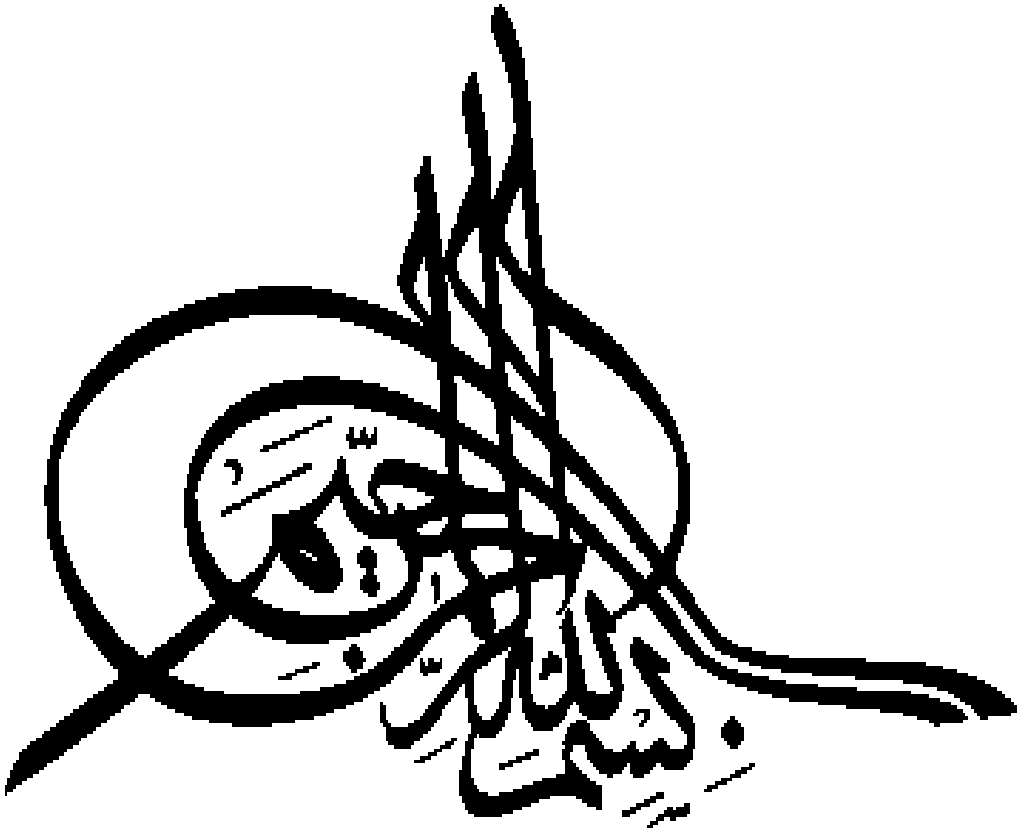

بسم الله الرحمن الرحيم

دانشگاه کاشان
دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر
گروه مهندسی کنترل

پایان‌نامه

جهت اخذ درجه کارشناسی ارشد
در رشته مهندسی برق – کنترل

عنوان:

طراحی و شبیه سازی کنترل کننده تحمل پذیرخطا برای سیستم تعیین وضعیت ماهواره

استاد راهنما:
دکتر مجید حاجتی‌پور

توسط:
احمد نصیری اوانکی

بهمن ماه ۱۳۹۳

بسمه تعالی

تاریخ :
شماره :
پیوست :

دانشگاه کاشان
دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

مدیریت تحصیلات تکمیلی دانشگاه

صورتجلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد

نام و نام خانوادگی : احمد نصیری اوانکی شماره دانشجویی : ۹۰۱۳۶۲۰۱۹۸

رشته‌و گرایش : برق - کنترل دانشکده : مهندسی برق و کامپیوتر

عنوان پایان نامه :

طراحی و شبیه سازی کنترل کننده تحمل پذیرخطا برای سیستم تعیین وضعیت ماهواره

تعداد واحد پایان نامه : ۶ واحد تاریخ دفاع :۱۲/۲۴/ ۱۳۹۳

استاد راهنما : دکتر مجید جاجتی پور

این پایان‌نامه به مدیریت تحصیلات تکمیلی به منظور بخشی از فعالیتهای تحصیلی لازم برای اخذ درجه کارشناسی ارشد ارایه می‌گردد. دفاع از پایان نامه در تاریخ۱۲/۲۴/ ۱۳۹۳ مورد تأیید و ارزیابی

هیات داوران قرار گرفت و با نمره ۱۹ **و درجه** عالی **به تصویب رسید.**

اعضاء هیات داوران

عنوان	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنما	دکتر مجید حاجتی پور	استادیار	
۲- استاد داور داخل دانشگاه	دکتر شهرام آقایی	استادیار	
۳- استاد داور داخل دانشگاه	دکتر محسن شفیعی راد	استادیار	
٤-نماینده تحصیلات تکمیلی دانشگاه	دکتر شهرام آقایی	استادیار	

دکتر محمدرضا منصورنیا
مدیر تحصیلات تکمیلی و استعدادهای درخشان

آدرس: کاشان- بلوار قطب راوندی
کدپستی ۸۷۳۱۷-۵۱۱۶۷
تلفن ۵۵۱۱۱۳۱ دورنگار ۵۹۱۲۳۲۳
www.kashanu.ac.ir

