سازمان فضایی ایران

پژوهشگاه هوافضا

پایان‌نامه کارشناسی ارشد

مهندسی هوافضا- مهندسی فضایی

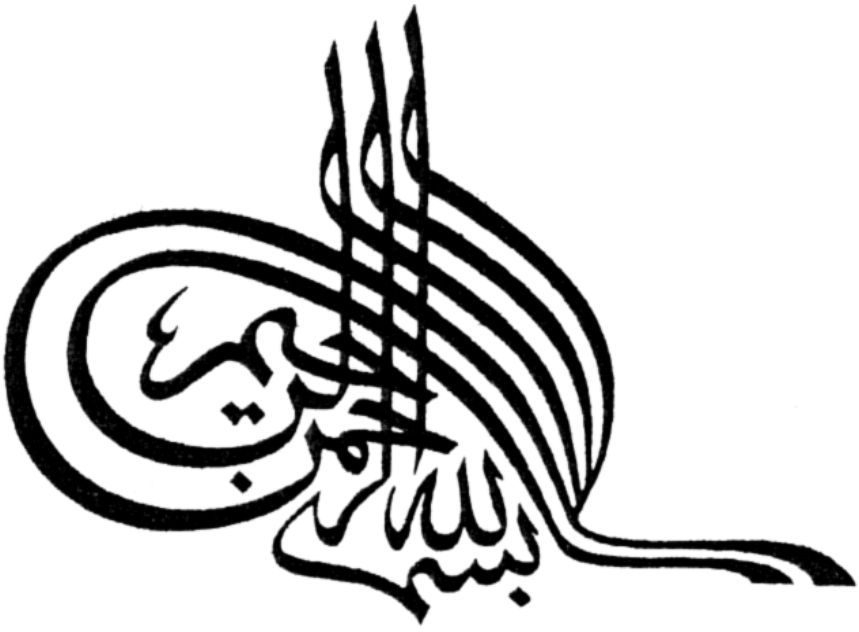
طراحی خلبان خودکار مد لغزشی برای یک سیستم حامل

سید علی اکبر کسائیان

استاد راهنما

دکتر علیرضا علیخانی

بهمن ۱۳۹۱


بسم الله الرحمن الرحيم

سازمان فضایی ایران

پژوهشگاه هوافضا

نام و نام خانوادگی دانشجو: سیدعلی اکبر کسائیان

عنوان پایان‌نامه یا رساله: طراحی کنترل مد لغزشی برای یک سیستم حامل

تاریخ دفاع: ۹۱/۱۱/۱۸

رشته: مهندسی هوافضا

گرایش: مهندسی فضایی

هیئت داوران

۱- آقای دکتر علیخانی (استاد راهنما) امضاء

۲- آقای دکتر کاشانی (ممتحن داخلی) امضاء

۳- آقای دکتر نقاش (ممتحن خارجی) امضاء

مدیر تحصیلات تکمیلی پژوهشگاه هوافضا

دکتر طاهای ابدی

تأییدیهٔ صحت و اصالت نتایج

اینجانب سیدعلی اکبر کسائیان به شمارهٔ دانشجویی ۸۹۲۱۱۰۷ دانشجوی رشتهٔ مهندسی هوافضا-مهندسی فضایی مقطع تحصیلی کارشناسی ارشد تأیید می‌نمایم که کلیهٔ نتایج این پایان‌نامه حاصل کار پژوهشی اینجانب تحت نظارت و راهنمایی اساتید پژوهشگاه هوافضاست و موارد نسخه برداری‌شده از آثار دیگران را با ذکر کامل مشخصات منبع ذکر کرده‌ام. در صورت اثبات خلاف مندرجات فوق، به تشخیص پژوهشگاه مطابق با ضوابط و مقررات حاکم (قانون حمایت از حقوق مؤلفان و مصنفان و قانون ترجمه و تکثیر کتب و نشریات و آثار صوتی، ضوابط و مقررات آموزشی، پژوهشی و انضباطی ...) با اینجانب رفتار خواهد شد و حق هرگونه اعتراض درخصوص احقاق حقوق مکتسب و تشخیص و تعیین تخلف و مجازات را از خویش سلب می‌نمایم. در ضمن، مسئولیت هرگونه پاسخ‌گویی به اشخاص، اعم از حقیقی و حقوقی و مراجع ذی‌صلاح (اعم از اداری و قضایی)، به عهدهٔ اینجانب خواهد بود و پژوهشگاه هیچ‌گونه مسئولیتی در این خصوص نخواهد داشت.

