |
| ۱۰۱ | ۶-۳- کنترل تطبیقی با استفاده از شبکه‌ی عصبی |
| ۱۰۲ | ۶-۴- طراحی کنترل تطبیقی شبکه‌ی عصبی |
| ۱۰۴ | ۶-۵- الگوریتم بهنگام کردن وزن‌های مقاوم و آنالیز پایداری |
| ۱۰۶ | ۶-۶- شبیه‌سازی عددی |
| ۱۰۷ | ۶-۷- نتیجه‌گیری |
| ۱۱۴ | ۷- کنترل پسخور خروجی تطبیقی برای هواپیمای جنگنده با عملکرد بالا با استفاده از شبکه عصبی |
| ۱۱۴ | ۷-۱- مقدمه |
| ۱۱۵ | ۷-۲- پسخور خروجی تطبیقی با استفاده از شبکه‌ی عصبی |
| ۱۲۰ | ۷-۳- الگوریتم بهنگام کردن وزن‌ها و تحلیل پایداری |
| ۱۲۲ | ۷-۴- شبیه‌سازی عددی |
| ۱۲۴ | ۷-۵- نتیجه‌گیری |
| ۱۳۲ | ۸- نتیجه‌گیری و پیشنهاد ادامه کار |
| ۱۳۲ | ۸-۱- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری |

| | |
|-----|---|
| ۱۳۶ | ۲-۸- نوآوری‌ها و نکات بدیع |
| ۱۳۷ | ۳-۸- پژوهش‌های پیش‌رو |
| ۱۳۸ | ۹- مراجع |
| ۱۴۷ | ضمایم: |
| ۱۴۷ | ضمیمه اول: معادلات حرکت، ضرایب آیرودینامیکی و حسگرهای هواپیما |
| ۱۴۷ | الف- معادلات حرکت |
| ۱۴۹ | ب- ضرایب آیرودینامیکی و پیش‌رانه |
| ۱۵۲ | ج- حسگرهای هواپیما |
| ۱۵۵ | ضمیمه دوم: اثبات قضیه ۱-۵ |
| ۱۵۷ | ضمیمه سوم: اثبات لم ۱-۵ |
| ۱۵۸ | ضمیمه چهارم: اثبات قضیه (۲-۵) |
| ۱۶۰ | ضمیمه پنجم: اثبات قضیه (۳-۵) |
| ۱۶۳ | ضمیمه ششم: اثبات قضیه (۱-۶) |
| ۱۶۵ | ضمیمه هفتم: اثبات قضیه (۱-۷) |
| ۱۶۷ | ضمیمه هشتم: مقایسه روش‌های طراحی سیستم کنترل پرواز در نشست |

فهرست اشکال

| عنوان | صفحه |
|---|------|
| شکل (۱-۱) - مانور هربست با بردار سرعت..... | ۱ |
| شکل (۱-۳) - طرح پیشنهادی تشخیص و جبران نقص..... | ۲۹ |
| شکل (۱-۴) - دیاگرام جعبه ای برای ساختار حلقه داخلی - خارجی..... | ۴۹ |
| شکل (۲-۴) - ساختار شبکه سه لایه..... | ۵۶ |
| شکل (۱-۵) - ساختار کنترلر تطبیقی عصبی..... | ۵۹ |
| شکل (۲-۵): نمودار مدل مرجع و خروجی سیستم با وارون دینامیک..... | ۶۸ |
| شکل (۳-۵): نمودار نرخ زاویه ای رول، پیچ و یاو با وارون دینامیک..... | ۶۹ |
| شکل (۴-۵): نمودار تغییرات زوایای سطوح کنترل با وارون دینامیک..... | ۶۹ |
| شکل (۵-۵): نمودار فرمان مرجع و خروجی سیستم با کنترلر تطبیقی (زوایای حمله، لغزش جانبی و چرخش)..... | ۷۰ |
| شکل (۶-۵): نمودار نرخ زاویه ای رول، پیچ و یاو با کنترلر تطبیقی..... | ۷۰ |
| شکل (۷-۵): تغییرات زاویه سطوح کنترل با کنترلر تطبیقی..... | ۷۱ |
| شکل (۸-۵): نمودار تغییرات سیگنال کنترل از شبکه عصبی (V_{ad})..... | ۷۱ |
| شکل (۹-۵) - ساختار کنترلر تطبیقی عصبی با حلقه داخلی - خارجی..... | ۷۹ |
| شکل (۱۰-۵) - نمودار فرمان مدل - مرجع و خروجی سیستم..... | ۸۰ |
| شکل (۱۱-۵) - نمودار تغییرات نرخ زاویه ای..... | ۸۰ |
| شکل (۱۲-۵) - نمودار تغییرات زوایای سطوح کنترل..... | ۸۱ |
| شکل (۱۳-۵) - نمودار تغییرات شبکه عصبی اول..... | ۸۱ |
| شکل (۱۴-۵) - نمودار تغییرات شبکه عصبی دوم..... | ۸۲ |
| شکل (۱۵-۵) - نمودار جعبه ای روش زنجیره ای برای محاسبه فرمان بردار تراست..... | ۹۱ |
| شکل (۱۶-۵) - نمودار فرمان مدل - مرجع و خروجی سیستم (μ و α, β)..... | ۹۱ |
| شکل (۱۷-۵) - نمودار تغییرات نرخ زاویه ای..... | ۹۲ |