چکیده

در سیستم‌هایی مثل ماهواره‌ها، قابلیت تحمل‌پذیر بودن در برابر خطاها و اغتشاشات نامشخص موجود در جو بسیار مهم می‌باشد. به طور کلی منابع بوجود آورنده خطا در سیستم تعیین وضعیت ماهواره از دو عامل نشات می‌گیرند. یکی از این عوامل حسگرهای تعبیه شده برروی بدنه ماهواره می‌باشد که ممکن است دچار خطاهای بایاس، نویز، اغتشاشات موجود در فضا و... بشوند و عامل دیگر از خروجی‌های سیستم ماهواره یا عملگرها ناشی می‌شود که ممکن است دچار از دست‌رفتگی یک یا چند عملگر به طور همزمان، اشباع ورودی و ... بشوند. به عقیده متخصصان این حوزه، کنترل تحمل‌پذیر خطا می‌تواند سیستم را در مقابل این خطاها غیرحساس کند.

یکی از راه‌کارهایی که می‌تواند میزان اعتمادپذیری سیستم تعیین وضعیت ماهواره را بالا ببرد، استفاده از کنترل‌کننده‌ای مناسب برای افزایش مقاومت‌پذیری اجزای سیستم است. وقتی عملگرها و قطعات حسگر تحت شرایط خطادار قرار می‌گیرند، کنترل تحمل‌پذیر خطا وارد عمل شده و با جهت‌یابی دقیق‌تر، باعث بهبود عملکرد و پایداری سیستم تعیین وضعیت ماهواره با توجه به ملزومات مد نظر ما می‌شود.

یکی دیگر از روش‌های بهبود مقاومت سیستم در برابر خطاهای احتمالی، استفاده از مشاهده‌گر است، بدین صورت که ابتدا فرض می‌شود مقدار سرعت زاویه‌ای خوانده شده توسط سنسورها دارای خطای بایاس می‌باشد. آنگاه با تخمین بایاس مذکور، خطای سرعت زوایه‌ای محاسبه و به سیستم اعمال می‌گردد. سپس در حضور این خطا، ورودی کنترلی طراحی می‌شود که در برابر خطای سنسور مقاوم بوده و آن را حذف می‌کند.

برای نیل به اهداف کنترلی که ذکر گردید، در این پایان‌نامه از ترکیب کنترل‌کننده و مشاهده‌گری استفاده شده است که سیستم تعیین وضعیت را در برابر خطا مقاوم می‌کند وقابلیت‌های کلیدی آن به شرح زیر می‌باشد:

- ✓ مقاومت در برابر اغتشاشات واقعی موجود در خارج از جو در سه راستای ماهواره
- ✓ توانایی تحمل نامعینی‌های سیستمی و دینامیکی ماهواره از بازه بین $\pm 30\%$ به دینامیک ماهواره
- ✓ حذف خطای بایاس حسگر با استفاده از مشاهده‌گر
- ✓ به اشباع نرفتن ورودی کنترلی

کلمات کلیدی: تعیین وضعیت ماهواره، کنترل کننده تحمل‌پذیر خطا، مشاهده‌گر سنسور، اشباع ورودی

تقدیم به

پدر و مادر عزیزم که اگر تشویق ها و حمایت های آنها نبود قطعا حقیر به جایگاه کنونی اش نمی رسید.

قدردانی

در اینجا فرصت را مغتنم شمرده و از راهنمایی ها و زحمات بیشمار استاد راهنمایم جناب آقای **دکتر حاجتی پور** در دوران تحصیل و بخصوص در طول تدوین پایان نامه، تشکر می نمایم. از اساتید محترم هیئت داوران جناب آقای **دکتر شفیعی راد** و **دکتر آقایی** که با نکته سنجی خویش و صرف وقت گرانبهایشان، بنده را از خطاها و اشتباهاتم آگاه ساختند، بسیار متشکرم. در ضمن از جناب آقای **دکتر آقایی** که به عنوان استاد ناظر تحصیلات تکمیلی در جلسه دفاعیه پایان نامه ام حضور داشتند کمال تشکر و قدردانی را دارم.

فهرست مطالب

فهرست مطالب أ
فهرست شکل‌ها ث

فصل ۱- مقدمه ۱
۱-۱- پیشگفتار ۲
۱-۲- مروری بر تحقیقات انجام‌شده ۶
۱-۳- اهداف پایان‌نامه ۸
۱-۴- راهنمای پایان‌نامه ۸

فصل ۲- مدل‌سازی معادلات و روابط حاکم بر ماهواره ۱۰
۲-۱- روابط و پارامترهای مورد استفاده در دینامیک ماهواره ۱۰
۲-۲- معادلات و مدل‌های مطرح ماهواره‌ها ۱۲
۲-۳- زیرسیستم‌های تشکیل‌دهنده ماهواره ۱۵
۲-۳-۱- عملگرهای ماهواره ۱۹