نام و نام خانوادگی دانشجو: سیدعلی اکبر کسائیان

امضا و تاریخ:

مجوز بهره‌برداری از پایان‌نامه

بهره‌برداری از این پایان‌نامه در چهارچوب مقررات پژوهشگاه هوافضا بلامانع است.

بهره‌برداری از این پایان‌نامه برای همکاران پژوهشگاه هوافضا بلامانع است.

بهره‌برداری از این پایان‌نامه برای سایرین با اخذ مجوز از معاون پژوهشی و استاد راهنما، بلامانع است.

نام دانشجو: سیدعلی اکبر کسائیان نام استاد راهنما : دکتر علیرضا علیخانی

سپاسگزاری

از اعضای خانواده به‌ویژه پدر و مادرم که با صبر دشواری‌های این راه را هموار ساختند، سپاسگزارم. از استاد محترم آقای دکتر علیرضا علیخانی به پاس راهنمایی‌های ارزنده برای انجام این پایان‌نامه قدردانی می‌نمایم. از آقای دکتر سید حمید جلالی نایینی که از کمک ایشان برای انجام این پایان نامه بهره بردم، تشکر می‌کنم.

تقديم

به امام عصر (عج)

چکیده

در این پایان نامه روش کنترل مد لغزشی کـه روشـی مقـاوم جهـت کنتـرل سیسـتم‌هـای دینامیکی است، بررسی خواهد شد. در نهایت کنترل مد لغزشی مرتبه دوم انتگرالی بـرای طراحـی خلبان خودکار یک سیستم حامل انتخاب می‌شود. در این کنترل مد لغزشی تابع اشباع جدیدی با استفاده از کنترل مد لغزشی نهایی به کار رفته است که پدیده وزوز را کاهش مـی‌دهـد. همچنـین عملکرد کنترلر طراحی شده با نتایج کنترل مد لغزشی مرتبه اول و مد لغزشی دینامیکی و ترکیب مد لغزشی دینامیک ونهایی مورد مقایسه قرار می‌گیرد. در نهایت عملکرد کنتـرل کننـده طراحـی شده در حضور اغتشاشات ناشی از وجود تندباد و عدم قطعیت ضرایب آیرودینامیکی مورد بررسـی قرار خواهد گرفت. در این بررسی برای مدلسازی اغتشاشات ناشی از تندباد از دو مدل تندباد مجزا و تندباد پیوسته استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهنـد کـه پروفیـل مورد نظر برای زاویه فراز و نرخ آن با خطای کم، دنبال شده است.

واژه‌های کلیدی: سطح لغـزش، مـد لغزشـی مرتبـه دوم، مـد لغزشـی نهـایی، مـد لغزشـی دینامیکی، رهگیری.

