

الله أكبر



دانشکده مهندسی برق و رباتیک
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی کنترل

کنترل مقاوم تطبیقی وضعیت ماهواره

نگارنده : سهیلا بابایی فرامرز

استاد راهنما

دکتر علی اکبرزاده کلات

شهریور ۱۳۹۸

تقدیر و تشکر

سپاس بی‌کران پروردگار یکتا را که هستی‌مان بخشید و به طریق علم و دانش رهنمونمان شد و به هم‌نشینی رهروان علم و دانش مفتخرمان نمود و خوشه‌چینی از علم و معرفت را روزیمان ساخت.

این پایان‌نامه را تقدیم می‌کنم به

مقدس‌ترین واژه‌ها در لغت نامه دلم، مادر **مهربانم** که زندگی‌م را مدیون مهر و عطوفت آن می‌دانم؛ پدر، **مهربانی** مشفق، بردبار و حامی‌ام در تمامی مراحل زندگی؛ **همسرم** که نشانه لطف الهی در زندگی من است؛ **برادر و خواهرم** همراهان همیشگی و پشتوانه‌های زندگی‌م.

بدون شک جایگاه و منزلت معلم، اجل از آن است که در مقام قدردانی از زحمات بی‌شائبه‌ی او، با زبان قاصر و دست ناتوان، چیزی بنگاریم. اما از آنجایی که تجلیل از معلم، سپاس از انسانی است که هدف و غایت آفرینش را تامین می‌کند، از استاد با کمالات و شایسته؛ جناب آقای دکتر **علی اکبرزاده کلات** که در کمال سعه صدر، با حسن خلق و فروتنی، از هیچ کمکی در این عرصه بر من دریغ ننمودند و زحمت راهنمایی این پایان‌نامه را بر عهده گرفتند؛ و از استادان گرامی؛ جناب آقایان **دکتر علیرضا الفی** و **محمدعلی صدرنیا** که زحمت داوری این پایان‌نامه را متقبل شدند، کمال تشکر و قدردانی را دارم؛ باشد که این خردترین، بخشی از زحمات آنان را سپاس گوید.

تعهد نامه

اینجانب سهیلا بابایی فرامرز دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی کنترل دانشکده مهندسی برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه مقاوم تطبیقی وضعیت ماهواره تحت راهنمایی دکتر علی اکبرزاده کلات متعهد می شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است .
- در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است .
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام « دانشگاه صنعتی شاهرود » و یا « **Shahrood University of Technology** » به چاپ خواهد رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است .
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است .

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج ، کتاب ، برنامه های رایانه ای ، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد . این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود .

چکیده

در این پایان‌نامه، کنترل وضعیت ماهواره صلب با در نظر گرفتن عدم قطعیت اینرسی و اغتشاش نامعلوم متغیر با زمان با استفاده از روش غیرخطی پسگام مقاوم برای مدل پارامترهای اصلاح شده رودریگز انجام گرفته شده است. فرض شده است که سرعت زاویه‌ای ماهواره در دسترس نیست، پس یک مشاهده‌گر زمان محدود برای تخمین سرعت زاویه‌ای و اغتشاش کلی طراحی شده است. با استفاده از سرعت زاویه‌ای تخمین زده شده و وضعیت بدنه صلب ماهواره که در دسترس است، سیگنال‌های کنترل تولید شده است. عملکرد کنترل می‌تواند با تنظیم پارامترهای کنترل بهبود یابد. اثبات پایداری با استفاده از تئوری لیاپانوف انجام شده است. در نهایت، شبیه‌سازی‌های عددی برای نشان دادن عملکرد موثر کنترل‌کننده پیشنهادی ارائه شده است.

کلمات کلیدی: ماهواره صلب، مشاهده‌گر زمان محدود، ردگیری سرعت زاویه‌ای و وضعیت

ماهواره، کنترل‌کننده پسگام مقاوم

فهرست مطالب

۱- فصل اول آشنایی با ماهواره ها	۱
۱-۱- مقدمه	۲
۲-۱- ماهواره چیست؟	۲
۳-۱- تاریخچه مختصری از ماهواره‌های مصنوعی	۳
۴-۱- اجزا یک ماهواره	۹
۵-۱- چه چیزی مانع سقوط ماهواره به زمین میشود؟	۱۰
۶-۱- چه چیزی باعث جلوگیری از برخورد دو ماهواره میشود؟	۱۱
۷-۱- مروری بر تحقیقات پیشین	۱۲
۸-۱- مروری بر فصل‌های پایان‌نامه	۱۵
۲- فصل دوم مدلسازی ماهواره	۱۸
۱-۲- مقدمه	۱۸
۲-۲- سینماتیک‌های بدنه صلب	۱۸
۳-۲- اختصاری از ماتریس کسینوس هادی	۱۹
۴-۲- پارامترهای اصلاح شده رودریگز (MRPs)	۲۴
۵-۲- مدل ریاضی سیستم وضعیت ماهواره صلب	۳۰
۳- فصل سوم طراحی کنترل کننده	۳۴
۱-۳- مقدمه	۳۴
۲-۳- انواع عملگرها	۳۴
۱-۲-۳- رانشگرها	۳۴
۲-۲-۳- چرخ‌های واکنش و چرخش نمای گشتاورساز	۳۵
۳-۲-۳- گشتاورهای مغناطیسی	۳۶
۳-۳- طراحی مشاهده گر زمان محدود	۳۶
۴-۳- طراحی کنترل کننده مقاوم پسگام	۳۹
۴- فصل چهارم نتایج شبیه سازی‌ها	۴۵
۱-۴- مقدمه	۴۶
۲-۴- شبیه سازی مشاهده گر زمان محدود	۴۶

۴۷.....	۳-۴- شبیه‌سازی سیستم ماهواره با اعمال کنترل‌کننده مقاوم پسگام
۵۱.....	۴-۴- معرفی پارامترهای شبیه‌سازی‌ها
۵۳.....	۵- فصل پنجم نتیجه‌گیری و پیشنهادات
۵۴.....	۵-۱- نتیجه‌گیری کلی
۵۶.....	۵-۲- پیشنهادات
۵۷.....	مراجع

فهرست جداول

- جدول (۱-۴) پارامترهای شبیه سازی سیستم ماهواره ۵۲
- جدول (۲-۴) پارامترهای شبیه سازی مشاهده گر زمان محدود ۵۲
- جدول (۳-۴) پارامترهای شبیه سازی کنترل کننده پسگام ۵۲

فهرست اشکال

- شکل (۱-۱) ایستگاه فضایی بین المللی [۳]..... ۳
- شکل (۲-۱) ماهواره اسپوتنیک ۱ [۴]..... ۵
- شکل (۳-۱) ماهواره اسپوتنیک ۲ [۴]..... ۶
- شکل (۴-۱) ماهواره اکسپلورر ۱ [۴]..... ۷
- شکل (۵-۱) ماهواره ونگارد ۱ [۴]..... ۸
- شکل (۱-۲) کسینوس‌های هادی [۲۲]..... ۲۱
- شکل (۲-۲) نگاشت استریوگرافیک پارامترهای اولر به پارامترهای اصلاح شده رودریگز [۲۲]..... ۲۶
- شکل (۱-۳) یک نمونه اولیه یک بعدی از طراحی شماتیک چرخ واکنش [۱]..... ۳۶
- شکل (۱-۴) سرعت زاویه‌ای و تخمین سرعت زاویه‌ای ماهواره صلب (rad/sec)..... ۴۶
- شکل (۲-۴) خطای تخمین اغتشاش کلی ماهواره صلب (N.m)..... ۴۷
- شکل (۳-۴) ورودی کنترل ماهواره صلب (Nm)..... ۴۸
- شکل (۴-۴) ردگیری وضعیت ماهواره صلب..... ۴۹
- شکل (۵-۴) خطای ردگیری وضعیت ماهواره صلب..... ۵۰
- شکل (۶-۴) خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای ماهواره صلب..... ۵۱

فصل ۱

آشنایی با ماهواره ها

۱- فصل اول آشنایی با ماهواره ها

۱-۱- مقدمه

امروزه ماهواره ها نقش به سزایی را از قبیل کاربردهایی نظیر نقشه برداری، تصویر برداری، ارتباطات از راه دور در زندگی بشر ایفا می کنند؛ به طوری که انسان ها تقریباً زندگی روزمره خود را بدون خدمات ماهواره ای نمی توانند تصور کنند. همچنین از ماهواره ها برای کاربردهای علمی و سایر موارد نیز استفاده می شود که در همه موارد ذکر شده کنترل وضعیت مناسب، دارای نقش مهمی است و نیازمند دقت بالا، پایداری دقیق و مانور سریع است [۱].

سیستم کنترل وضعیت، برای تغییر جهت گیری ماهواره، به منظور دستیابی به جهت گیری مطلوب در حضور اغتشاش های مختلف موجود در محیط فضایی، به کار برده می شود. همچنین سیستم کنترل وضعیت، در زمینه هایی همچون پروژه های فضایی مانند وسایل نقلیه هوایی، سیستم های رباتیک و غیره از اهمیت بالایی برخوردار است. در طی چندین دهه گذشته، پژوهشگران بسیاری به این موضوع علاقه مند شده اند و تحقیقات فراوانی را در ارتباط با جنبه های مختلف این موضوع انجام داده اند [۲].

۱-۲- ماهواره چیست؟

به هر جسمی در فضا، که در اطراف یک جسم بزرگ تر می چرخد، ماهواره می گویند. دو نوع ماهواره وجود دارد:

۱- ماهواره های طبیعی، مانند ماه که به دور زمین می چرخد.

۲- ماهواره های مصنوعی، مانند ایستگاه فضایی بین المللی^۱

¹ International Space station

۳- که به دور زمین می‌چرخد. شکل (۱-۱) این ایستگاه را که بزرگ‌ترین ماهواره در مدار است، نشان می‌دهد. این تصویر از ایستگاه در ماه می سال ۲۰۱۰ توسط ناسا گرفته شد.