فصل ۳- مروری بر روش‌های کنترلی ماهواره ۲۳
۳-۱- مروری بر روش‌های کنترل کلاسیک و خطی (فیدبک‌دار و یا کنترل‌کننده PD) ۲۳
۳-۱-۱- کاربرد کنترل کننده تحمل پذیر خطای مقاوم در سیستم کنترل وضعیت ماهواره ۲۳
۳-۱-۱-۱- طراحی کنترل‌کننده تحمل پذیر خطا برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره ۲۴
۳-۱-۱-۲- شبیه سازی‌ها ۲۷
۳-۱-۲- مشاهده‌گر مقاوم مبتنی‌بر کنترل قابل اعتماد برای سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره با خطاهای سنسوری ۳۰
۳-۱-۲-۱- مدل دینامیکی و فرموله سازی مساله ۳۰
۳-۱-۲-۲- طراحی کنترل قابل اعتماد ۳۳
۳-۱-۲-۳- نتایج شبیه سازی ۳۳
۳-۱-۳- مشاهده‌گر تحمل‌پذیر خطای سنسور اعمال شده در کنترل وضعیت ماهواره ۳۵
۳-۱-۳-۱- توصیف مساله و بیان مشکل ۳۵
۳-۱-۳-۲- مشکلات مشاهده گرهای سنتی ۳۶

۳-۱-۳-۳- روش‌های مشاهده‌گری تحمل‌پذیر خطا ۳۶
۳-۱-۳-۴- مشاهده گر خطا ۳۷
۳-۱-۳-۵- تجزیه فرم کانونیکال مثلثی ۳۹
۳-۱-۳-۶- مشاهده گر تابع KX ۳۹
۳-۱-۳-۷- معادل‌پذیری زیرسیستم و سیستم اصلی ۴۰
۳-۱-۳-۸- مشاهده‌گر تحمل پذیر خطا برروی ADCS ۴۱
۳-۱-۳-۹- مشاهده‌گر تحمل‌پذیر خطا و کنترل فیدبک KX ۴۲
۳-۱-۳-۱۰- تحلیل تجربی ۴۴
۳-۱-۳-۱۱- نتیجه گیری ۴۵
۳-۲- مروری بر روشهای کنترل هوشمند (فازی و عصبی) ۴۶
۳-۲-۱- کنترل‌کننده ضداغتشاش و تحمل‌پذیر خطا مبتنی بر قانون یادگیری تکرارشونده مدلغزشی برای وضعیت ماهواره ۴۶
۳-۲-۱-۱- توصیف مساله : ۴۶
۳-۲-۱-۲- توصیف مانور پوز ۴۷
۳-۲-۱-۳- روش کنترل تحمل پذیر خطا مبتنی بر قانون یادگیری تکرار شونده مد لغزشی ۴۸
۳-۲-۱-۴- شبیه سازی عددی ۵۰
۳-۳- مروری بر روشهای کنترل غیرخطی و مقاوم : ۵۲
۳-۳-۱- کنترل‌کننده مد لغزشی تحمل‌پذیر خطا برای یک نانوماهواره ۵۲
۳-۳-۱-۱- دینامیک‌های نانوماهواره-سینماتیک‌های وضعیت ۵۳
۳-۳-۱-۲- دینامیک‌های ماهواره :..... ۵۳
۳-۳-۱-۳- روش کنترل تحمل‌پذیر خطا برای مانور دلخواه ماهواره ۵۴
۳-۳-۱-۴- کنترل PD ۵۶
۳-۳-۱-۵- نتایج شبیه سازی ۵۶
فصل ۴- دینامیک ماهواره، روش طراحی کنترل‌کننده و مشاهده‌گر ۶۰
۴-۱- دینامیک بدنی ماهواره ۶۰
۴-۲- دینامیک‌های مطلوب ۶۰
۴-۳- خطای سیستم ۶۱
۴-۴- فرضیات در نظر گرفته شده در مدل ماهواره ۶۲
۴-۵- هدف کنترلی ۶۳

۴-۶- معرفی روش طراحی کنترل‌کننده و مشاهده‌گر ۶۳
۴-۶-۱- طراحی مشاهده‌گر ۶۳
۴-۶-۲- کنترل‌کننده طراحی‌شده ۶۶
۴-۶-۳- اثبات پایداری کنترل‌کننده و مشاهده گر ترکیب شده: ۶۶
فصل ۵- شبیه‌سازی ۷۴
۵-۱- شبیه‌سازی با استفاده از کنترل‌کننده پیشنهادی ۷۵
۵-۲- شبیه‌سازی با استفاده از روش خطی‌سازی فیدبک حالت ۸۴
۵-۲-۱- شبیه‌سازی در حالت بدون نامعینی ۸۶
۵-۲-۲- شبیه سازی در حالت اعمال نامعینی سیستمی به دینامیک ماهواره ۸۸
۵-۳- مقایسه کنترل‌کننده پیشنهادی و کنترل‌کننده خطی‌سازی فیدبک حالت ۹۰
۵-۳-۱- مقایسه عملکرد درحالت بدون اعمال نامعینی به دینامیک ماهواره ۹۱
۵-۳-۲- مقایسه عملکرد درحالت اعمال نامعینی به دینامیک ماهواره ۹۳
فصل ۶- نتیجه‌گیری و پیشنهادات ۹۶
منابع و مراجع ۹۷