فهرست مطالب

۱-مقدمه: ۱

۱-۱-سیستم مورد بحث : ۲

۱-۲-سیستم ناکمینه فاز: ۳

۱-۲-۱-تعریف سیستم ناکمینه فاز: ۳

۱-۲-۲-کاربردها و سیستمهای دارای توابع ناکمینه فاز: ۶

۱-۳-مرور کارهای گذشته: ۷

۱-۴-هدف پایان نامه: ۹

۱-۵- فصل بندی پایان نامه: ۹

۲- خلبان خودکار: ۱۱

۲-۱-خلبان خودکار طولی: ۱۲

۲-۱-۱-خلبان خودکار جابجایی: ۱۲

۲-۱-۲-سیستم کنترل شتاب: ۱۳

۲-۱-۳-سیستم کنترل سرعت : ۱۴

۲-۱-۴-پایدارسازی مسیرپرواز: ۱۵

۲-۲-خلبان خودکار جانبی: ۱۶

۲-۳-سیستم افزایش پایداری: ۱۷

۳- کنترل مد لغزشی: ۲۰

۳-۱-تئوری کنترل مد لغزشی: ۲۱

۳-۲-کنترل مد لغزشی دینامیکی: ۲۴

۳-۲-۱-طراحی کنترل مد لغزشی دینامیکی: ۲۵

۳-۳- کنترل مد لغزشی نهایی: ۲۷

۳-۴- کنترل مد لغزشی تلفیقی دینامیکی_نهایی: ۲۸

۳-۴- کنترل مد لغزشی مرتبه دوم انتگرالی با ایده مد لغزشی نهایی: ۲۹

۴- دینامیک سیستم حامل و شبیه سازی: ۳۱

۴-۱- استخراج معادلات دینامیکی سیستم حامل: ۳۱

۴-۲-شبیه سازی سیستم حامل: ۳۵
۵- طراحی کنترل: ۳۹
۵-۱- کنترل مد لغزشی معمولی: ۴۰
۵-۱-۱- طراحی کنترل مد لغزشی معمولی: ۴۰
۵-۱-۲- شبیه سازی عددی: ۴۰
۵-۲- کنترل مد لغزشی دینامیکی: ۴۵
۵-۲-۲- طراحی کنترل مد لغزشی دینامیکی: ۴۵
۵-۲-۲- شبیه سازی عددی: ۴۵
۵-۳- کنترل مد لغزشی دینامیکی نهایی: ۴۸
۵-۳-۱- طراحی کنترل مد لغزشی تلفیقی دینامیکی_نهایی: ۴۸
۵-۳-۲- شبیه سازی عددی: ۴۸
۵-۴- کنترل مد لغزشی مرتبه دوم انتگرالی: ۵۰
۵-۴-۱- طراحی کنترل مد لغزشی مرتبه دوم انتگرالی با تابع اشباع جدید: ۵۰
۵-۴-۲- شبیه سازی عددی: ۵۲
۵-۵- مقایسه و تحلیل نتایج شبیه سازیها : ۵۴
۶- شبیه سازی اغتشاشات اتمسفر و اعمال آن بر کنترل طراحی شده : ۵۹
۶-۱-تندبادهای گسسته: ۶۰
۶-۱-۱- تندباد گسسته لبه تیز: ۶۰
۶-۱-۲-تندباد گسسته 1-cosine: ۶۰
۶-۲- تندبادهای پیوسته: ۶۱
۶-۲-۱- چگالی طیفی توان[1] تندباد برای استفاده در طراحی: ۶۲
۶-۲-۲- شبیه سازی تندباد پیوسته با استفاده از نویز سفید[1]: ۶۴
۶-۳-شبیه سازی باد و اعمال آن به سیستم حامل : ۶۵
۶-۴- بررسی حد اشباع کنترل در اثر اعمال عدم قطعیت و باد : ۷۲
۷-جمع بندی و پیشنهادها: ۷۸
۷-۱-جمع بندی و نتیجه گیری: ۷۸
۷-۲- پیشنهاد ادامه کار: ۷۹
پیوست الف :تحلیل پایداری ۸۰

الف-۱- تئوری پایداری لیاپانوف:..... ۸۱
پیوست ب: دینامیک صفر و دینامیک داخلی ۸۳
ب-۱- دینامیک داخلی: ۸۳
ب-۲- دینامیک صفر: ۸۴
پیوست ج: فرآیند تصادفی ۸۶
ج-۱-ریشه میانگین مربعات:..... ۸۶
ج-۲- چگالی طیفی توان:..... ۸۸
مراجع انگلیسی: ۹۰
مراجع فارسی: ۹۴
واژه نامه انگلیسی به فارسی:..... ۹۵
واژه نامه فارسی به انگلیسی:..... ۱۰۰
Abstract..... ۱۰۶

فهرست شکل‌ها

شکل ۱-۱- منحنیهای زاویه فاز برای سیستم ناکمینه فاز[7]..... ۴

شکل ۱-۲-چگونگی تغییرات خروجی به ازای موقعیت‌های مختلف صفر ناپایدار و تاخیر ناشی از آن[7].. ۵