بسیاری از ماهواره‌های طبیعی در منظومه شمسی وجود دارند؛ هر سیاره حداقل دارای یک ماهواره است، برای مثال سیاره زحل حداقل دارای پنجاه و سه ماهواره طبیعی است. در بین سال‌های ۲۰۰۴ تا ۲۰۱۷ یک ماهواره مصنوعی به نام فضاپیمای کاسینی^۱ به منظور کاوش سیاره حلقوی و قمرهای آن به فضا فرستاده شد. با این حال قابل ذکر است که تا اواسط قرن بیستم، هیچ ماهواره‌ی مصنوعی در فضا وجود نداشت [۳].



شکل (۱-۱) ایستگاه فضایی بین‌المللی [۳]

۳-۱- تاریخچه مختصری از ماهواره‌های مصنوعی

همه ما بر این اصل واقف هستیم که به دلیل نیروی جاذبه بین ماه و زمین، چرخش ماه به دور زمین اتفاق می‌افتد. انسان‌ها نیز با استناد به همین اصل، توانستند بسیاری از ماهواره‌ها را توسعه دهند. در ابتدا، بسیاری از کشورها، ماهواره‌های خود را بصورت آزمایشی راه‌اندازی کردند، اما در حال حاضر راه‌اندازی ماهواره‌ها به یک کسب و کار سودآور تبدیل شده است.

¹ Cassini spacecraft

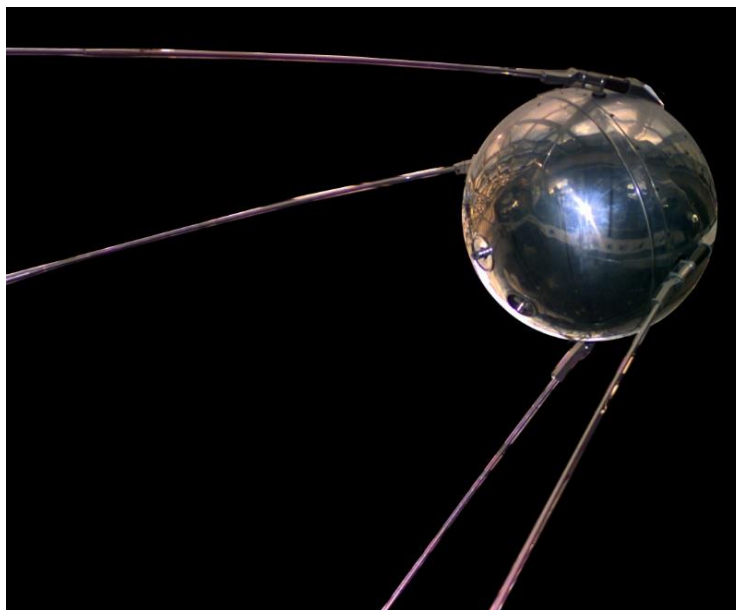
همان طور که در شکل (۱-۲) قابل مشاهده است نخستین ماهواره مصنوعی جهان یا ماهواره ساخته شده توسط بشر، اسپوتنیک^۱ بود که در ماه چهارم اکتبر سال ۱۹۵۷ توسط اتحاد جماهیر شوروی به فضا فرستاده شد. این پرتاب موفقیت‌آمیز باعث برانگیخته شدن حیرت کل جهان شد؛ با پرتاب اسپوتنیک^۱ توجه جهان به این ماهواره منعطف شد. اندازه این ماهواره مصنوعی در حدود یک توپ ساحلی بزرگ^۲ و وزن آن حدود ۱۸۴ پوند (۸۳ کیلوگرم) بود. این پرتاب به عنوان آغاز عصر فضا مشخص شده است.

اسپوتنیک^۱، با سرعت ۲۹۰۰۰ کیلومتر در ساعت دور زمین سفر کرده بود و اطلاعات ارزشمندی از قبیل شناسایی تراکم جو بالاتر را برای دانشمندان مهیا کرده است. چرخش این ماهواره به دور زمین، ۹۸ دقیقه به طول انجامید. راه‌اندازی این ماهواره منجر به ایجاد آژانس فضایی آمریکا به نام ناسا^۳، شد.

¹ Sputnik1

² Large beach ball

³ NASA (National Aeronautics and space Administration)



شکل (۲-۱) ماهواره اسپوتنیک ۱ [۴]

یک ماه پس از راه‌اندازی نخستین ماهواره جهان، اتحاد جماهیر شوروی در سوم نوامبر سال ۱۹۵۷ ماهواره دیگری به نام اسپوتنیک^۱ که در شکل (۳-۱) نشان داده شده است، را به فضا پرتاب کرد. ماهواره اسپوتنیک^۲، حامل نخستین موجود زنده که سگی به نام لایکا^۲ بود، در فضا بود؛ این ماهواره دارای چندین قسمت که شامل یک سیستم تله متری، یک واحد برنامه‌ریزی، فرستنده‌های رادیویی، یک سیستم کنترل دما و بازسازی برای کابین، ابزارهای علمی و همچنین لایکا بود.

¹ Sputnik 2

² Laika

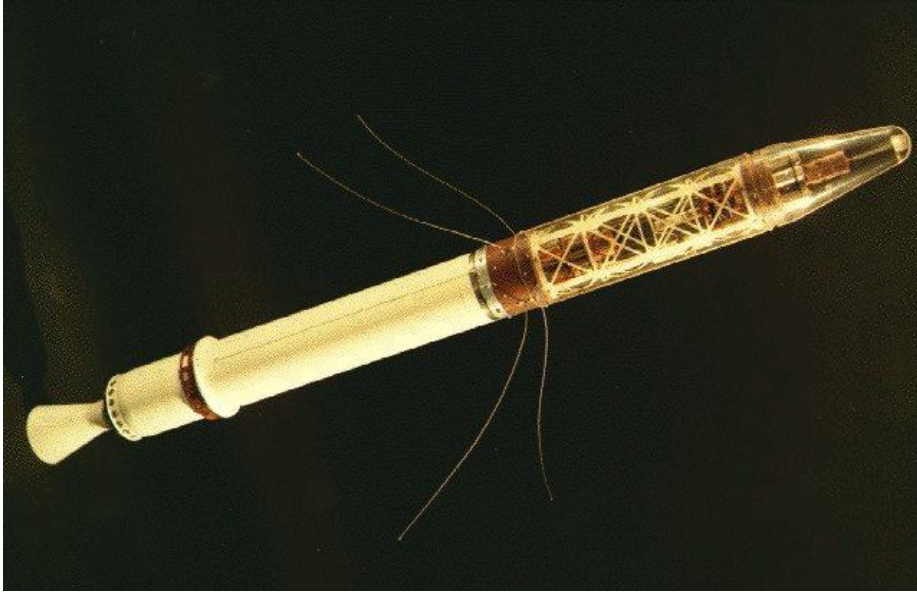


شکل (۳-۱) ماهواره اسپوتنیک ۲ [۴]

ماهواره اکسپلورر^۱، که در شکل (۴-۱) قابل مشاهده است، اولین ماهواره ایالات متحده و همچنین سومین ماهواره مصنوعی جهان بود که در ماه ۳۱ ژانویه سال ۱۹۵۸ راه اندازی و در مدار قرار داده شد. این ماهواره دارای وزن ۱۳,۹۷ کیلوگرم (۳۰,۸ پوند) بود که تنها دو درصد از وزن اسپوتنیک ۲ را تشکیل می داد. ماهواره اکسپلورر^۱، منجر به کشف کمربند تشعشعی وان آلن^۲ که یکی از دو کمربندهای تابشی زمین است، شد. کمربند تشعشعی، ناحیه‌ای در اطراف یک سیاره است که در آن ذرات تحت تأثیر میدان مغناطیسی سیارات، شارژ می‌شوند [۵].

¹Explorer 1

² Van Allen radiation belt



شکل (۴-۱) ماهواره اکسپلورر ۱ [۴]

اکسپلورر^۱ دومین ماهواره سری اکسپلورر بود که توسط ایالات متحده آمریکا در پنجم مارس سال ۱۹۵۸ ساخته و پرتاب شد ولی به دلیل خرابی در پرتابه، موفق به رسیدن به مدار نشد. چهارمین ماهواره مصنوعی جهان همان طور که در شکل (۵-۱) مشاهده می‌شود، ونگارد^۲ است، که در تاریخ ۱۷ مارس سال ۱۹۵۸ در مدار قرار گرفت. این ماهواره که در حدود ۱,۴۷ کیلوگرم وزن داشت، نخستین ماهواره‌ای بود که از انرژی خورشیدی بهره می‌برد، و همچنین دومین ماهواره مصنوعی ایالات متحده بود که با موفقیت در مدار قرار گرفت.

¹ Explorer 2

² Vanguard 1



شکل (۱-۵) ماهواره ونگارد ۱ [۴]

اکسپلورر^۱، سومین ماهواره سری اکسپلورر بود که در تاریخ ۲۶ مارس سال ۱۹۵۸ به فضا پرتاب شد. این ماهواره مأموریتی تقریباً مشابه با ماهواره اکسپلورر ۱ داشت. اکسپلورر^۳، داده‌های مربوط به کمربندهای تشعشی وان آلن را جمع آوری کرد و تأیید کرد که کمربندهای تشعشی، توسط وجود میدان مغناطیسی زمین، تأثیر می‌گذارد.

یک ماهواره مصنوعی تحقیقاتی به نام اسپوتنیک^۲، در تاریخ ۱۵ می سال ۱۹۵۸ توسط کشور شوروی پرتاب شد. این اکسپلوررها نزدیک فضا و بالاتر از جو هستند.