فهرست شکل ها

شکل ۱-۱: بلوک دیاگرام سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره ۳
شکل ۲-۱: تعریف دستگاه های مختصات ماهواره ۱۰
شکل ۲-۲: نمایی از ژایرو(سنسور ماهواره) ۱۷
شکل ۲-۳: کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از روش پایدارسازی چرخشی ۱۸
شکل ۲-۴: کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از روش پایدارسازی گرادیان جاذبه ۱۸
شکل ۲-۵: کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از روش پایدارسازی سه محوره ۱۹
شکل ۲-۶: نمایی از یک تراستر ۱۹
شکل ۲-۷: نمایی از یک چرخ عکس العملی(flywheel) و گشتاوردهنده مغناطیسی(سمت راست) ۲۰
شکل ۳-۱: بلوک دیاگرام سیستم کنترل وضعیت ماهواره ۲۴
شکل ۳-۲: نتایج کنترل موقعیت ماهواره برای شرایط خطای عملگر با کنترلکننده عادی ۲۸
شکل ۳-۳: نتایج کنترل تحملپذیری خطا برای شرایط خطای سیستم عملگری ۲۹
شکل ۳-۴: نتایج کنترل وضعیت ماهواره برای شرایط خطا در سنسور در حضور کنترلکننده عادی ۲۹
شکل ۳-۵: نتایج کنترل تحمل پذیر خطا برای شرایط خطادار در سنسور ۳۰
شکل ۳-۶: پاسخ خروجی برای یک سیستم سالم با کنترل قابل اعتماد ۳۴
شکل ۳-۷: پاسخ خروجی یک سیستم با کنترل قابل اعتماد در حالت خطاهای سنسوری ۳۴
شکل ۳-۸: یک مشاهده گر خطا ۳۸
شکل ۳-۹: فلوچارت سیستم کنترل و مشاهدهگری تحملپذیر خطای وضعیت ماهواره ۴۳
شکل ۳-۱۰: تخمین مشاهدهگر تحملپذیر خطای KX ارتقا یافته در سناریوی ۱ ..... ۴۵
شکل ۳-۱۱: کواترنیون و مسیر مرجع آن ۵۱
شکل ۳-۱۲: منحنی تغییرات سرعت زاویه ای رول و پیچ در طول مانور Pose ۵۱
شکل ۳-۱۳: ماهواره SNUSAT ۵۶
شکل ۳-۱۴: زوایای وضعیت با خطای عملگر ۵۷
شکل ۳-۱۵: سرعت های زاویه ای با خطای عملگر ۵۸
شکل ۳-۱۶: ورودی های کنترلی با خطای عملگر ۵۸
شکل ۴-۱: جدول پارامترهای تعریفی در مختصات های مختلف ماهواره ۶۲

شکل ۵-۱: نمودار کلی بلوک دیاگرام شبیه سازی شده ۷۷
شکل ۵-۲: بلوک دیاگرام مشاهده گر ۷۸
شکل ۵-۳: ردیابی سرعت زاویه ای ماهواره در راستای رول ۷۹
شکل ۵-۴: ردیابی سرعت زاویه ای ماهواره در راستای پیچ ۷۹
شکل ۵-۵: ردیابی سرعت زاویه ای ماهواره در راستای یاو ۸۰
شکل ۵-۶: منحنی خطای سرعت زاویه ای در دستگاه مختصات خطا بدون اعمال نامعینی ۸۱
شکل ۵-۷: منحنی خطای سرعت زاویه ای در دستگاه مختصات خطا با اعمال ۱۰٪ نامعینی ۸۱
شکل ۵-۸: منحنی خطای سرعت زاویه ای در دستگاه مختصات خطا با اعمال ۲۰٪ نامعینی در ثانیه ۳۲۰ ... ۸۲
شکل ۵-۹: منحنی خطای سرعت زاویه ای در دستگاه مختصات خطا با اعمال ۳۰٪ نامعینی در ثانیه ۳۲۰ ... ۸۲
شکل ۵-۱۰: ورودی کنترلی U ۸۳
شکل ۵-۱۱: بلوک دیاگرام کنترل‌کننده خطی سازی فیدبک حالت ۸۵
شکل ۵-۱۲: ورودی کنترلی طراحی شده در روش خطی‌سازی فیدبک حالت ۸۶
شکل ۵-۱۳: سرعت زاویه‌ای بدنی ماهواره ۸۷
شکل ۵-۱۴: خطای ردیابی سرعت زاویه‌ای ماهواره در سه راستا ۸۸
شکل ۵-۱۵: سرعت زاویه ای بدنی ماهواره در حالت اعمال نامعینی سیستمی به دینامیک ماهواره ۸۹
شکل ۵-۱۶: خطای ردیابی در حالت اعمال نامعینی سیستمی به دینامیک ماهواره ۹۰
شکل ۵-۱۷: مقایسه خطای ردیابی سرعت زاویه ای راستای رول در دو روش مطرح شده در حالت نرمال ۹۱
شکل ۵-۱۸: مقایسه خطای ردیابی سرعت زاویه ای راستای پیچ در دو روش مطرح شده در حالت نرمال ۹۲
شکل ۵-۱۹: مقایسه خطای ردیابی سرعت زاویه ای راستای یاو در دو روش مطرح شده در حالت نرمال ۹۲
شکل ۵-۲۰: مقایسه خطای ردیابی زاویه رول در دو روش مطرح شده با اعمال ۲۰٪ نامعینی به دینامیک ۹۳
شکل ۵-۲۱: مقایسه خطای ردیابی راستای پیچ در دو روش مطرح شده با اعمال ۲۰٪ نامعینی به دینامیک ... ۹۴
شکل ۵-۲۲: مقایسه خطای ردیابی راستای یاو در دو روش مطرح شده با اعمال ۲۰٪ نامعینی به دینامیک ۹۴