- شکل (۵-۱۸) - نمودار تغییرات زوایای سطوح کنترل آیرودینامیکی ۹۲
- شکل (۵-۱۹) - نمودار تغییرات زوایای بردار تراست ۹۳
- شکل (۵-۲۰) - نمودار تغییرات زوایای μ, γ and χ ۹۳
- شکل (۵-۲۱) - نمودار تغییرات سرعت ۹۴
- شکل (۵-۲۲) - نمودار تغییرات ارتفاع ۹۴
- شکل (۵-۲۳) - نمودار تغییرات موقعیت ۹۵
- شکل (۵-۲۴) - نمودار تغییرات شبکه عصبی اول V_{ad1} ۹۵
- شکل (۵-۲۵) - نمودار تغییرات شبکه عصبی دوم V_{ad2} ۹۶
- شکل (۶-۱) - ساختار قانون کنترل وارون دینامیک ۱۰۸
- شکل (۶-۲) - نمودار فرمان مدل-مرجع و خروجی سیستم (P_s, α, β) ۱۰۸
- شکل (۶-۳) - نمودار تغییرات نرخ زاویه‌ای ۱۰۹
- شکل (۶-۴) - نمودار تغییرات زوایای سطوح کنترل آیرودینامیکی ۱۰۹
- شکل (۶-۵) - نمودار تغییرات زوایای بردار تراست ۱۱۰
- شکل (۶-۶) - نمودار تغییرات سرعت ۱۱۰
- شکل (۶-۷) - نمودار تغییرات زوایای μ, γ and χ ۱۱۱
- شکل (۶-۸) - نمودار تغییرات ارتفاع ۱۱۱
- شکل (۶-۹) - نمودار تغییرات موقعیت ۱۱۲
- شکل (۶-۱۰) - نمودار تغییرات سیگنال شبکه عصبی V_{ad} ۱۱۲
- شکل (۷-۱) - نمودار فرمان مدل-مرجع و خروجی سیستم (P_s, α, β) ۱۲۵
- شکل (۷-۲) - نمودار تغییرات نرخ زاویه‌ای ۱۲۵
- شکل (۷-۳) - نمودار تغییرات زوایای سطوح کنترل آیرودینامیکی ۱۲۶
- شکل (۷-۴) - نمودار تغییرات زوایای بردار تراست ۱۲۶
- شکل (۷-۵) - نمودار تغییرات سرعت ۱۲۷