بعد از این کشورهایی که نام‌برده شد، کشورهای دیگر نیز شروع به فرستادن ماهواره‌های خود به فضا کردند. ماهواره‌هایی نظیر اولین ماهواره ارتباطی جهان به نام اسکور^۳ که توسط ایالات متحده در ماه ۱۸ دسامبر سال ۱۹۵۸ پرتاب شد؛ اولین ماهواره هواشناسی به نام تیروس^۴ که با موفقیت در تاریخ ۱ آوریل سال ۱۹۶۰ توسط ایالات متحده پرتاب شد؛ ماهواره ایکو^۵، ماهواره بالون ارتباطی بود

¹ Explorer 3

² Sputnik 3

³ SCORE

⁴ TIROS 1

⁵ Echo 1

که توسط ایالات متحده آمریکا در تاریخ ۱۲ آگوست سال ۱۹۶۰ پرتاب شد؛ ماهواره ضبط ارتباطات از راه دور به نام کوریر 1B^۱، که توسط ایالات متحده در تاریخ ۴ اکتبر سال ۱۹۶۰ پرتاب شد؛ اریل ۱^۲، اولین ماهواره بریتانیایی بود که در ۲۶ آپریل سال ۱۹۶۲ پرتاب گردید؛ تل‌استار ۱^۳، اولین ماهواره ارتباطی فعال جهان بود که در ۱۰ ژوئیه سال ۱۹۶۲ توسط ایالت متحده پرتاب گردید؛ ماهواره آلوت ۱^۴، ماهواره کاندایی بود که در تاریخ ۲۹ سپتامبر سال ۱۹۶۲ پرتاب شد و همچنین بسیاری از ماهواره های دیگر که برای اهداف مختلفی پرتاب شده و در مدار قرار گرفتند [۵].

در ادامه این روند، ماهواره‌هایی نظیر ماهواره‌های هواشناسی، ماهواره‌های مشاهده زمین مانند پیگیری تغییرات در جنگل‌ها، آب و هوا و دیگر قسمت‌های سطح زمین، ماهواره‌های ارتباط از راه دور و انواع دیگر راه اندازی و پرتاب شدند. ماهواره‌های مخابراتی امکان تماس‌های تلفنی راه دور و سرانجام، پخش زنده تلوزیونی از سراسر جهان را برقرار ساختند؛ و همچنین نسل‌های بعدی ماهواره‌ها به اتصالات اینترنت کمک کردند. اکنون با کوچک‌تر شدن کامپیوترها و سایر سخت افزارها، امکان فرستادن ماهواره‌های کوچک‌تر بیشتری وجود دارد که می‌توانند خدمات مورد نیاز را در مدار را انجام دهند [۳].

۱-۴-۱- اجزا یک ماهواره

هر ماهواره مصنوعی قابل استفاده دارای چهار قسمت اصلی است، که در ذیل نام برده شده‌اند:

۱- سیستم قدرت^۵ (که به عنوان مثال میتواند خورشیدی یا هسته ای باشد).

۲- یک روش برای کنترل وضعیت ماهواره

۳- یک آنتن برای ارسال و دریافت اطلاعات

¹ Courier 1B

² Ariel 1

³ Telstar 1

⁴ Alouette 1

⁵ Power system

۴- یک پی‌لود^۱ برای جمع‌آوری اطلاعات (مانند دوربین یا آشکارساز ذرات^۲)

باید متذکر این نکته شد که، لزوماً همه ماهواره‌های مصنوعی کار نمی‌کنند. حتی اگر این اجزا ذکر شده نیز از دست رفته باشند، یک پیچ یا حتی کمی رنگ به عنوان یک ماهواره مصنوعی در نظر گرفته می‌شود [۳].

۱-۵- چه چیزی مانع سقوط ماهواره به زمین می‌شود؟

ماهواره برای درک بهتر، به عنوان یک پرتابه، یا یک جسمی که فقط یک نیرو (نیروی جاذبه) روی آن اثر می‌گذارد، در نظر گرفته می‌شود. از لحاظ فنی، هر چیزی راکه از خط کارمن^۳ که در ارتفاع صد کیلومتری است، عبور کند، در نظر گرفته می‌شود که در فضا است. با این حال یک ماهواره باید سریع‌تر از حداقل هشت کیلومتر (۵ مایل) در ثانیه حرکت کند تا از افتادن به زمین جلوگیری کند. اگر ماهواره، به اندازه کافی سریع حرکت کند، به طور مداوم به سمت زمین می‌افتد، اما انحنا زمین به این معنی است که ماهواره، به جای سقوط بر روی سطح، در اطراف سیاره ما خواهد افتاد. ماهواره‌هایی که نزدیک زمین حرکت می‌کنند، در معرض خطر سقوط قرار می‌گیرند، زیرا کشش مولکول‌های جو باعث کاهش سرعت ماهواره‌ها می‌شوند. در ماهواره‌هایی که در مدارهای دورتری از زمین قرار دارند، مولکول‌های کمتری در مدار برای مقابله با آنها وجود دارند.

چندین ناحیه مداری در اطراف زمین وجود دارند. اولین ناحیه، مدار پایینی زمین (LEO)^۴ نام دارد که از حدود ۱۶۰ تا ۲۰۰۰ کیلومتر (حدود ۱۰۰ تا ۱۲۵۰ مایل) گسترش می‌یابد. در حقیقت همه‌ی مأموریت‌های انسانی به غیر از پروازهای آپولو به ماه در این منطقه انجام شده است. اکثر ماهواره‌ها نیز در این ناحیه کار می‌کنند [۳].

¹ Payload

² Particle detector

³ Karman Line

⁴ Low-Earth-Orbit

مدار زمین ایست (GEO)^۱، بهترین مکان برای استفاده از ماهواره‌های ارتباطی است. این ناحیه، یک ناحیه بالاتر از خط استوا زمین در ارتفاع ۳۵۷۸۶ کیلومتری (۲۲۲۳۶ مایل) از سطح زمین قرار دارد. در این ارتفاع، میزان سقوط در اطراف زمین، تقریباً مشابه چرخش زمین است، که به ماهواره اجازه می‌دهد تا تقریباً همیشه به طور ثابت در همان موقعیت روی زمین بماند؛ بدین ترتیب ماهواره ارتباط دائمی خود را با یک آنتن ثابت شده بر روی زمین، برای ارتباطات قابل اطمینان حفظ می‌کند [۳].

۱-۶-چه چیزی باعث جلوگیری از برخورد دو ماهواره میشود؟

امروزه حدود نیم میلیون جسم مصنوعی در مدار زمین با اندازه‌های مختلف وجود دارند، که هر کدام با سرعت هزاران مایل در ساعت حرکت می‌کنند. فقط کسری از این ماهواره‌ها قابل استفاده هستند. این به این معنی است که فضای اشغال شده‌ی زیادی در اطراف وجود دارد. با هر جسمی که در مدار قرار می‌گیرد، احتمال برخورد افزایش می‌یابد. آژانس‌های فضایی باید هنگام پرتاب جسمی به فضا، به دقت مسیرهای مداری را در نظر بگیرند. آژانس‌هایی مانند شبکه نظارت فضایی ایالات متحده^۲ از زمین مراقب باقی‌مانده‌های مداری^۳ هستند و اگر یک قطعه سرگردان، یک قطعه حیاتی را در معرض نابودی قرار دهد، به ناسا و سایر نهادها هشدار می‌دهند. این به این معنی است که در هر لحظه، ایستگاه فضایی بین‌المللی (ISS)^۴، برای استخراج مسیر، نیاز به انجام مانورهای گریز از راه دور دارد. با این حال هنوز هم برخوردها رخ می‌دهند. یکی از بزرگ‌ترین مجرمان باقی‌مانده فضایی، بقایایی از یک تست ضد ماهواره‌ای^۵ انجام شده توسط چینی‌ها در سال ۲۰۰۷ بود، که بقایای تولید شده از این تست، ماهواره روسی را در سال ۲۰۱۳ نابود کرد؛ همچنین در همان سال، ماهواره‌های

¹ Geosynchronous Equatorial Orbit Elliptical

² United States Space Surveillance Network

³ Orbital debris

⁴ International Space Station

⁵ Anti-satellite

ایریدیوم^{۱۳۳} و کوسموس^۲ به یکدیگر برخورد کردند و به گزارش ناسا بقایای بسیاری تولید کردند. ناسا، آژانس فضایی اروپا، و بسیاری از نهادهای دیگر در حال بررسی اقداماتی برای کاهش میزان بقایای مداری هستند؛ برخی پیشنهاد دادند که به طریقی ماهواره‌های غیرقابل استفاده را مثلاً با استفاده از یک انفجار خالص یا هوا برای از بین بردن بقایا از مدار، پایین آورند؛ برخی دیگر نیز در مورد دوباره سوخت‌گیری ماهواره‌های از کار افتاده برای استفاده مجدد فکر می‌کنند، یک تکنولوژی که به صورت روباتیک در ایستگاه فضایی بین‌المللی نشان داده شده است [۳].

۱-۷- مروری بر تحقیقات پیشین

در چندین دهه اخیر، موضوع مانور وضعیت ماهواره‌ها توسط محققان بسیاری مورد توجه قرار گرفته شده است. از آنجایی که ماهواره‌ها نقش به‌سزایی را در زندگی انسان‌ها ایفا می‌کنند، این موضوع مورد اهمیت قرار گرفته شده است؛ از جمله این کاربردها می‌توان به کاربردهای نظیر نقشه برداری، تصویر برداری، هواشناسی، ارتباطات از راه دور، مخابراتی، مشاهده زمین و غیره اشاره کرد [۶۱].