فصل اول

مقدمه

فصل ۱– مقدمه

۱–۱– پیشگفتار

در طول دهه گذشته، علاقه‌مندی به ماهواره‌ها افزایش یافته است. امروزه، ماهواره‌ها به منظور اهداف عملی و نیز اهداف آموزشی استفاده می‌شوند. اخیراً به منظور ارتقا قابلیت اعتمادپذیری سیستم و اطمینان از عملکرد کنترلی، مطالعاتی در حوزه کنترل تحمل‌پذیری خطا انجام شده است[۱] . در ادامه، با رجوع به مراجع و مقالات معتبر، ابتدا به بیان ضرورت مسئله و اهمیت کلیدی کنترل تحمل پذیر خطا پرداخته و سپس به مروری بر روشهای مطرح در این زمینه می‌پردازیم.

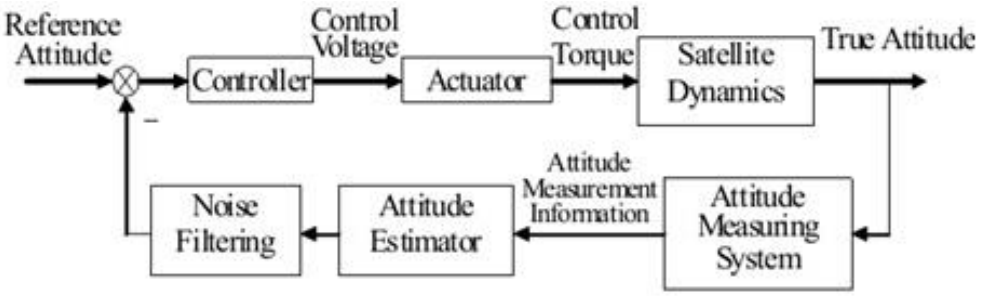
معادلات سینماتیک و دینامیکی ماهواره، به عنوان فرضیات اولیه سیستم کنترل و تعیین وضعیت ماهواره می‌باشند. یک موضوع کلیدی در طراحی سیستم کنترل ماهواره بحث قابل اعتماد بودن و ایمنی ماهواره می‌باشد. با توجه به تاثیر اغتشاشات خارجی، عملکرد عادی ماهواره همواره تحت تأثیر تهدیدات ثابتی می‌باشد. برای این که بتوانیم ماهواره را در مقابل از دست رفتگی‌های ناگهانی مقاوم کنیم، باید یک مکانیسم تحمل‌پذیر خطا برای سیستم کنترل ماهواره طراحی کنیم تا ضمن پیاده‌سازی کنترل خودکار، ماهواره را قادر سازد تا بتواند در طول یک پرواز طولانی مدت و همچنین در یک محیط پیچیده، مأموریت زمان‌بندی شده خود را انجام دهد. به همین دلایل است که تحقیقات در زمینه تکنیک‌های تحمل‌پذیری خطا برای سیستم‌های کنترل ماهواره تأثیرات عملی و نظری بزرگی در بهبود کیفیت عملکردی ماهواره و نیز سرویس‌دهی به زندگی حقیقی انسان‌ها داشته است.[۲]

از منظر میزان تاثیرگذاری در وزن ماهواره و نیز هزینه اقتصادی، سیستم کنترل وضعیت یک زیرسیستم کلیدی در ماهواره می‌باشد. برای اطمینان از پایداری نقطه تعادل ماهواره در سیستم مختصات مداری، لازم است که وضعیت ماهواره تعیین و کنترل گردد که شامل فرآیند بدست آوردن و نگه داشتن راستای نشانه‌روی ماهواره در مدارش می‌باشد. روش‌های پایدارسازی وضعیت ماهواره به طور کلی به پایدارسازی چرخشی[۱]، پایدارسازی

[۱] Spin stabilization

گرادیان جاذبه[۲] و پایدارسازی ۳محوره[۳] تقسیم می‌گردند که مورد آخر، در تمام طول عملکرد ماهواره سیگنال‌های کنترلی لازم را به ماهواره اعمال می‌کند. در فصل ۲ به مرور این روش‌ها خواهیم پرداخت.

به طور کلی کنترل‌کننده‌های تحمل‌پذیر خطا به دو شاخه تقسیم می‌شوند: کنترل‌کننده‌های تحمل‌پذیر خطای غیرفعال[۴] و کنترل‌کننده‌های تحمل‌پذیر خطای فعال[۵]. در کنترل غیرفعال توانی از روی مدارات ماهواره مصرف نمی‌گردد. در کنترل فعال، ماهواره دستورات کنترلی را براساس خطاهای وضعیت شکل داده و با تولید گشتاورهای کنترلی، به کنترل وضعیتش می‌پردازد. سیستم اندازه‌گیری وضعیت و سیستم تخمین وضعیت در شکل ۱-۱، در کنار هم ماژول سیستم تعیین وضعیت را شکل می‌دهند که پایه‌ای برای سیستم کنترل وضعیت جهت تولید دستورات کنترل وضعیتی می‌باشد و میزان دقت آن فاکتوری موثر است که بر روی سطح دقت سیستم کنترل وضعیت تأثیر می‌گذارد. دقت تعیین وضعیت به دقت و ساختار سخت‌افزاری سیستم اندازه‌گیری وضعیت نیز وابسته است، همان طور که الگوریتم‌های نرم افزاری نیز برای محاسبه وضعیت موثرند.[۱]