- شکل (۶-۷) - نمودار تغییرات زوایای μ, γ and χ ۱۲۷
- شکل (۷-۷) - نمودار تغییرات ارتفاع ۱۲۸
- شکل (۸-۷) - نمودار تغییرات موقعیت ۱۲۸
- شکل (۹-۷) - نمودار تغییرات سیگنال شبکه عصبی V_{ad} ۱۲۹
- شکل (۱۰-۷) - ساختار رویتنگر غیرخطی ۱۲۹
- شکل (۱۱-۷) - نمودار فرمان مدل-مرجع و خروجی سیستم (P_s, α, β) با رویتنگر غیرخطی ۱۳۰
- شکل (۱۲-۷) - نمودار تغییرات سیگنال شبکه عصبی V_{ad} با رویتنگر غیرخطی ۱۳۰
- شکل (ض ۱-۱) - محورهای مختصات و نیروهای وارد بر هواپیما ۱۴۷
- شکل (ض ۱-۸) - نمودار تغییرات سرعت بر حسب زمان ۱۷۷
- شکل (ض ۲-۸) - نمودار تغییرات الویتور بر حسب زمان ۱۷۷
- شکل (ض ۳-۸) - نمودار تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان ۱۷۸
- شکل (ض ۴-۸) - نمودار مسیر دلخواه و واقعی فلر بر حسب زمان ۱۷۸
- شکل (ض ۵-۸) - نمودار سیگنال تطبیقی شبکه عصبی بر حسب زمان ۱۷۹
- شکل (ض ۶-۸) - نمودار تغییرات λ_q بر حسب زمان ۱۷۹

فهرست جداول

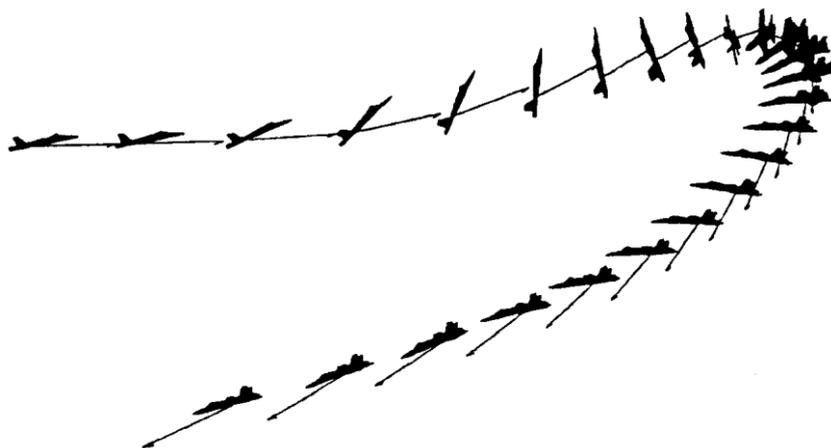
| صفحه | عنوان |
|------|--|
| ۶۸ | جدول (۵-۱): میانگین خطای مدل سازی آیرودینامیکی..... |
| ۱۵۱ | جدول (ض-۱-۱) -اطلاعات هواپیمای F-18..... |
| ۱۵۲ | جدول (ض-۱-۲) -محدوده و نرخ چرخش سطوح کنترل و بردار تراست F-18..... |
| ۱۷۶ | جدول (ض-۸-۱) -اطلاعات هواپیمای B-727..... |

فصل اول

مقدمه

۱- مقدمه

قابلیت مانورپذیری هواپیما مشخصه ایست که امکان دستیابی به مقادیر لحظه‌ای ارتفاع، سرعت، ضریب بار، انجام مانور سریع مورد نیاز در پرواز را تعیین می‌کند. در چند سال اخیر، ویژگی‌های جدیدی برای هواپیماهای جنگی در نظر گرفته شده که نظریه‌های ارزیابی عملکرد هواپیماها را بشدت تغییر داده است. این امر اولاً با اهمیت بالای مراحل ناپایای پرواز^۱ و ثانیاً با پیچیدگی روزافزون عملیات پروازی و نیازهای ارائه شده برای هواپیما (بویژه برای هواپیماهای سریع و مانوری) مرتبط می‌باشد. بنظر می‌رسد که در نبردهای نزدیک، هواپیمایی که قابلیت رسیدن به زاویه حمله (α) بالا را دارد قطعاً دارای برتری می‌باشد. طراحی چنین هواپیماهای با قابلیت مانوری بالا^۲ پیچیده و رقابت خسته‌کننده‌ای را در پی دارد. قابلیت مانورپذیری بالا چالاکی هواپیما در انجام مانور تاکتیکی کنترل‌پذیر در آن طرف حداکثر برای زاویه حمله را بیان می‌کند. شکل (۱-۱)، انجام چنین مانوری را نشان می‌دهد.