حال، در این زمینه رویکردهای کنترلی بسیاری اتخاذ شده است که در اینجا به بررسی اجمالی این رویکردها خواهیم پرداخت. در مرجع [۶]، کنترل فیدبک خروجی بدون اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره برای مسئله ردگیری وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن مدل دینامیکی بر اساس کوآترینیون اتخاذ شده است. در مرجع [۷]، مسئله کنترل وضعیت بدنه صلب با در نظر گرفتن عدم قطعیت اینرسی، اغتشاش متغیر با زمان محدود در نظر گرفته شده است. در این مقاله مشاهده‌گر غیرخطی برای تخمین دینامیک‌های نامعلوم طراحی شده است. برای ردگیری وضعیت کنترل‌کننده نوع PD استفاده شده است. در مرجع [۸]، یک کنترل‌کننده PID Plus مقاوم زمان کارآمد برای

¹ Iridium 33

² Cosmos

کنترل وضعیت پایداری ماهواره به کار گرفته شده است. در این تحقیق مود لغزشی زمان کارآمد با ساختار دو مرحله‌ای برای بهبود نرخ همگرایی سیستم و کنترل‌کننده PID استاندارد برای اطمینان از اینکه حالت سیستم به سطح لغزش برسد، طراحی شده است. این کنترل‌کننده نیازی به مقدار دقیق ماتریس اینرسی سیستم ندارد و همچنین در مقابل گشتاور اغتشاش نامعلوم مقاوم است. همچنین در این تحقیق یک روش جدید برای تخمین نرم سرعت زاویه‌ای پیشنهاد داده شده است. در مرجع [۹]، برای کنترل ردگیری وضعیت ماهواره صلب، یک کنترل‌کننده فیدبک خروجی جدید با تنها استفاده از اندازه‌گیری‌های وضعیت، بدون مشاهده گر سرعت زاویه‌ای طراحی شده است. در مرجع [۱۰]، مسئله کنترل ردگیری وضعیت زمان محدود برای یک فضای صلب روی گروه متعامد خاص ($SO(3)$) انجام گرفته شده است. در این مطالعه سطح لغزش غیرسینگولار و همچنین کنترل مود لغزشی مرتبه دو پیوسته جدید طراحی شده است. علاوه بر این برای بدست آوردن اطلاعاتی از سرعت زاویه‌ای ماهواره مشاهده گر زمان محدود پیشنهاد داده شده است. در مرجع [۱۱]، مسئله کنترل ردگیری وضعیت چندین بدنه با نامعلوم بودن کامل اطلاعات مربوط به اینرسی بررسی شده است. در این تحقیق کنترل‌کننده مود لغزشی جدید بر اساس شبکه عصبی طراحی شده است. به منظور تضعیف اثر پارامترهای نامعلوم، تکنولوژی شبکه‌های عصبی برای تقریب ترم‌های غیرخطی نامعلوم استخدام شده است. در مرجع [۱۲]، کنترل ردگیری وضعیت فضای ما در حضور اندازه‌گیری عدم قطعیت جمع شونده، ورودی اشباع، عدم قطعیت پارامتری و اغتشاش‌های خارجی نامعلوم انجام شده است. برای این منظور کنترل‌کننده فازی سلسله مراتبی تطبیقی اشباع شده به صورت بازگشتی اتخاذ شده است. در مرجع [۱۳]، به منظور بهبود نرخ همگرایی کنترل‌کننده مود لغزشی استاندارد، برای پایداری کنترل ردگیری وضعیت ماهواره از کنترل‌کننده‌های مود لغزشی بازده زمانی بر اساس منطق بنگ-بنگ استفاده شده است؛ و همچنین در ساختار مرحله دوم از مود لغزشی با سرعت زاویه‌ای ثابت شده و کاهش سرعت زاویه‌ای استفاده شده است. در مرجع [۱۴]، یک رویکرد جدید برای مسئله پایداری

وضعیت ماهواره‌های صلب در حضور اغتشاش خارجی، محدودیت کنترل و محدودیت سرعت زاویه‌ای طراحی شده است. کنترل‌کننده طراحی شده در قالب کنترل مود لغزشی دینامیکی است. در ابتدا یک سطح مود لغزشی دینامیکی اولیه انتخاب شده است و سپس یک قانون کنترل مود لغزشی با ساختار ساده ترکیب شده است. در مرجع [۱۵]، یک استراتژی کنترل مود لغزشی ترمینال غیرسینگولار (NTSMC) برای مسئله ردگیری وضعیت زمان محدود یک فضاپیما صلب استفاده شده است. در این مطالعه سیستم محرک هیبریدی نیز در نظر گرفته شده است. در مرجع [۱۶]، کنترل مود لغزشی زمان محدود سریع را برای کنترل وضعیت سیستم ماهواره محرک مغناطیسی پیشنهاد داده شده است. در مرجع [۱۷]، یک کنترل‌کننده وضعیت شبکه عصبی تطبیقی بر اساس زمان محدود برای ماهواره صلب طراحی شده است؛ که در آن شبکه عصبی برای تقریب زدن اغتشاشات کلی از جمله انحراف از مرکز جرم، اختلال در تراستر و عدم قطعیت‌های پارامتری استفاده شده است. در مرجع [۱۸]، کنترل ردگیری وضعیت زمان محدود برای فضاپیما صلب در حضور اغتشاشات خارجی و همچنین عدم قطعیت‌های اینرسی انجام شده است. در این تحقیق از الگوریتم *super-twist* با گین تطبیقی برای بهبود عملکرد کنترل استفاده شده است. در مرجع [۱۹]، یک مشاهده‌گر حالت درجه کامل برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از رویکرد بهینه H_2/H_∞ طراحی شده است. در این مطالعه برای طراحی مشاهده‌گر از فرم فضای حالت سیستم خطی استفاده شده است. در مرجع [۲۰]، برای مسئله کنترل وضعیت بدنه صلب با در نظر گرفتن عدم قطعیت اینرسی، اغتشاشات متغیر با زمان محدود شده، اندازه‌گیری آزاد از سرعت زاویه‌ای، و ورودی اشباع غیر متقارن نامعلوم انجام گرفته شده است. یک مشاهده‌گر زمان محدود جدید برای تخمین سرعت زاویه‌ای نامعلوم و اغتشاشات کلی طراحی شده است. برای کنترل وضعیت، پروتکل کنترل مود لغزشی بر پایه مشاهده‌گر طراحی شده است که حالت سیستم را به سطح مود لغزش مطلوب همگرا کند.

۱-۸- مروری بر فصل های پایان نامه

در این پایان نامه، در فصل یک به معرفی ماهواره‌ها و کاربردهای آن‌ها و همچنین تاریخچه و تحقیقات پیشین به طور مختصر پرداخته شده است. در فصل دوم، مفاهیم پیکربندی ماهواره‌ها به همراه مدلسازی سینماتیکی و دینامیکی ماهواره مورد مطالعه در این پایان نامه، شرح داده شده است. در فصل سوم، مشاهده‌گر زمان محدود و کنترل کننده طراحی شده برای کنترل وضعیت ماهواره صلب معرفی شده است؛ در فصل چهارم، نتایج شبیه سازی‌ها روی ماهواره با اعمال کنترل کننده معرفی شده در فصل سوم بررسی شده است و در نهایت در فصل پنجم نتیجه‌گیری و پیشنهادات آورده شده است.

فصل ۲

مدل سازی ماهواره

۲- فصل دوم مدل‌سازی ماهواره

۲-۱- مقدمه

در این بخش معادلات سینماتیکی و دینامیکی ماهواره صلب ارائه شده است. سه دسته مدل‌سازی

کلی برای نشان دادن مدل ماهواره صلب وجود دارد که عبارت‌اند از [۲۱ و ۲۲]:

۱- مدل پارامترهای اولر (کوآترنیون‌ها)

۲- پارامترهای کلاسیک رودریگز^۱

۳- پارامترهای اصلاح شده رودریگز^۲ (MRPs)

که در این پایان‌نامه از مدل پارامترهای کلاسیک رودریگز استفاده شده است.

۲-۲- سینماتیک های بدنه صلب

مختصات‌های وضعیت (پارامترهای وضعیت) مجموعه‌ای از مختصات‌های $\{x_1, x_2, \dots, x_n\}$

هستند که به طور کامل چرخش یک بدنه صلب نسبت به برخی فریم مرجع را توصیف می‌کند. یک

تعداد نامتناهی از مختصات‌های وضعیت برای انتخاب وجود دارد. هر یک از مجموعه‌ها دارای نقاط

قوت و ضعف در مقایسه با دیگر مجموعه‌ها است. این موضوع مشابه با انتخاب میان مجموعه‌های

مختصات‌های انتقالی مانند مختصات‌های کارتزین، قطبی، یا کروی برای توصیف یک موقعیت مکانی

یک نقطه است؛ با این حال، تفاوت اساسی بین توصیف وضعیت یک شیء نسبت به برخی فریم مرجع

نسبت به توصیف موقعیت مکانی نسبی مربوط به یک نقطه وجود دارد. یک انتخاب مناسب در

مختصات‌های وضعیت می‌تواند باعث استخراج یک قانون کنترلی مناسب شود که بتواند خطاهای

بسیار بزرگ جهت‌گیری را هوشمندانه کنترل کند.

¹ Classical Rodrigues Parameters

² Modified Rodrigues Parameters

جست و جو برای «بهترین توصیف چرخش بدنه صلب» بسیار مهم و اساسی است. این مهم توسط محققان بزرگی همچون اولر^۱، ژاکوبی^۲، همیلتون^۳، کایلی^۴، کلین^۵، رودریگز^۶، و گیبز^۷ مورد مطالعه قرار گرفته شده است و منجر به یک مجموعه غنی از نتایج شده است. یک انتخاب مناسب برای مختصات‌های وضعیت می‌تواند ریاضیات را بسیار ساده کند و از مشکلاتی از قبیل سینگولاریته‌های هندسی و ریاضیاتی یا معادلات دیفرانسیل بسیار غیرخطی اجتناب کند. یک انتخاب نادرست از مختصات‌های وضعیت (انتخاب پارامترهای وضعیت) می‌تواند به طور ذاتی محدوده عملیاتی یک سیستم کنترل شده به دلیل نیاز آن برای عمل در ناحیه غیرسینگولار پارامترهای وضعیت انتخاب شده را محدود کند [۲۲].