شکل ۱-۱: بلوک دیاگرام سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره

ماهواره‌های درون مداری، مدت زمان طولانی را در یک محیط خلأ، بدون وزن و به شدت با دمای بالا– پایین و در حضور تشعشعات زیاد فعالیت می‌کنند، اگرچه قابلیت اعتمادپذیری و ملزومات دقت در سیستم کنترل ماهواره نیز به طور ثابت با افزایش پیچیدگی و گوناگونی ماهواره‌ها افزایش یافته است، ولی با توجه به محدودیت‌های موجود در وزن و هزینه ماهواره، از دست‌رفتگی‌های احتمالی را نمی‌توان تنها با افزونگی‌های[۶]

[۲] Gravity gradient stabilization

[۳] Three-axis stabilization

[۴] Passive FTC

[۵] Active FTC

[۶] Redundancy

سخت افزاری جبران کرد، به همین دلیل، یافتن چاره‌ای برای استفاده ماکزیمم از افزونگی تحلیلی برای افزایش اعتمادپذیری ماهواره، همواره مسئله ای بوده که متخصصان بر روی آن مشغول مطالعه بوده‌اند.[۱]

در ضمن، با افزایش کارکرد زمانی ماهواره در مدار، عملکرد قطعات و مؤلفه‌ها ناچاراً کاهش یافته و اعتمادپذیری آن‌ها را پایین می‌آورد و حتی ممکن است برخی قطعات نیز از کنترل خارج شوند. لذا وقتی خطایی رخ می‌دهد، پایداری سیستم تضمین نخواهد شد که این مسئله خود می‌تواند منجر به کاهش عمده‌ای در عملکرد سیستم شده و احتمالاً منجر به نقصان ماهواره شود. بنابراین، به راه‌اندازی تحقیقات در زمینه مکانیسم‌ها و روش‌های جدید کنترل خودکار تحمل‌پذیر خطای ماهواره، می‌تواند باعث بهبود در تحقق کامل و طولانی مدت عملکرد درون مداری ماهواره شود، و نتایج آن دارای ارزش کاربردی و مزیت تئوریکی عمده‌ای می‌باشد [۳].

کنترل‌کننده خطای درون مداری که زیرسیستمی از سیستم کنترل ماهواره می‌باشد، از منابع موثر موجود برروی سطح ماهواره و نیز محدودیت‌های موجود از جمله دینامیک‌های ماهواره، روابط سینماتیکی و نیز استراتژی‌های کنترل مدرن استفاده می‌کند و به ارائه تخمین‌های زمان حقیقی[۷] از خطاها در سیستم می پردازد تا کنترل‌کننده جدیدی برای جبران کنترل‌کننده اصلی ایجاد کرده و عملکرد کنترلی را تا حد امکان در هنگامی که نقصی در ساختار سیستم کنترلی رخ می‌دهد، بازیابی کند[۱].

از جمله کاربردهای دیگر کنترل تحمل‌پذیرخطا، هنگامی است که ماهواره با یک موقعیت پیچیده در فضا روبه‌رو می‌شود و درنتیجه ممکن است نیاز به مانورهای زاویه‌ای بزرگی داشته باشد که در این حالت سیستم کنترل وضعیت به یک سیستم غیرخطی کوپلینگ قوی تبدیل می‌شود و ممکن است که برخی از پارامترهای سیستم از قبیل اینرسی بدنی ماهواره، تغییر گشتاور اغتشاشی و ... نامعین شوند. در کاربردهای عملی، تحلیلی صحیح از مدل ریاضی سیستم اهمیت بالایی دارد. به هر حال، هر مدل ریاضی همواره دارای برخی مؤلفه‌های نامعینی است. مثلاً برای ماهواره‌ها، این نامعینی‌ها ممکن است نسبت به نویزهای خارجی یا داخلی ناشناخته اضافه شونده، تأثیرات محیطی و اغتشاشات، و یا عوامل غیرخطی باشد [۴]. کنترل مقاوم یک روش کنترلی یکپارچه است که به حل مشکلات کنترلی سیستم‌های غیرخطی می‌پردازد و بزرگ‌ترین مزیت آن مقاومت‌پذیری کامل در برابر اغتشاشات سیستم و اختلالات می‌باشد[۱].

---

[۷] real-time

طراحی مشاهده‌گر تحمل‌پذیر خطا، یکی از راهکارهای افزایش مقاومت سیستم در برابر خطاها، اغتشاشات و نویز ورودی است. در حال حاضر برای طراحی مشاهده‌گر تحمل‌پذیر خطای سنسور ۲ خط مشی وجود دارد: (۱) روش مبتنی بر جبران‌سازی تخمین خطا و (۲) روش مبتنی بر تبدیلات خطی. روش اول مبتنی بر تخمین خطای باقیمانده خطا[۸] و جبران سازی می‌باشد، بنابراین می‌تواند فقط برای خطاهای خاصی به کار گرفته شود و جبران‌سازی باید دقیق و زمان حقیقی باشد (تخمین زمان حقیقی با این شرط امکان‌پذیر است که توصیف دقیقی از خطا و مدل برای مشاهده‌گر وجود داشته باشد). برای خطای سنسور غیرخطی، فرآیند مدل‌سازی اساساً بسیار پیچیده می‌باشد و نیازمند تخمین مقدار دقیقی از خطاها می‌باشد. در نتیجه این روش برای مشاهده‌گر تحمل‌پذیر خطا با مدل‌های نامعین و خطاهای سنسور پیچیده مناسب نمی‌باشد. ایده اصلی روش دوم اولاً تغییر سیستم به یک زیرسیستم مشاهده‌پذیر یا مثلثی معادل از طریق تبدیل خطی است و سپس طراحی مشاهده‌گرها مطابق با زیرسیستم‌های سیستم جدید می‌باشد که خروجی مشاهده‌گرها را از سنسورهای خطادار دکوپله می‌کند.