شکل (۱-۱) - مانور هر بیست با بردار سرعت

مزایای مانور تاکتیکی در زاویه حمله بالا، قابلیت بقاء در نبرد، اغفال خلبانان دشمن و قابلیت افزایش شانس شلیک اول می‌باشد. هر محدودیتی در قابلیت زاویه حمله و یا کنترل‌پذیری در زوایای بالا موجب

¹- Unsteady Flight

²- Supermaneuverability

محدودیت در قابلیت‌های تهاجمی و تدافعی در رزم هوایی می‌گردد. هواپیماهای مانور کننده در زوایای حمله نزدیک حداکثر برآ اغلب مشخصه‌های ناخواسته‌ای نظیر تمایل به افتادن دماغه و اسپین را نشان می‌دهند. گذشته از تمایل به حذف این مشخصه‌ها، علاقه فزاینده‌ای به گسترش قابلیت مانوری هواپیما در زوایای حمله بالا و فراتر از آن با استفاده از خلبان خودکار وجود دارد.

با توجه با آنچه عنوان شد، انتظار می‌رود هواپیماهای نسل آینده از عملکرد و مانورپذیری بالایی برخوردار باشند که در این صورت در رژیم‌های پروازی به آیرودینامیک غیرخطی نیاز خواهند داشت. پرواز در حالت استال و یا نزدیک استال در زوایای حمله بالا برای احراز برتری هوایی در هواپیمای جنگنده‌های نسل آینده حائز اهمیت می‌باشد. روش‌های شناسایی در طراحی کنترل پیشرفته نوین نیاز به بررسی دینامیک غیرخطی پیچیده چنین وسایلی دارد. عدم قطعیت ناشی با مدل‌سازی، پیچیدگی غیرخطی و پدیده‌های ناپایا مرتبط با پرواز در زاویه حمله بالا، چالش‌های اصلی در طراحی سیستم‌های کنترل پرواز برای این رژیم‌ها است [۱] - [۳].

سیستم‌های کنترل پرواز عمدتاً با استفاده از مدل‌های خطی سازی و جدول‌بندی بهره طراحی می‌شوند. مدل‌ها در شرایط زاویه حمله بالا معمولاً با بکارگیری تکنیک‌های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) یا تست تونل باد بدست می‌آیند که نمونه‌های پیچیده خصوصیات آیرودینامیکی هواپیما را در برخواهند داشت. از طرفی مدل‌های آیرودینامیکی خطی شده بسیاری از خصوصیات غیرخطی شناخته شده ناپایا، نظیر لرزش بال^۱، رول معکوس^۲ و yaw departure و چیزهای دیگر را پیش‌بینی نمی‌کنند. علاوه بر این چنین مانورهای پروازی تهاجمی پیچیده تحت شرایط پروازی رخ می‌دهد که جریان ناپایا و تاثیرات آیرودینامیک پیچیده تغییرات خاص خود را روی پارامترها اعمال می‌کند. ترکیب این عوامل حاکی از آن است که طراحی کنترل پرواز نسل آینده نیاز به خصوصیات ذیل دارد:

¹ - wing rock
² - roll reversal

- این حقیقت باید مستقیماً مورد ملاحظه قرار گیرد که سیستم‌های دینامیکی حلقه باز هواپیما و ابزار عمل‌کننده آن الزماً غیرخطی باشند.

- درجه بالایی از هر دو عدم قطعیت پارامتریک و دینامیک در زاویه حمله بالا وجود دارد.

- به حد اشباع رسیدن سطوح کنترلی.

کنترل سیستم‌های غیرخطی به وسیله خطی‌سازی پس‌خور بخوبی شناخته شده و به‌طور وسیع در سیستم‌های دینامیکی بکار رفته است، به‌خصوص از این روش در کنترل پرواز هواپیما از طریق تحقیقات تئوری و کاربردی و اجرای آزمون‌های پروازی استفاده شده است [۲ و ۴]. این کار در معکوس حلقه‌های داخلی و خارجی به‌طور جداگانه و بر اساس تخمین دو مقیاس زمانی، که اغلب در دینامیک‌های هواپیما تفکیک‌ناپذیر است، بکار رفته است. این امر طراحی معکوس برای اجرا را بدون تبدیل حالت امکان‌پذیر می‌سازد زیرا دینامیک برای هر حلقه (وقتی که جداگانه بررسی می‌شوند) مربع می‌باشد (یعنی تعداد کنترلرها مساوی تعداد درجات آزادی هستند).