شکل ۱-۳- زاویه فراز و نرخ فرازمطلوب [5]..... ۷

شکل ۲-۱- خلبان خودکار جابجایی[8]..... ۱۲

شکل۲-۲-خلبان خودکار جابجایی با فیدبک نرخ فراز برای میرایی[8] ۱۳

شکل۲-۳- نمودار جعبهای یک سیستم کنترل شتاب $Sacc = 1Voltg$ [8]..... ۱۴

شکل۲-۴- سیستم کنترل سرعت با اختناق[۲] [8]..... ۱۴

شکل۲-۵- مد نگهداشتن ماخ سیستم کنترل پرواز[16] ۱۵

شکل۲-۶- مد نگهداشتن ارتفاع سیستم کنترل پرواز[۸] ۱۵

شکل۲-۷- خلبان خودکار جانبی اولیه[8] ۱۷

شکل۲-۸- نمودار جعبهای برای یک مد نگهداشتن هدینگ [31] ۱۷

شکل۲-۹- نمودار جعبهای برای یک سیستم افزایش پایداری میرایی جانبی[۱] [31]..... ۱۸

شکل۲-۱۰- نمودار جعبهای برای یک سیستم افزایش پایداری میراکننده غلت[31] ۱۸

شکل۲-۱۱- نمودار جعبهای SAS میراکننده فراز[31]..... ۱۸

شکل ۳-۱- شرط لغزش[40]..... ۲۳

شکل۵-۱- دیاگرام بلوکی شبیه سازی مدلغزشی معمولی بااستفاده از قانون کنترلی بدست آمده در[5] ۴۴

شکل۶-۱- ورود هواپیما به تندباد لبه تیز[47]..... ۶۰

شکل۶-۲- تندباد 1-cosine [۳۱]..... ۶۱

شکل۶-۳- اندازه تندباد گسسته [31]..... ۶۱

شکل۶-۴- پروفیل یک تندباد پیوسته[48]..... ۶۲

شکل۶-۵- شدت توربولانس و احتمال وقوع [۴۶] ۶۲

شکل الف-۱- مفاهیم پایداری [9] ۸۱

شکل الف-۲- شکل یک تابع مثبت معین [9]..... ۸۲

شکل الف-۳- سطوح تراز یک تابع لیاپانوف [51]..... ۸۲

شکل ج-۱- مجموعه توابع تصادفی[47] ۸۷

شکل ج-۲- تابع احتمال [47]..... ۸۸

فهرست نمودارها

نمودار۴-۱- تغییرات ضرایب دینامیک طولی ۳۷
نمودار۴-۲- سرعت حامل بر حسب زمان ۳۷
نمودار۴-۳- فشار دینامیکی وارد بر سیستم حامل ۳۷
نمودار۴-۴- چگالی هوا در طی زمان پرواز ۳۷
نمودار۴-۵- فراز و نرخ فراز مطلوب برای تعقیب ۳۷
نمودار۵-۱- خطای رهگیری بدون وجود تندباد و در حضور دینامیک سرو و ژایرو نرخی ۴۱
نمودار۵-۲- پروفیل باد وارده ۴۱
نمودار۵-۳- نرخ فراز بدست آمده در حضور تندباد(____) و نرخ فراز مرجع(---) ۴۱
نمودار۵-۴- زاویه فراز بدست آمده در حضور تندباد(____) و زاویه فراز مرجع(---) ۴۱
نمودار۵-۵- خطای رهگیری نرخ فراز در حضور باد ۴۲
نمودار۵-۶- خطای رهگیری زاویه فراز در حضور باد ۴۲
نمودار۵-۷- تلاش کنترلی برای حالت با باد (____) و حالت بدون باد (---) ۴۲
نمودار۵-۸- پروفیل اغتشاشات ۴۶
نمودار۵-۹- نرخ فرازبدست آمده درحضوراغتشاشات ناسازگار(____)ونرخ فرازمرجع(---) ۴۶
نمودار۵-۱۰- زاویه فرازبدست آمده درحضوراغتشاشات ناسازگار(____)وزاویه فرازمرجع(---) ۴۷
نمودار۵-۱۱- خطای تحقق یافته نرخ فراز برای خلبان خودکار مد لغزشی دینامیکی ۴۷
نمودار۵-۱۲- خطای تحقق یافته زاویه فراز برای خلبان خودکار مد لغزشی دینامیکی ۴۷
نمودار۵-۱۳- تلاش کنترلی برای خلبان خودکار مد لغزشی دینامیکی ۴۷
نمودار۵-۱۴- پروفیل مرجع(نقطه چین) و پروفیل تعقیب شده نرخ فراز برای مدلغزشی دینامیکی نهایی ۴۸
نمودار۵-۱۵- پروفیل مرجع(نقطه چین)و پروفیل تعقیب شده زاویه فراز برای مدلغزشی دینامیکی نهایی ۴۹
نمودار۵-۱۶- خطای تحقق یافته زاویه فرازبرای خلبان خودکارمدلغزشی دینامیکی نهایی ۴۹
نمودار۵-۱۷- خطای تحقق یافته نرخ زاویه فراز برای خلبان خودکار مد لغزشی دینامیکی نهایی ۴۹
نمودار۵-۱۸- تلاش کنترلی برای خلبان خودکار مد لغزشی دینامیکی نهایی ۴۹
نمودار۵-۱۹- تفاوت تابع اشباع(---) و تابع اشباع با توان ۰/۶۴ (____) ۵۱
نمودار۵-۲۰- پروفیل نرخ فراز بدست آمده در مد لغزشی مرتبه دوم طراحی شده در مقایسه با پروفیل مرجع ۵۲
نمودار۵-۲۱- پروفیل فراز بدست آمده در مدلغزشی مرتبه دوم طراحی شده در مقایسه با پروفیل مرجع ۵۲