۲-۳- اختصاری از ماتریس کسینوس هادی

چرخش‌های بدنه صلب با استفاده از جابجایی‌های فریم‌های مرجع بدنه ثابت توصیف می‌شوند. فریم مرجع خودش معمولاً توسط یک مجموعه از سه بردارهای متعامد، واحد راست گرد تعریف می‌شود. برای اهداف مذکور، یک فریم مرجع (یا بدنه صلب) از طریق یک حرف بزرگ حروف الفبا مانند \mathcal{F} ، و بردارهای پایه واحد مربوطه با حروف کوچک مانند f_i نشانده‌گذاری می‌شوند. همیشه راه‌های بیشماری برای رسیدن یک فریم مرجع به یک بدنه صلب وجود دارد. با این حال، معمولاً بردارهای پایه فریم مرجع به گونه‌ای انتخاب می‌شوند که آنها هم ردیف با محورهای بدنه اصلی باشند.

¹ Euler

² Jacobi

³ Hamilton

⁴ Cayley

⁵ Klein

⁶ Rodrigues

⁷ Gibbs

دو فریم مرجع \mathcal{N} و \mathcal{B} هر کدام از طریق مجموعه بردارهای $\{\hat{n}\}$ و $\{\hat{b}\}$ تعریف می‌شوند که از علامت اختصاری vectrix کوتاه به صورت زیر استفاده می‌شود:

$$\{\hat{n}\} \equiv \begin{Bmatrix} \hat{n}_1 \\ \hat{n}_2 \\ \hat{n}_3 \end{Bmatrix} \quad \{\hat{b}\} \equiv \begin{Bmatrix} \hat{b}_1 \\ \hat{b}_2 \\ \hat{b}_3 \end{Bmatrix} \quad (1-2)$$

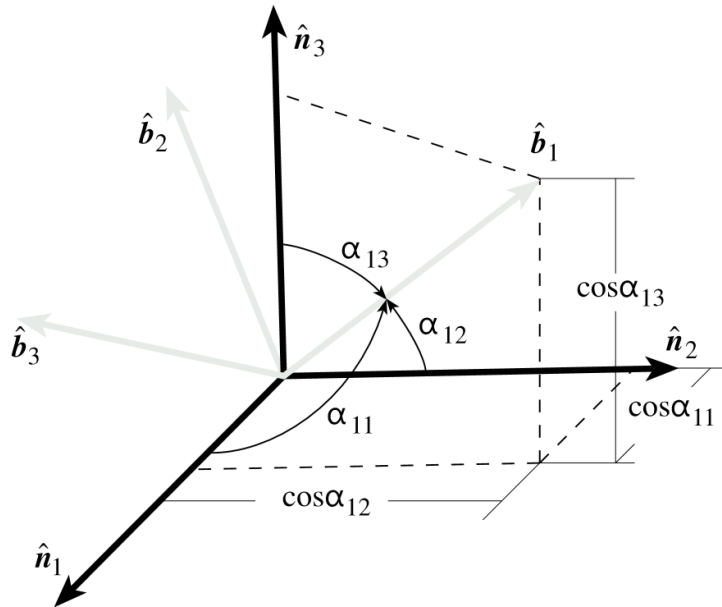
مجموعه‌های بردارهای واحد در شکل (۱-۲) نشان داده شده است. فریم مرجع \mathcal{B} می‌تواند مانند یک بدنه صلب عمومی در نظر گرفته شود، و فریم مرجع \mathcal{N} می‌تواند با برخی سیستم مختصات اینرسی منحصر به فرد در ارتباط باشد. سه زاویه α_{1i} ، زوایای تشکیل شده بین اولین بردار بدنه \hat{b}_1 و سه محور اولیه \hat{n}_1 ، \hat{n}_2 ، و \hat{n}_3 است. کسینوس این زوایا، کسینوس هادی \hat{b}_1 نسبت به فریم \mathcal{N} نامیده می‌شود. بردار واحد \hat{b}_1 می‌تواند روی $\{\hat{n}\}$ به صورت زیر تصویر شود:

$$\hat{b}_1 = \cos \alpha_{11} \hat{n}_1 + \cos \alpha_{12} \hat{n}_2 + \cos \alpha_{13} \hat{n}_3 \quad (2-2)$$

واضح است که کسینوس‌های هادی $\cos \alpha_{1j}$ سه جزء متعامد از \hat{b}_j هستند. به همین ترتیب، زوایای هادی α_{2i} و α_{3i} را بین بردارهای واحد \hat{b}_2 و \hat{b}_3 و بردارهای پایه فریم مرجع \mathcal{N} می‌توان یافت. این بردارها به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\hat{b}_2 = \cos \alpha_{21} \hat{n}_1 + \cos \alpha_{22} \hat{n}_2 + \cos \alpha_{23} \hat{n}_3 \quad (3-2)$$

$$\hat{b}_3 = \cos \alpha_{31} \hat{n}_1 + \cos \alpha_{32} \hat{n}_2 + \cos \alpha_{33} \hat{n}_3 \quad (4-2)$$



شکل (۱-۲) کسینوس‌های هادی [۲۲]

مجموعه بردارهای پایه متعامد $\{\hat{b}\}$ می‌تواند به طور فشرده نسبت به بردارهای پایه $\{\hat{n}\}$ به صورت زیر بیان شود:

$$\{\hat{b}\} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{11} & \cos \alpha_{12} & \cos \alpha_{13} \\ \cos \alpha_{21} & \cos \alpha_{22} & \cos \alpha_{23} \\ \cos \alpha_{31} & \cos \alpha_{32} & \cos \alpha_{33} \end{bmatrix} \{\hat{n}\} = [C] \{\hat{n}\} \quad (۵-۲)$$

که در آن ماتریس $[C]$ ، ماتریس کسینوس هادی نامیده می‌شود. توجه شود که هر ورودی $[C]$ را می‌توان از طریق زیر محاسبه کرد:

$$C_{ij} = \cos(\angle \hat{b}_i, \hat{n}_j) = \hat{b}_i \cdot \hat{n}_j \quad (۶-۲)$$

مشابه با معادله (۵-۲)، مجموعه ای از بردارهای $\{\hat{n}\}$ نیز می‌تواند بر روی بردارهای $\{\hat{b}\}$ به صورت زیر نگاشت شود:

$$\{\hat{n}\} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{11} & \cos \alpha_{12} & \cos \alpha_{13} \\ \cos \alpha_{21} & \cos \alpha_{22} & \cos \alpha_{23} \\ \cos \alpha_{31} & \cos \alpha_{32} & \cos \alpha_{33} \end{bmatrix} \{\hat{b}\} = [C]^T \{\hat{b}\} \quad (۷-۲)$$

با جایگذاری معادله (۷-۲) درون معادله (۵-۲) رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\{\hat{b}\} = [C][C]^T \{\hat{b}\} \quad (۸-۲)$$

که در آن نیاز است رابطه زیر برقرار شود:

$$[C][C]^T = [I_{3 \times 3}] \quad (9-2)$$

همچنین، با جایگذاری معادله (2-5) درون معادله (2-7)، رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$[C]^T[C] = [I_{3 \times 3}] \quad (10-2)$$

با توجه به معادلات (2-9) و (2-10)، مشخص است که ماتریس کسینوس هادی $[C]$ متعامد هست. بنابراین، معکوس ماتریس $[C]$ ، برابر با ترانهاده ماتریس $[C]$ است:

$$[C]^{-1} = [C]^T \quad (11-2)$$

خصوصیت مهم دیگر ماتریس کسینوس هادی این است که دترمینان آن ± 1 است. این مشخصه را می‌توان به صورت زیر نشان داد؛ از معادله (2-9)، بدیهی است که:

$$\det(CC^T) = \det([I_{3 \times 3}]) = 1 \quad (12-2)$$

از آنجایی که ماتریس $[C]$ ، مربعی است، رابطه بالا می‌تواند مشابه زیر بازنویسی شود:

$$\det(C) = \det(C^T) = 1 \quad (13-2)$$

به دلیل اینکه $\det(C)$ مشابه با $\det(C^T)$ است، رابطه به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$(\det(C))^2 = 1 \Leftrightarrow \det(C) = \pm 1 \quad (14-2)$$

اگر بردارهای پایه فریم مرجع $\{\hat{b}\}$ و $\{\hat{n}\}$ راست‌گرد باشند، پس $\det(C) = +1$ می‌شود. همچنین ماتریس 3×3 کسینوس هادی $[C]$ دارای تنها یک مقدار ویژه حقیقی از ± 1 است.

اگر بردارهای پایه فریم مرجع راست‌گرد باشند، این مقدار $+1$ خواهد بود.

در تنظیمات مختصات انتقال استاندارد، ماتریس $[C]$ به طور معمول محدود به نگاشت یک مجموعه بردارهای پایه از یک فریم مرجع به دیگری نیست. بلکه، قویترین ویژگی کسینوس هادی توانایی برای نگاشت مستقیم یک بردار اختیاری، با مؤلفه‌های نوشته شده در یک فریم مرجع، به یک بردار با مؤلفه‌های نوشته شده در فریم مرجع دیگری است. برای نشان دادن این مهم، \mathcal{U} را یک بردار

اختیاری تعریف کنید و اجازه دهید فریم های مرجع B و \mathcal{N} همانند قبل تعریف شوند. اجازه دهید که اسکالرهای v_{b_i} مؤلفه‌های بردار v در فریم مرجع B باشد:

$$v = v_{b_1} \hat{b}_1 + v_{b_2} \hat{b}_2 + v_{b_3} \hat{b}_3 = \{v_b\}^T \{\hat{b}\} \quad (15-2)$$

به طور مشابه v را میتوان نسبت به فریم \mathcal{N} نیز به صورت مؤلفه‌های v_{n_i} به صورت زیر نوشت:

$$v = v_{n_1} \hat{n}_1 + v_{n_2} \hat{n}_2 + v_{n_3} \hat{n}_3 = \{v_n\}^T \{\hat{n}\} \quad (16-2)$$

با جایگذاری معادله (2-7) در معادله (2-16)، مؤلفه‌های بردار v در فریم \mathcal{N} می‌تواند به طور مستقیم در فریم B مشابه زیر نگاشت شود:

$$v_b = [C]v_n \quad (17-2)$$

به دلیل اینکه معکوس $[C]$ برابر با $[C]^T$ هست، تبدیل معکوس رابطه بالا به صورت زیر بدست خواهد آمد:

$$v_n = [C]^T v_b \quad (18-2)$$

این واقعیت که معادله (2-17) و (2-18) دقیقاً مشابه با معادله (2-5) و (2-7) هستند، یک ویژگی اساسی بردارهای گیسیان¹ و به طور کلی، تانسورهای دکارتی است.