فرایند طراحی (جداسازی دینامیک پرواز به دینامیک سریع و آهسته) می‌تواند به دو مرحله تقسیم شود [۱] و [۲]: در حلقه بیرونی، کنترلر برای حالت‌های آهسته μ, α, β برای تسهیل تعقیب فرمان‌های داده شده به فرض اینکه حالت‌های سریع r, q, p ورودی‌های کنترل هستند طراحی می‌شود که فرمان آنها به‌طور آنی بدست می‌آید. بعد از طراحی کنترلر حالت‌های آهسته در حلقه بیرونی، کنترلر حلقه درونی به‌طور مجزا طراحی می‌شود تا حالت‌های سریع r, q, p مسیرهای ورودی کنترل حلقه بیرونی را با بکارگیری ورودی‌های کنترل واقعی الران، الویتور و رادر دنبال کند. این روش در صورتی می‌تواند توجیه شود که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک‌های حلقه درونی و بیرونی وجود داشته باشد، زیرا حالت‌های سریع r, q, p به عنوان ورودی‌های کنترل در سیستم حلقه بیرونی بکار برده می‌شود. بنابراین، حالت‌های r, q, p در حلقه درونی باید خیلی سریع‌تر از حالت‌های μ, α, β در حلقه بیرونی باشند.

پایداری این روش مقیاس زمانی را می‌توان از طریق نظریه اغتشاش منفرد^۱ بررسی کرد [۵]. با این وجود، در اکثر تحقیقات انجام شده در زمینه کنترل پرواز غیرخطی، بهره کنترلر مجموعه حلقه درونی، بسیار بزرگتر از کنترلر حلقه بیرونی می‌شود و تصور می‌رود که دینامیک هواپیما این ویژگی را ارضاء کند. بنابراین، این روش پایداری حلقه بسته را تضمین نمی‌کند.

اولین مشکل مربوط به بکارگیری خطی سازی پسخور در سیستم کنترل پرواز این است که وجود یک مدل کامل و دقیق دینامیک هواپیما از جمله ضرائب آیرودینامیکی الزامی می‌باشد. شناسایی ضرائب آیرودینامیک به طور دقیق مشکل می‌باشد زیرا آنها توابع غیرخطی از متغیرات فیزیکی هستند. جدول بندی بهره با طراحی خطی H_∞ یک روش سنتی برای غلبه بر این مشکل است. با این وجود، این روش فقط هنگامی قادر به تضمین عملکرد مطلوب است که فرض شرایط اغتشاش کوچک حاکم باشد.

مشکل بعدی این است که، معکوس دقیق غیرخطی برای تمام پلاکت پروازی به محاسبات زیادی نیاز دارد. نیروها و ممان‌های غیرخطی بدست آمده بایستی در زمان واقعی معکوس شوند.

از دیدگاه طراحی، مزیت اصلی این است که دینامیک غیرخطی هواپیما به سیستم خطی تبدیل شود که فرم استاندارد است. برای طراحی کنترلر، مدل خطی برای فرمان خلبان بر اساس معیار کیفیت پروازی و اهداف مانوری بکار برده می‌شود تا پاسخ دلخواه را بدست آورد. بنابراین، هزینه مربوط به طراحی سیستم کنترل پرواز در مقایسه با طراحی جدول بندی بهره کاهش قابل ملاحظه‌ای می‌یابد. همچنین عملکرد می‌تواند افزایش یابد، زیرا بسیاری از نامعینی‌های مربوط به مدل‌های خطی شده با اغتشاشات کوچک رفع می‌شود.

^۱ -Singular Perturbation Theory

اخیرا شبکه‌های عصبی¹ (NN) به عنوان یک کنترلر تطبیقی (کنترلرهای دینامیک معکوس پیشخور) برای سیستم‌های غیرخطی پیشنهاد شده‌اند [۶] و [۷]. کنترلر تطبیقی بر اساس شبکه‌های عصبی با بکارگیری قابلیت تشابه عمومی آنها می‌تواند بدون دانش خاص قبلی در مورد سیستم دینامیکی طراحی شود.