نمودار۵-۲۲- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز درکنترل مدلغزشی مرتبه دوم طراحی شده..... ۵۲
نمودار۵-۲۳- خطای رهگیری زاویه فراز در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم طراحی شده..... ۵۳
نمودار۵-۲۴- تلاش کنترلی در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم طراحی شده ۵۳
نمودار۵-۲۵- مقایسه خطای رهگیری زاویه فراز برای کنترل مدلغزشی معمولی، معمولی انتگرالی و دینامیکی ۵۴
نمودار۵-۲۶- مقایسه خطای رهگیری نرخ زاویه فراز برای کنترل مد لغزشی معمولی، معمولی انتگرالی و دینامیکی ۵۴
نمودار۵-۲۷- مقایسه تلاش کنترلی برای کنترل مد لغزشی معمولی، معمولی انتگرالی و دینامیکی..... ۵۵
نمودار۵-۲۸- مقایسه خطای رهگیری زاویه فراز برای کنترل مد لغزشی معمولی و دینامیکی و دینامیکی نهایی ۵۶
نمودار۵-۲۹- مقایسه خطای رهگیری نرخ زاویه فراز برای کنترل مد لغزشی معمولی و دینامیکی و دینامیکی نهایی..... ۵۶
نمودار۵-۳۰- مقایسه تلاش کنترلی برای کنترل مد لغزشی معمولی و دینامیکی و دینامیکی نهایی ۵۶
نمودار۵-۳۱- مقایسه‌خطای‌رهگیری‌زاویه‌فراز‌کنترل‌مدلغزشی‌دینامیکی‌نهایی‌ومرتبه‌دوم‌ومرتبه‌دوم‌نهایی . ۵۷
نمودار۵-۳۲- مقایسه خطای رهگیری‌نرخ‌زاویه‌فراز‌مدلغزشی‌دینامیکی‌نهایی‌ومرتبه‌دوم‌ومرتبه‌دوم‌نهایی ... ۵۷
نمودار۵-۳۳- مقایسه تلاش‌کنترلی برای‌کنترل‌مدلغزشی دینامیکی نهایی‌ومرتبه دوم‌ومرتبه دوم نهایی . ۵۸
نمودار۶-۱- پروفیل تندباد 1-cosine اعمال شده به سیستم حامل.....۶۶
نمودار۶-۲- نمودار ریشه میانگین مربعات تندباد تصادفی بر حسب ارتفاع برای تولید تندباد پیوسته Dryden ۶۶
نمودار۶-۳- پروفیل تندباد Dryden اعمال شده (نویز رنگی بدست آمده از نویز سفید)..... ۶۷
نمودار۶-۴- پروفیل تندباد حاصل شده از مجموع دو تندباد ۶۷
نمودار۶-۵- خطای رهگیری زاویه فراز در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم طراحی شده..... ۶۷
نمودار۶-۶- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم طراحی شده..... ۶۸
نمودار۶-۷- تلاش کنترلی (رادیان) در کنترل مد لغزشی مرتبه دوم طراحی شده..... ۶۸
نمودار۶-۸- پروفیل تندباد تندری Dryden ایجاد شده ۶۹
نمودار۶-۹- رهگیری زاویه فراز برای تندباد تندری همراه عدم قطعیت ۷۰
نمودار۶-۱۰- رهگیری نرخ زاویه فراز برای تندباد تندری همراه عدم قطعیت ۷۰
نمودار۶-۱۱- خطای رهگیری زاویه فرازبرای تندبادتندری(خط چین) وتندباد تندری همراه عدم قطعیت۷۰