یکی از مشکلات قابل توجه این است که چندین فریم مرجع آبشاری ارائه می‌شوند، که هر چرخش فریم مرجع نسبت به مرجع قبلی تعریف شده است، و مطلوب است که توالی نگاشت‌ها توسط یک نگاشت تک جایگزین شود. اگر $\{\hat{r}\}$ شامل بردارهای پایه فریم مرجع \mathcal{R} باشد که چرخش نسبی از طریق $[C']$ به فریم B داده شود، داریم:

$$\{\hat{r}\} = [C']\{\hat{b}\} \quad (19-2)$$

بردارهای پایه $\{\hat{n}\}$ در فریم \mathcal{N} می‌تواند از طریق رابطه زیر به طور مستقیم در فریم \mathcal{R} نگاشت شود:

¹ Gibbsian

$$\{\hat{r}\} = [C'] [C] \{\hat{n}\} = [C''] \{\hat{n}\} \quad (20-2)$$

که ماتریس کسینوس هادی $[C'] [C] = [C'']$ ، بردارها در فریم \mathcal{N} را به بردارها در فریم \mathcal{R} نگاشت می‌کند. ماتریس هادی انتقال از اولین به آخرین فریم مرجع آبشاری به وضوح توسط ضرب‌های متوالی ماتریسی از هر ماتریس انتقال نسبی در معکوس رابطه بالا فهمیده می‌شود. خصوصیت $[C'] [C] = [C'']$ برای ترکیب‌بندی چرخش‌های متوالی بسیار مهم است. زمانی که مختصات‌های چرخشی برای پارامتریزه کردن ماتریس $[C]$ معرفی شده اند، رابطه ترکیب بندی مربوطه بین سه مجموعه مختصات ها همچنین اصل اساسی است.

ماتریس کسینوس هادی اساسی‌ترین روش برای توصیف یک چرخش نسبی است. همان طور که قبلا ذکر شده بود، کمترین تعداد پارامترهای مورد نیاز برای توصیف یک چرخش فریم مرجع، عدد سه است. ماتریس کسینوس هادی دارای نه ورودی است. شش پارامتر اضافی در این ماتریس از طریق وضعیت تعامدی $[C] [C]^T = [I_{3 \times 3}]$ افزونگی ایجاد کرده‌اند. به همین دلیل است که در عمل عناصر ماتریس کسینوس هادی به ندرت به عنوان مختصات‌ها برای ردگیری یک چرخش استفاده می‌شود؛ به جای آن از پارامترهای وضعیت با افزونگی کمتر استفاده می‌شود. بزرگ‌ترین حسن ماتریس کسینوس هادی، توانایی آن برای ساده‌سازی بردارهای انتقال از یک مرجع به مرجع دیگر است [۲۲].

۲-۴- پارامترهای اصلاح شده رودریگز (MRPs)

بردار پارامترهای اصلاح شده رودریگز σ نسبت به پارامترهای اولر به صورت تبدیل زیر تعریف شده است:

$$\sigma_i = \frac{\beta_i}{1 + \beta_0} \quad i = 1, 2, 3 \quad (21-2)$$

با گرفتن تبدیل معکوس از رابطه بالا، بدست می‌آید:

$$\beta_0 = \frac{1 - \sigma^2}{1 + \sigma^2} \quad \beta_i = \frac{2\sigma_i}{1 + \sigma^2} \quad i = 1, 2, 3 \quad (22-2)$$

نماد $\sigma^{2n} = (\sigma^T \sigma)^n$ تعریف شده است. بردار پارامتر اصلاح شده رودریگز می‌تواند نسبت به عناصر چرخش اولیه به صورت زیر بیان شود:

$$\sigma = \tan \frac{\Phi}{4} \hat{e} \quad (23-2)$$

بررسی رابطه بالا، به وضوح نشان می‌دهد که پارامتر اصلاح شده رودریگز، دارای یک سینگولاریتی هندسی در $\Phi = \pm 360 \text{ deg}$ است. این به این معنی است که هر چرخشی به جز یک چرخش کامل بیانگر بازگشت به جهت اصلی است، می‌تواند توصیف شود. این σ دو برابر محدوده چرخش پارامترهای کلاسیک رودریگز را ارائه می‌دهد. همچنین باید توجه داشت که برای چرخش‌های کوچک، پارامترهای اصلاح شده رودریگز مانند $\hat{e} (\frac{\Phi}{4}) \approx \sigma$ خطی می‌شود.

بررسی معادله (21-2)، به طور واضح نشان می‌دهد که این معادلات به جز در نزدیکی سینگولاریتی در $\beta_0 = -1$ که $\Phi \rightarrow \pm 360 \text{ deg}$ است، به خوبی رفتار می‌کنند. همچنین، تبدیل معکوس معادله (22-2) به جز در $|\sigma| \rightarrow \infty$ ، در همه جا به خوبی رفتار می‌کند. ما از معادله (23-2) متوجه می‌شویم که این دوباره در $\Phi \rightarrow +360 \text{ deg}$ رخ می‌دهد.

قابل ذکر است که بردار پارامتر اصلاح شده رودریگز σ می‌تواند مستقیماً به بردار پارامتر کلاسیک رودریگز q از طریق رابطه زیر تبدیل شود:

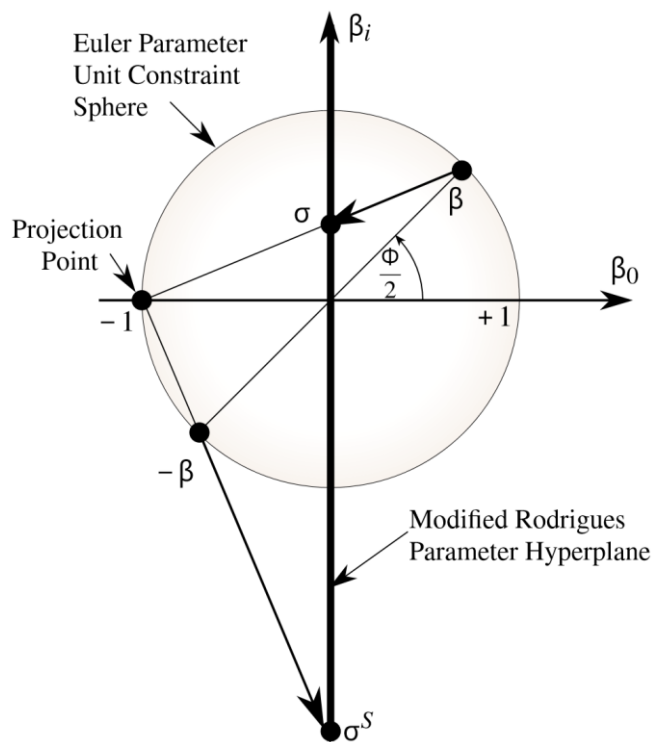
$$q = \frac{2\sigma}{1-\sigma^2} \quad (24-2)$$

با گرفتن تبدیل معکوس از رابطه بالا، خواهیم داشت:

$$\sigma = \frac{q}{1+\sqrt{1+q^T q}} \quad (25-2)$$

به طور طبیعی، این تبدیل‌ها در $\Phi = \pm 180 \text{ deg}$ سینگولار هستند، به دلیل اینکه پارامترهای کلاسیک رودریگز در این چرخش، سینگولار هستند.

مشابه پارامترهای کلاسیک رودریگز، پارامترهای اصلاح شده رودریگز نیز همچنین یک مجموعه خاصی از پارامترهای چرخش استریوگرافیک^۱ هستند. معادله (۲-۲۱) یک نگاشت استریوگرافیک کره واحد پارامتر اولر بر روی ابرصفحه^۲ نرمال پارامتر اصلاح شده رودریگز به محور β_0 در $\beta_0 = 0$ را توصیف می‌کند، که نقطه نگاشت در $\beta = (-1, 0, 0, 0)$ هست. این مهم در شکل (۲-۲) نشان داده شده است. هنگامی که یک چرخش اصلی به $\pm 360 \text{ deg}$ نزدیک شود (برای مثال، $\beta_0 \rightarrow -1$)، نگاشت نقطه مربوطه در کره محدود به سمت بی‌نهایت می‌رود. این نشان می‌دهد که رفتار سینگولار پارامترهای اصلاح شده رودریگز مشابه یک چرخش کامل توصیف می‌شود.