این پایان‌نامه با استفاده از نتایج بدست آمده در زمینه کنترل پرواز تطبیقی شبکه عصبی و بهره‌گیری از نتایج موجود در زمینه پسخور حالت و خروجی که به طور موفقیت آمیز با کاربردهای متنوع هوافضا مورد استفاده قرار گرفته است، را پیشنهاد می‌کند. طرح مذکور بر اساس تخمین پسخوراندخطی ساز و گام به عقب و ترکیب جبران‌ساز با بهره ثابت می‌باشد، در حالیکه الحاق NN جهت جبران ناشناخته‌های دینامیکی و خطای مدل معکوس می‌باشد. فرمول‌سازی فیدبک خروجی نیاز به جبران ویژگی‌های دینامیک کامل این دستگاه دارد. ویژگی اصلی فن‌آوری کنترل پرواز هوشمند² (IFCS) توانایی آن جهت سازگاری با شرایط پیش‌بینی نشده با بکارگیری ساختار کنترل پرواز خودیادگیری عصبی می‌باشد. این شرایط می‌تواند کاهش ناگهانی سطوح کنترل، تراست موتور و سایر علتها باشد که ممکن است ناشی از ساختار هواپیما در شرایط پرواز مطمئن باشد.

طراحی IFCS به منظور یکپارچه‌سازی شبکه عصبی در نرم‌افزار کنترل پرواز و برای فراهم ساختن فرود ایمن هواپیما در شرایطی که سطوح فرامین معیوب می‌باشد، بکار می‌رود. نرم‌افزار شبکه‌ی عصبی تطبیقی خصوصیات پرواز جدید را بصورت **onboard** و بلادرنگ آموزش دیده، و خلبان را برای بازیافت کنترل کمک می‌کند و مانع از بروز فاجعه در هواپیما می‌شود.

¹ - Neural Networks

² - Intelligent Flight Control System

در این رساله بر روی طراحی کنترل تطبیقی مبتنی بر شبکه‌ی عصبی برای هواپیما در رژیم‌های دینامیکی غیرخطی که شدیداً نامعین هستند تمرکز می‌گردد. تمرکز اصلی بر روی مانور در زاویه حمله بالاست. مانور مورد نظر مانور رول حول بردار سرعت است که در زاویه حمله (α) بالا در پرواز مستقیم هموار با $\alpha = 0$ ، $V = 400 \text{ ft/s}$ و $h = 10000 \text{ ft}$ شروع می‌شود. با الویتور یک فرمان پیچ به طرف بالا جهت افزایش α به 40° درجه به حالت تریم در ثانیه ۲ داده می‌شود. فرمان برای نرخ رول در محور پایداری p_s در ثانیه ۵ شروع و شامل سه مرحله می‌باشد: ناحیه صعود، ناحیه نگهداری 25° درجه بر ثانیه و ناحیه جلوگیری. غلت حول محور پایداری هواپیما را حول محور پایداری بگونه‌ای می‌چرخاند که جهت مسیر پرواز را بچرخاند. سپس α کاهش پیدا می‌کند تا دماغه برای α اولیه در ثانیه ۱۸ برسد. این مانور مشابه مانور هرست می‌باشد [۹۷].

طرح کلی این رساله بفرم ذیل می‌باشد:

فصل دوم رساله مروری بر مشکلات و موانع موجود برای پرواز در زوایای حمله‌بالا اختصاص یافته است. در این فصل در رابطه با فناوری‌های جدیدی که نیازمند توسعه برای کنترل موثر می‌باشد مورد بحث قرار می‌گیرند.

فصل سوم این رساله مروری بر آخرین یافته‌ها در زمینه کنترل غیرخطی، شبکه عصبی، کنترل پرواز و پس‌خوررجی اختصاص یافته است. در پایان این فصل با جمع‌بندی کارهای انجام یافته، خلاء تحقیقاتی موجود در آن مشخص شده و جهت تحقیقات این پایان‌نامه مشخص می‌گردد.

در فصل چهارم به معرفی و توسعه روش‌های کنترل و طراحی سیستم‌های کنترل پرواز پرداخته

می‌شود.