نمودار۶-۱۲- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز برای تندباد تندری (خط چین) وتنـدباد تنـدری همـراه عـدم قطعیت ۷۱
نمودار۶-۱۳- تلاش کنترلی برای تندباد تندری (خط چین) و تندباد تندری همراه عدم قطعیت ۷۱
نمودار۶-۱۴- پروفیل اغتشاش باد برای رسیدن کنترل به حد اشباع ۷۱
نمودار۶-۱۵- خطای رهگیری زاویه فراز در اثر باد ۷۱
نمودار۶-۱۶- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز در اثر باد ۷۳
نمودار۶-۱۷- تلاش کنترلی در اثر باد اعمالی ۷۱
نمودار۶-۱۸- خطای رهگیری زاویه فراز در اثر ٪۸- عدم قطعیت در جرم ۷۱
نمودار۶-۱۹- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز در اثر ٪۸- عدم قطعیت در جرم..... ۷۱
نمودار۶-۲۰- تلاش کنترلی در اثر ٪۸- عدم قطعیت در جرم ۷۱
نمودار۶-۲۱- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز در اثر ٪۶۸- عدم قطعیت در ممان اینرسی ۷۱
نمودار۶-۲۲- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز در اثر ٪۶۸- عدم قطعیت در ممان اینرسی ۷۱
نمودار۶-۲۳- تلاش کنترلی در اثر ٪۶۸- عدم قطعیت در ممان اینرسی..... ۷۱
نمودار۶-۲۴- خطای رهگیری زاویه فراز در اثر ٪۳۰+ عدم قطعیت در ضریب $C_{z\alpha}$ ۷۱
نمودار۶-۲۵- خطای رهگیری نرخ زاویه فراز در اثر ٪۳۰+ عدم قطعیت در ضریب $C_{z\alpha}$ ۷۱
نمودار۶-۲۶- تلاش کنترلی در اثر ٪۳۰+ عدم قطعیت در ضریب $C_{z\alpha}$..... ۷۷

فهرست علائم

نیروی آیرودینامیکی	f_a
نیروی وزن	f_w
نیروی پیشرانش	f_t
تابع اشباع	$sat(.)$
تابع علامت	$sign(.)$
سطح لغزش	S
سطح لغزش دینامیکی	$\Im$
زمان لازم برای رسیدن به سطح لغزشی	t_{reach}
آهنگ نمونه‌برداری	v_{sample}
خطای ردیابی	$\tilde{x}$
ضخامت لایه‌مرزی	ε
جرم سیستم حامل	m
ممان اینرسی سیستم حامل حول محور x	I_x
ممان اینرسی سیستم حامل حول محور y	I_y
ممان اینرسی سیستم حامل حول محور z	I_z
نرخ زاویه غلت	p
نرخ زاویه فراز	q
نرخ زاویه جانبی	r

زاویه غلت	ϕ
زاویه فراز	θ
زاویه جانبی	ψ
سطح مقطع سیستم حامل	S_A
قطر سیستم حامل	D
حاشیه پایداری استاتیکی	x_{ac}
سرعت در راستای محور طولی دستگاه بدنی	U
سرعت در راستای محور سمتی دستگاه بدنی	V
سرعت در راستای محور عرضی دستگاه بدنی	W
نیروی پیشرانش کنترلی	TC
تغییر زاویه موتورهای کنترلی	δ
چگالی اتمسفر	ρ

۱-مقدمه:

امروزه کنترل مد لغزشی استفاده فراوانی در کنترل فرآیندهای صنعتی دارد. زیرا این استراتژی کنترلی، روشی است که یک رویکرد سیستماتیک را برای مسئله پایدارسازی ارائه می-کند. مزیت اصلی این روش این است که پاسخ نسبت به تغییر پارامترها، عدم قطعیت‌های مدلسازی و اغتشاش غیرحساس باقی می‌ماند و نیز پیاده سازی این روش کنترلی از نظر عملی و سخت افزاری ساده می‌باشد. به علاوه در صورت عدم شناخت دقیق مدل سیستم، کارایی کنترل مد لغزش را می‌توان با اضافه کردن یک حلقه تطبیق پارامترها افزایش داد.