شکل (۲-۲) نگاشت استریوگرافیک پارامترهای اولر به پارامترهای اصلاح شده رودریگز [۲۲]

با این حال، بر خلاف پارامترهای اصلاح شده رودریگز، همانطور که در شکل (۲-۲) می‌توان دید، نگاشت بردار پارامتر اولر متناوب β به یک مجموعه‌ای مجزا از پارامترهای اصلاح شده رودریگز سایه

¹ Stereographic

² hyperplane

منجر می‌شود. هر بردار پارامتر اصلاح شده رودریگز یک توصیف وضعیت نسبتاً معتبر برآورده کننده همان معادله دیفرانسیلی سینماتیکی است. بنابراین، می‌توان به صورت اختیاری بین دو بردار از طریق نگاشت سوئیچ کرد.

$$\sigma_i^S = \frac{-\beta_i}{1-\beta_0} = \frac{-\sigma_i}{\sigma^2} \quad i = 1, 2, 3 \quad (26-2)$$

انتخاب راجع به اینکه کدام بردار اصلی و کدام بردار سایه¹ باشد اختیاری است. معمولاً σ بیانگر نقطه نگاشت داخل کره واحد و σ^S نقطه خارج کره واحد است. مشابه با غیر یکتایی بردار چرخش اصلی γ و بردار پارامتر اولر β ، یک مجموعه از پارامترهای اصلاح شده رودریگز همیشه با یک چرخش اصلی $\Phi \leq 180 \text{ deg}$ و دیگری $\Phi \geq 180 \text{ deg}$ مطابقت دارد. از معادله بالا واضح است که:

$$\begin{aligned} |\sigma| \leq 1 & \quad \text{if} \quad \Phi \leq 180 \text{ deg} \\ |\sigma| \geq 1 & \quad \text{if} \quad \Phi \geq 180 \text{ deg} \end{aligned} \quad (27-2)$$

$$|\sigma| = 1 \quad \text{if} \quad \Phi = 180 \text{ deg}$$

همان‌طور که در شکل (۲-۲) نیز مشاهده می‌شود، کره واحد $|\sigma| = 1$ ، مربوط به تمام چرخش‌های اصلی 180° درجه از مبدأ، از اهمیت خاصی برخوردار است. هنگامی که یک مجموعه از پارامترهای اصلاح شده رودریگز از کره واحد خارج می‌شود، مجموعه دیگری (سایه) وارد می‌شود. نگاشت در معادله (۲۶-۲) می‌تواند برحسب مؤلفه‌های چرخش اصلی با استفاده از تعاریف β_i مشابه زیر نوشته شود:

$$\sigma^S = \tan\left(\frac{\Phi-2\pi}{4}\right) \hat{e} \quad (28-2)$$

رابطه بالا می‌تواند به صورت مستقیم برحسب زاویه چرخش اصلی متناوب Φ' به صورت زیر نوشته شود:

¹ Shadow vector

با استفاده از تعریف ماتریس $\tilde{}$ سه پارامتر اصلاح شده رودریگز می‌تواند به صورت مستقیم با استفاده از رابطه زیر محاسبه شود:

$$\sigma = \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{pmatrix} = \frac{1}{\xi(\xi+2)} \begin{pmatrix} C_{23} - C_{32} \\ C_{31} - C_{13} \\ C_{12} - C_{21} \end{pmatrix} \quad (33-2)$$

پارامترهای اصلاح شده رودریگز از خصوصیت چرخش نسبی مشابه با پارامترهای کلاسیک رودریگز به صورت زیر برخوردار هستند:

$$[C(\sigma)]^T = [C(-\sigma)] \quad (34-2)$$

دو بردارهای پارامتر اصلاح شده رودریگز σ' و σ'' داده شده است، بردار پارامتر اصلاح شده رودریگز کلی σ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$[FN(\sigma)] = [FB(\sigma'')][BN(\sigma')] \quad (35-2)$$

در نهایت با استفاده از تعاریف پارامتر اصلاح شده رودریگز در معادله (۲-۲۱)، مشخصه چرخش پی در پی پارامتر اصلاح شده رودریگز به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\sigma = \frac{(1-|\sigma'|^2)\sigma'' + (1-|\sigma''|^2)\sigma' - 2\sigma'' \times \sigma'}{1+|\sigma'|^2|\sigma''|^2 - 2\sigma' \cdot \sigma''} \quad (36-2)$$

بردار وضعیت نسبی σ'' را نسبت به σ و σ' بصورت زیر بیان می‌شود:

$$\sigma'' = \frac{(1-|\sigma|^2)\sigma - (1-|\sigma|^2)\sigma' - 2\sigma \times \sigma'}{1+|\sigma|^2|\sigma'|^2 + 2\sigma' \cdot \sigma} \quad (37-2)$$

اگر چه این عبارات بسیار پیچیده تر از پارامترهای اولر یا پارامتر کلاسیک رودریگز همتای آن هستند، آنها یک روش عددی کارآمد برای محاسبه ترکیبی از دو بردارهای پارامتر اصلاح شده رودریگز یا پیدا کردن بردار وضعیت پارامتر اصلاح شده رودریگز نسبی مهیا می‌کند.

معادله دیفرانسیل سینماتیک پارامترهای اصلاح شده رودریگز به روش مشابه برای پارامترهای کلاسیک رودریگز به صورت زیر یافت می‌شود:

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} 1 - \sigma^2 + 2\sigma_1^2 & 2(\sigma_1\sigma_2 - \sigma_3) & 2(\sigma_1\sigma_3 + \sigma_2) \\ 2(\sigma_2\sigma_1 + \sigma_3) & 1 - \sigma^2 + 2\sigma_2^2 & 2(\sigma_2\sigma_3 - \sigma_1) \\ 2(\sigma_3\sigma_1 - \sigma_2) & 2(\sigma_3\sigma_1 + \sigma_1) & 1 - \sigma^2 + 2\sigma_3^2 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix} \quad (38-2)$$

معادله دیفرانسیل سینماتیک پارامتر اصلاح شده رودریگز در فرم برداری به صورت زیر است [22]:

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4} [(1 - \sigma^2)I_{3 \times 3} + 2[\tilde{\sigma}] + 2\sigma\sigma^T]^B \omega = \frac{1}{4} [B(\sigma)]\omega \quad (39-2)$$

۲-۵- مدل ریاضی سیستم وضعیت ماهواره صلب

در این قسمت مدل سینماتیکی و دینامیکی نهائی سیستم وضعیت ماهواره صلب برای طراحی کنترل کننده مورد نظر در این پایان نامه ارائه شده است.

دینامیک‌های حرکت چرخشی ماهواره صلب به صورت معادلات دیفرانسیلی زیر ارائه شده است:

$$J \dot{\omega}_b = -S(\omega_b) J \omega_b + u + d \quad \omega(0) = \omega_0 \quad (40-2)$$

که این معادله دینامیکی بیانگر تاریخچه زمانی از بردار سرعت زاویه‌ای است. مجموعه‌ای از معادلات سینماتیکی نیز بیانگر جهت‌گیری بدنه صلب ماهواره هستند که معمولاً توسط پارامترهای اولر (quaternion)، پارامترهای رودریگز Cayley¹ یا زوایای اولر معرفی می‌شوند که برای پارامتریزه کردن سینماتیک‌های وضعیت ماهواره استفاده می‌شوند. همان‌طور که قبلاً نیز اشاره شده است، در این پایان‌نامه از پارامترهای اصلاح شده رودریگز برای نشان دادن سینماتیک‌های وضعیت ماهواره صلب استفاده شده است. پارامترهای اصلاح شده رودریگز از حالت‌های نرمالیزه شده پارامترهای اولر که به صورت زیر تعریف می‌شود، بدست می‌آیند:

$$q_0 = \cos \frac{\phi}{2}, \quad q_i = e_i \sin \frac{\phi}{2}, \quad (i = 1, 2, 3) \quad (41-2)$$

این پارامتر دارای چهار بعد است. پارامترهای اولر دارای محدودیت $(q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1)$ هستند که این محدودیت می‌تواند توسط نرمالیزه‌سازی از بین برود. مجموعه پارامترهای اصلاح شده رودریگز این محدودیت را توسط کاهش یکی از محورهای مختصات حذف می‌کند [23].

¹ Cayley-Rodrigues parameters

برای بدست آوردن مدل دینامیکی سیستم وضعیت ماهواره ، از یک فریم اینرسی F_i و فریم ثابت F_b برای بدنه ماهواره صلب استفاده شده است . در این مدل از بردار پارامترهای رودریگز اصلاح شده برای ارائه وضعیت ماهواره در F_b نسبت به F_i استفاده خواهد شد. [۷]

مدل سینماتیکی و دینامیکی سیستم ماهواره صلب به صورت زیر شرح داده شده است :

$$\begin{cases} \dot{\sigma}_b = G(\sigma_b) \omega_b \\ J \dot{\omega}_b = -S(\omega_b) J \omega_b + u + d \end{cases} \quad (۴۲-۲)$$

برای σ_b بردار $\sigma_b = [\sigma_{b1} \ \sigma_{b2} \ \sigma_{b3}]^T \in R^3$ بیانگر بردار پارامترهای اصلاح شده رودریگز است . بردار σ_b برای

نشان دادن وضعیت ماهواره در فریم بدنه نسبت به فریم اینرسی استفاده می شود .

$G(\sigma_b)$ به صورت زیر تعریف میشود :

$$G(\sigma_b) = 0.25 [(1 - \sigma_b^T \sigma_b) I_3 + 2\sigma_b^\times + 2\sigma_b \sigma_b^T] \quad (۴۳-۲)$$

که در این رابطه I_3 بیانگر ماتریس شناسایی 3×3 است، $\omega_b \in R^3$ بیانگر سرعت زاویه‌ای ماهواره ، $J \in R^{3 \times 3}$ بیانگر ماتریس اینرسی کلی ماهواره، $u \in R^3$ بیانگر گشتاور کلی کنترل، $d \in R^3$ بیانگر گشتاور اغتشاش که شامل اغتشاش‌های داخلی و خارجی است و $S(x)$ بیانگر یک ماتریس نیمه متقارن است که برای هر بردار $x, y \in R^3$ ، شرط $s(x) y = x \times y$ را برآورده می‌سازد. نماد ' \times ' بیانگر بردار ضرب خارجی است.

فصل ۳

طراحی کنترل کننده

۳- فصل سوم طراحی کنترل کننده

۳-۱- مقدمه

در این فصل از پایان نامه کنترل کننده‌ای که جهت ردگیری وضعیت ماهواره صلب طراحی شده است، معرفی خواهد شد. برای طراحی این کنترل کننده، در ابتدای کار به طراحی مشاهده‌گری برای تخمین سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره صلب پرداخته شده است.