کنترل مد لغزشی یکی از روش‌های تحمل‌پذیر خطا است که از نظر اجرا ساده بوده و تحمل‌پذیری و تطبیق-پذیری خوبی نسبت به اغتشاشات خارجی و نامعینی‌های سیستم دارد [۵].

برای بررسی دقیق‌تر رفتار ماهواره در شرایط خطادار، لازم است بین انواع سناریوهایی که ممکن است برای ماهواره پیش بیاید، تفاوت قائل شویم. ماهواره ممکن است دچار خطا[۹]، از دست‌رفتگی[۱۰] و یا نامعینی[۱۱]در دینامیک شود. منظور از خطا در این پایان‌نامه، بایاس اضافه شده در مقادیر خوانده‌شده توسط سنسور می‌باشد. منظور از نامعینی نیز هرگونه تغییر دینامیک ماهواره می‌باشد که می‌تواند ناشی از عواملی مثل عدم تعیین دقیق پارامترهای دینامیک ماهواره، مدل‌سازی ناقص ماهواره و یا فرسودگی تجهیزات در طول زمان باشد. از دست-رفتگی نیز هنگامی‌که یکی از حسگرها یا عملگرها به طور کامل کارکرد خود را از دست بدهد، در نظرگرفته می-شود که در این پایان‌نامه این مدل از خطا در نظر گرفته نشده است.

---

[۸] fault residual error estimation

[۹] Error

[۱۰] Fault

[۱۱] Uncertainty

۱–۲– مروری بر تحقیقات انجام‌شده

به طور کلی منظور از وضعیت ماهواره، زوایه نشانه‌گیری شده و سرعت زاویه ای ماهواره در فضا می‌باشد. درعمل، سطح دقت مورد نیاز برای ماهواره باید تا حدی باشد که بتواند با دقت بسیار بالایی به جهت‌یابی در فضا بپردازد. حرکت وضعیت ماهواره، دوران ماهواره حول مرکز ثقل‌اش می‌باشد که به طورخلاصه به آن حرکت زاویه‌ای ماهواره گوییم.

سیستم کنترل وضعیت ماهواره اساسا از علمگرها، سنسورها و نیز موضوع طراحی قانون کنترل تشکیل شده است. کار طراحی این سیستم را می‌توان به دو بخش پایدارسازی وضعیت و مانور وضعیت تقسیم کرد. پایدارسازی وضعیت به دنبال نگه‌داشتن ماهواره در یک راستای از پیش تعیین شده، مثل در راستای زمین حرکت کردن یا در راستای خورشید حرکت‌کردن است و مانور وضعیت، فرآیند تغییر راستای حالت گذرای ماهواره از یک وضعیت به وضعیت دیگر است. مشابه با سیستم تعیین وضعیت، دقت سیستم کنترل وضعیت نیز به دقت سخت افزاری عملگرها و دقت کنترلی موجود در قوانین کنترلی بستگی دارد.

در سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ای که از مشاهده‌گر برای تخمین وضعیت فعلی استفاده می‌کند، یک سیگنال خطا از تفاوت بین وضعیت هدف یا دستور داده شده و وضعیت تخمین‌زده شده بدست می‌آید و براساس قوانین کنترلی مشخصی، سیگنال دستور کنترلی شکل می‌گیرد که با درایو کردن علمگرها، گشتاورهای کنترلی را تولید می‌کند که خطای وضعیت را کاهش داده و در نهایت ماهواره را به وضعیت هدف هدایت می‌کند.

در روش‌های اولیه تحمل‌کنندگی خطا، معمولا از سنسورها و عملگرهای مشابه و یا دارای کارکرد یکسان به عنوان افزونگی استفاده می‌کردند و در موقع رخداد خطا، سیستم با استفاده از آنها به بازسازی مجدد خود و کاهش اثرات منفی آن برروی علمکردش می‌پرداخت. امروزه از روش‌های مختلفی از قبیل روش‌های خطی مثل کنترل‌کننده PID گرفته تا روش‌های کنترل هوشمند مثل فازی، شبکه عصبی، الگوریتم ژنتیک و انفیس و نیز روش‌های کنترل مقاوم غیرخطی مثل کنترل‌کننده مدلغزشی و خطی‌سازی فیدبک استفاده می‌شود. در ادامه مروری بر برخی از این روش‌ها خواهیم داشت.