در اوایل دهه۶۰ امیلیانوف و محققین دیگر، تئوری سیستم‌های ساختار متغیر[1] را توسعه دادند. کار ابتدایی در این زمینه توسط امیلیانوف منتشرشد که بهره کنترلی بستگی به حالت های سیستم می‌توانست مقادیر ثابت مختلفی را بگیرد. در نتیجه مسیرهای حالت به سمت " خط سوئیچینگ " که فصل مشترک دو ساختار است، هدایت می‌شوند. حرکت در امتداد این خط که مد لغزش نامیده می‌شد، بعدها شاخه مهمی در تئوری سیستم‌های ساختار متغیر شد.

سیستم های مد لغزشی برای اولین بار در سال ۱۹۵۷ توسط امیلیانوف با طراحی پسخور برای سیستم‌های خطی مرتبه۲ بنیان نهاده شدند[1]. در این سیستم‌ها از بهره‌های ثابت متعددی در مسیر پسخور استفاده می‌شود که براساس حالت سیستم و یک منطق سوئیچی، یکی از بهره‌ها انتخاب و سیستم تا مرحله بعد با بهره انتخاب شده عمل می‌کند. در واقع با استفاده از تغییر ساختار سیستم به کمک بهره‌های پسخور، خواصی در سیستم ایجاد می‌شود که از طریق ساختارهای جداگانه به تنهایی به وجود نمی‌آید[2]. اصول ریاضی سیستم‌های مدلغزشی درسال۱۹۵۹توسط فیلیپوف[3] با حل معادلات دیفرانسیل ناپیوسته ارائه شد.

در طی گذشت سه دهه تئوری کنترل مد لغزشی به طور بارز توسط یاتکین و محققین دیگربرای کلاس های مختلفی از سیستم‌ها نظیر سیستم‌های گسسته زمان، سیستم‌های تصادفی و

[1]-VSS: Variable Structure Systems

سیستم‌های خطی و غیرخطی چندورودی چندخروجی[1] و سیستم‌های مقیاس بزرگ مورد مطالعه قرار گرفت. به علاوه کنترل تطبیقی، کنترل کننده خود تنظیم، شبکه های عصبی مصنوعی، منطق فازی، الگوریتم های ژنتیک و سایر تکنولوژی‌های محاسباتی هوشمند، در سال های اخیر در طراحی کنترل مد لغزشی به کار گرفته شده‌اند. به علاوه، کاربرد وسیعی از این تئوری را می‌توان در زمینه‌های سیستم‌های مکانیکی، سیستم‌های الکتریکی، سیستم‌های شیمیایی و ترکیبی از این-ها پیدا کرد[4] .

۱-۱-سیستم مورد بحث :

سیستم مورد نظر در این پایان نامه یک ماهواره‌بر است که باید پروفیل زاویه فراز[2] و نرخ فراز[3] مورد نظر برای هدایت در مسیر مناسب را مطابق مراجع[5,6] دنبال کند. در واقع صورت مساله، رهگیری[4] حالت مورد نظر برای متغیرهای حالت سیستم است. مدل در نظرگرفته شده برای این سیستم مشابه مدل معرفی شده در مراجع[5,6] و متغیر با زمان و ناکمینه فاز است. مدل دینامیکی از این سیستم حامل بر اساس معادلات دینامیکی بدست آمده است. پروفیل مورد نیاز برای ضرایب موجود در معادلات بر اساس داده‌های موجود بدست آمده و در شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است. پرواز سیستم حامل در جو غلیظ مورد نظر است. باد نیز به عنوان عامل اغتشاش برای رهگیری مسیر مورد نظر مدل می‌شود.