قانون کنترل PID یک قانون کنترلی کلاسیک می‌باشد. در عمل ثابت شده است که قانون کنترل PID همچنان یک قانون کنترلی پشرفته و دقیق می‌باشد که توسط اکثر ماهواره‌های پایدارسازی‌شده ۳ محوره مورد استفاده قرار می‌گیرد مثل ماهواره آمریکایی لندست-دی[۱۲] کاوشگر قمری کلمتین[۱۳] و ... . مخصوصا با پیشرفت

[۱۲] Landsat-D

تئوری‌ها و تکنیک‌ها، الگوریتم‌هایی مثل PID اصلاح‌شده، PID تطبیق پذیر، PID خود تنظیم شونده، PID خود یادگیرنده و ... توسعه یافته و ازعملکرد و دقت افزوده شده‌ای برخودار گردیده‌اند.

در سال ۲۰۱۳ آقای ال.ج چنگ و دیگران [۴]، برای رویارویی با مسئله کاهش موثر بودن تحریک‌پذیری ایجاد شده توسط انحرافات عملگر یا خطای عملگر در وضعیت و سیستم کنترل مداری (AOCS) ماهواره، یک روش تحمل‌پذیر خطای وضعیت و کنترل ضد اغتشاش بر اساس قانون یادگیری تکرار شونده مدلغزشی پیشنهاد کرده‌اند که در آن از شبه-ورودی کنترلی[۱۴] برای طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی به منظور اطمینان از ردیابی دقیق AOCS از مسیر مرجع پس از رخ‌دادن خطا استفاده شده است. سپس با تحلیل پایداری لیاپانوف، یک قانون یادگیری تکرار شونده تطبیق‌پذیر توسعه داده شده که براساس خطای ردیابی، پارامترهای کنترل‌کننده را به صورت آنلاین تعیین می‌کند تا از دست رفتگی‌های عملگر و اغتشاش‌های خارجی را برطرف کند.

یک بررسی در مورد کنترل تحمل‌پذیر خطای مقاوم برای سیستم‌های غیرخطی در [۶] انجام شده است. کنترل‌کننده تحمل‌پذیر خطا براساس نامعادلات ماتریسی خطی[۱۵] برای بهبود اعتمادپذیری سیستم کنترل کرس‌رول[۱۶] کشتی طراحی شده است و تاثیر اغتشاشات نامعلوم ورودی را بهبود داده است [۷].

در سال ۲۰۱۱ ژیولونگ وی و دیگران [۳]، روش تشخیص و ایزوله‌سازی (FDI) براساس مشاهده‌گر خطا برای شناسایی و ایزوله‌سازی خطای سنسور را معرفی کرده‌اند. آن‌گاه براساس نتایج گرفته‌شده از FDI، معادلات فضای حالت سیستم مورد نظر را به فرم کانونیکال مثلثی تبدیل می‌کنند تا زیرسیستم نرمال را از زیرسیستم خطا دکوپله کنند. سپس مشاهده‌گرهای تحمل‌پذیر خطای KX در مودهای مختلف طراحی شده و در مانیتورینگ برخط[۱۷] جاگذاری می‌شوند. خروجی تمام مشاهده‌گرهای تحمل‌پذیر خطا KX به وسیله فرآیند سوئیچ انتخاب می‌شوند.

در مقاله [۲] بروی کنترل تحمل‌پذیر خطا در برابر خطای سنسور برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره تمرکز شده است. متفاوت با روش ارائه شده در مقاله [۸]، یک مدل خطی با نامعینی‌های پارامتری سیستم در

---

[۱۳] Clemetine

[۱۴] Pseudo control input

[۱۵] LMI

[۱۶] Course roll

[۱۷] Online

این مقاله در نظر گرفته شده است و درضمن اغتشاش ورودی نیز برای کنترل‌کننده تحمل‌پذیر خطا در نظر گرفته شده است. هردو نوع خطاهای معلوم و خطاهای نامعلوم سنسور بررسی شده‌اند.

۱–۳–اهداف پایان‌نامه

در این پایان‌نامه به طور مشخص به دنبال طراحی کنترل‌کننده تحمل‌پذیر خطای مقاوم در برابر اغتشاش و خطای سنسور با لحاظ اشباع ورودی کنترلی هستیم که موارد زیر در ماهواره ارتقا یافته و یا حذف گردند:

۱- حذف خطای سنسور که در اینجا بایاس ثابت DC مدنظر است.

۲- عدم تاثیرپذیری اغتشاشات موجود در جو برروی عملکرد مداری ماهواره.

۳- قابلیت تحمل‌پذیری در برابر نامعینی‌های موجود در پارامترهای سیستمی و دینامیکی ماهواره.

۴- ورودی کنترلی اعمالی به ماهواره، به اشباع نرود و به بیان دیگر، از مقدار ماکزیمم u_m تجاوز ننماید.

۱–۴–راهنمای پایان‌نامه

در ادامه، به ترتیب به بررسی موضوعات زیر می‌پردازیم. در فصل دوم، مدل‌سازی معادلات ماهواره صورت می‌گیرد. در فصل سوم به مروری بر روش‌های کنترل ماهواره می‌پردازیم. در فصل چهارم بر روی طراحی کنترل‌کننده و مشاهده‌گر متمرکز خواهیم شد و در فصل پنجم شبیه‌سازی‌ها ذکر می‌گردد. در فصل ششم نتایج حاصل از پایان‌نامه و پیشنهاداتی در مورد موضوعات تحقیقاتی قابل انجام در ادامه این پایان‌نامه ارائه شده است.

فصل دوم

مدل‌سازی معادلات و روابط حاکم بر ماهواره