۱-۲-سیستم ناکمینه فاز:

با توجه به اینکه سیستم مورد بحث ناکمینه فاز است. در این قسمت به بررسی سیستم‌های ناکمینه فاز می‌پردازیم. دنبال کردن خروجی‌های ناکمینه فاز سیستم‌های دینامیکی همواره یکی از مسایل و چالش‌های روز در مباحث کنترلی بوده است. مثال این نوع خروجی‌ها را در وسایل هوافضایی، بازوهای مکانیکی انعطاف پذیر و ... می‌توان ملاحظه کرد. این سیستم‌ها با کنترل پیشخور و استفاده از دینامیک معکوس قابل بررسی نبوده و اعمال چنین روش‌های کنترلی منجر به ناپایداری سیستم گردیده و خروجی به سمت واگرایی میل خواهد کرد. خاصیت ناپایدار بودن دینامیک معکوس برای سیستم‌ها بیانگر ناکمینه فاز بودن خروجی موردنظر بوده که روش‌های کنترلی پسخور و پیشخور را با مشکل مواجه می‌سازد. در این بخش هدف یافتن کنترلی مقاوم با استفاده از تئوری مد لغزشی به طوری خواهد بود که سیستم در مقابل عدم قطعیت‌ها که در برخی

---

[1]- MIMO: Multi Input Multi output

[2]- pitch angle

[3]- pitch rate

[4]- tracking

موارد قابل اندازه گیری نیستند، مقاوم بوده و بتواند جوابگوی نیازهای کنترلی در ردیابی ورودی مرجع باشد[7].

۱-۲-۱-تعریف سیستم ناکمینه فاز:

سیستم زیر را که در آن $x \in R^n$ بردار حالت و $y \in R^m$ خروجی سیستم باشد را در نظر بگیرید [8]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \mathrm{f(x)} + \mathrm{g(x)u} \\ \mathrm{y} &= \mathrm{h(x)} \end{aligned} \qquad (۱-۱)$$

$h(x), g(x), f(x)$ میدان‌های برداری هموار بوده و $u \in R$ ورودی کنترلی می‌باشد. x_0 شرایط اولیه سیستم بوده و $u(x)$ ورودی سیستم می‌باشد. مجموعه $x(x_0, t)$ و $u(x_0, t)$ از معادلات دیفرانسیل سیستم و از صفر کردن خروجی بدست می‌آیند و اگر باعث ناپایدار بودن سیستم دینامیکی مساله گردند، در اصطلاح به سیستم فوق ناکمینه فاز اطلاق می‌شود. در این وضعیت، دینامیک داخلی[1] سیستم یا دینامیک صفر[2] سیستم ناپایدار بوده و حالت‌های سیستم تحت کنترل حاصله به سمت واگرایی پیش می‌روند. در این سیستم‌ها ورودی کنترلی به صورت متداول قادر به جبران حالت‌های داخلی سیستم نبوده و علیرغم ردیابی خروجی ناکمینه فاز سیستم به سمت ناپایداری پیش می‌رود[7]. دینامیک صفر و دینامیک داخلی در پیوست الف شرح داده شده است.

دو نکته مهم در مورد دینامیک صفر وجود دارد. اول اینکه دینامیک صفر خاصیت ذاتی سیستم است که به انتخاب قانون کنترل یا مسیرهای دلخواه، بستگی ندارد. دوم اینکه آزمودن پایداری دینامیک صفر بسیار ساده‌تر از آزمودن پایداری دینامیک داخلی است. زیرا دینامیک صفر تنها متغیرهای داخلی را درگیر می‌کند در حالی که دینامیک داخلی وابسته به دینامیک خارجی و مسیرتعریف شده برای بردار وضعیت است[9]. مفهوم ناکمینگی فاز برای سیستم‌های خطی همان صفرهای تابع تبدیل واقع در سمت راست محور موهومی می‌باشد. برای مثال تابع تبدیل زیر را در نظر می‌گیریم[7]:

$$\mathrm{G_1(j\omega)} = \frac{1-\mathrm{j\omega T}}{(1+\mathrm{j\omega T_1})(1+\mathrm{j\omega T_2})} \qquad (۲-۱)$$

این تابع تبدیل را می‌توان به صورت زیر نوشت :

$$\mathrm{G_1(j\omega)} = \left[\frac{1+\mathrm{j\omega T}}{(1+\mathrm{j\omega T_1})(1+\mathrm{j\omega T_2})}\right]\left[\frac{1-\mathrm{j\omega T}}{1+\mathrm{j\omega T}}\right] = G_2(\mathrm{j\omega})\mathrm{G(j\omega)} \qquad (۳-۱)$$

G_2 دارای صفر و قطب پایدار و G تابع تبدیل تمام‌گذر می‌باشد. واضح است که اندازه $|G| = 1$ بوده

---

[1]- internal dynamics

[2]- zero dynamics