قبل از بررسی کنترل کننده پیشنهاد داده شده، در ابتدا به برخی از مفاهیم در مورد انواع عملگرهای ماهواره‌ها خواهیم پرداخت:

۳-۲- انواع عملگرها

به منظور چرخش ماهواره به موقعیت مطلوب، چهار رویکرد موجود است [۱]:

۱- رانشگرها^۱

۲- چرخ‌های واکنش^۲

۳- چرخش‌نمای گشتاورساز^۳

۴- گشتاورهای مغناطیسی

۳-۲-۱- رانشگرها

رایج‌ترین حالت کنترل کننده وضعیت رانشگرها هستند که معمولاً می‌توانند گشتاور بسیار بزرگ‌تری را نسبت به چرخ‌های واکنش و چرخش‌نمای گشتاورساز اعمال کنند. بنابراین، رانشگرها برای ماهواره‌های دوربرد استفاده می‌شوند، که هدف آنها، رسیدن به مدارهای مختلف است. با این حال میزان دسترسی مصرف سوخت، زمان عملیات ماهواره‌ها را محدود می‌کند.

^۱ Thruster

^۲ Reaction wheels

^۳ CGM

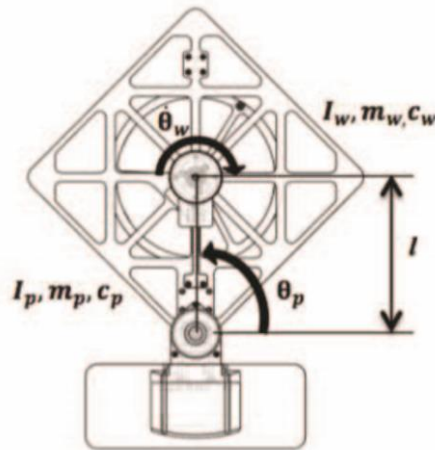
ایراد دیگری که در رانشگرها قابل مشاهده است، این است که به دلیل ماهیت نامنظم گازها، دسترسی به مانور دقت بالا سخت تر میشود که این موضوع باعث کاهش دقت کنترل وضعیت توسط ماهواره‌هایی که از رانشگرها به عنوان محرک استفاده می‌کنند، میشود. علاوه بر این، در ماهواره‌هایی که مسئول نقشه برداری هستند، شعله‌های رانشگر میتواند باعث تاری دید سیستم دوربین شود، در حالیکه چرخ واکنش یا چرخش نمای گشتاورساز باعث هیچگونه خسارتی به خط دید نمیشود [۱].

۲-۲-۳- چرخ های واکنش و چرخش نمای گشتاورساز

چرخ های واکنش می‌توانند به عنوان موتورهای گشتاور با اینرسی بالا طبقه بندی شود. آنها قادر به حرکت ماهواره از یک مدار به مدار دیگر مشابه رانشگرها نیستند، اما چرخ های واکنش و چرخش نمای گشتاورساز نقش مهمی در کنترل وضعیت ایفا می‌کنند. تقریباً در هر ماهواره زمین‌شناسی، می‌توان مشاهده نمود که از چرخ های واکنش یا چرخش نمای گشتاورساز استفاده شده است. چرخ های واکنش اغلب برای کاربردهای تصویر برداری فضایی که نیازمند مشاهده دقیق و نرم در گشتاورهای کم و متوسط دارند، استفاده می‌شوند.

برای کاربردهایی که نیازمند گشتاور بالا است، از چرخش نمای گشتاورساز، به جای چرخ واکنش استفاده می‌شود. با این وجود چرخش نمای گشتاورساز ممکن است، به دلیل تولید گشتاور بالا برای مأموریت‌های تصویر برداری دقت بالا، مناسب نباشد.

چرخ های واکنش، ابزار فیزیکی برای چرخش یک ماهواره هستند که از اصل انتقال حرکت زاویه ای و قانون سوم نیوتن پیروی می‌کنند. شکل (۳-۱)، شماتیکی از یک نمونه چرخ واکنش را به نمایش می‌گذارد.



شکل (۱-۳) یک نمونه اولیه یک بعدی از طراحی شماتیک چرخ واکنش [۱]

یک چرخ واکنش نه تنها توسط گشتاور الکترومغناطیسی تولید شده توسط موتور dc بدون جاروبک تحریک میشود، بلکه همچنین توسط گشتاور اصطکاک بین چرخ و یاتاقان، گشتاور فنر که به واسطه کابل با سکو حرکت میکند و گشتاورهای اغتشاش که در فضای محیط باقی مانده، پسماند مغناطیسی، تابش خورشیدی و گرادیان گرانشی هستند، نیز تحت تأثیر قرار می‌گیرد [۱].

۳-۲-۳- گشتاورهای مغناطیسی

گشتاورهای مغناطیسی، سیستم تحریک دیگری هستند که برای کنترل وضعیت در ماهواره‌های کوچک استفاده میشوند. آنها از سیم پیچ‌های مغناطیسی استفاده می‌کنند که توسط جریان الکتریکی برای تولید الکترومغناطیسی لحظه‌ی دوقطبی مورد نیاز تغذیه می‌شوند. از آنجایی که مقدار گشتاور آنها وابسته به قدرت میدان جاذبه زمین است، این گشتاورها اغلب به طور موثر، در مدار LEO که میدان جاذبه زمین نسبتاً قوی است، استفاده شده است [۱].

۳-۳- طراحی مشاهده گر زمان محدود

در این بخش، به دلیل در دسترس نبودن سرعت زاویه‌ای ماهواره صلب، مشاهده گر زمان محدودی طراحی شده است تا تخمینی از سرعت زاویه‌ای را ارائه دهد. وضعیت ماهواره معلوم در نظر گرفته شده است. با اتکا به این موضوع مشاهده گر مورد نظر طراحی شده است.

مشاهده گری که طراحی می‌شود طبق مرجع [۲۰] است با این تفاوت که در این پایان نامه به جای استفاده از کوآترینیون‌ها از پارامترهای اصلاح شده رودریگز استفاده شده است. همانطور که در مرجع [۲۰] مشاهده می‌شود، برای طراحی، ابتدا ماتریس اینرسی را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$J = J_0 + \Delta J \quad (۱-۳)$$

معادله دینامیکی (۲-۲) می‌تواند به صورت زیر بازنویسی شود:

$$\dot{\omega}_b = -(J_0 + \Delta J)^{-1} S(\omega_b)(J_0 + \Delta J)\omega_b + (J_0 + \Delta J)^{-1} u + (J_0 + \Delta J)^{-1} d(t) \quad (۲-۳)$$

داریم:

$$(J_0 + \Delta J)^{-1} = J_0^{-1} - \Delta \bar{J} \quad (۳-۳)$$

با توجه به مرجع [۲۴]، $\Delta \bar{J}$ به صورت زیر در نظر گرفته خواهد شد:

$$\Delta \bar{J} = J_0^{-1} \Delta J (I_3 + J_0^{-1} \Delta J)^{-1} J_0^{-1} \quad (۴-۳)$$

بنابراین با انجام برخی ساده‌سازی‌ها، رابطه (۳-۳) تبدیل به رابطه زیر خواهد شد:

$$\dot{\omega}_b = F(\omega_b) + J_0^{-1} u + G \quad (۵-۳)$$

که در آن $F(\omega_b)$ و G به صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$F(\omega_b) = -J_0^{-1} S(\omega_b) J_0 \omega_b \quad (۶-۳)$$

$$G = -J_0^{-1} S(\omega_b) \Delta J \omega_b + \Delta \bar{J} S(\omega_b) J \omega_b - \Delta \bar{J} u + J_0^{-1} d - \Delta \bar{J} d \quad (۷-۳)$$

در رابطه بالا G ، بیانگر اغتشاش کلی است.

از سوی دیگر، همان‌طور که در مرجع [۲۰] نیز نشان داده شده است، سیستم (۲-۲) می‌تواند به صورت زیر بازنویسی شود:

$$\begin{cases} \dot{\sigma}_b = G(\sigma_b) \omega_b \\ \dot{\omega}_b = F(\omega_b) + J_0^{-1}u + G \\ \dot{G} = g(t) \end{cases} \quad (۸-۳)$$

که در رابطه بالا $g(t)$ ، مشتق اغتشاش کلی G است.

مشاهده‌گر زمان محدود را برای پارامترهای اصلاح شده رودریگز به صورت زیر پیشنهاد داده‌ایم:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\sigma}}_b = G(\sigma_b) \hat{\omega}_b + \rho_1(|e_1|^{\alpha_1} + |e_1|^{\beta_1})\text{sign}(e_1) \\ \dot{\hat{\omega}}_b = F(\hat{\omega}_b) + J_0^{-1}u + \hat{G} + \rho_2(|e_1|^{\alpha_2} + |e_1|^{\beta_2})\text{sign}(e_1) \\ \dot{\hat{G}} = \rho_3(|e_1|^{\alpha_3} + |e_1|^{\beta_3})\text{sign}(e_1) \end{cases} \quad (۹-۳)$$

که در آن $e_1 = \sigma_b - \hat{\sigma}_b$ ، بیانگر خطای تخمین وضعیت است. پارامترهای طراحی مشاهده‌گر با

توجه به منبع [۲۵ و ۲۰]، انتخاب شده‌اند.

با توجه به سیستم وضعیت ماهواره و مشاهده‌گر طراحی شده در بالا، با تعریف $e_2 = \omega_b - \hat{\omega}_b$ و

$e_3 = G - \hat{G}$ که به ترتیب بیانگر خطای تخمین سرعت زاویه‌ای و خطای تخمین اغتشاش کلی است،

دینامیک‌های خطای مشاهده‌گر مربوطه به صورت زیر بدست آمده‌اند:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = G(\sigma_b)e_2 - \rho_1(|e_1|^{\alpha_1} + |e_1|^{\beta_1})\text{sign}(e_1) \\ \dot{e}_2 = ae_2 + e_3 - \rho_2(|e_1|^{\alpha_2} + |e_1|^{\beta_2})\text{sign}(e_1) \\ \dot{e}_3 = g(t) - \rho_3(|e_1|^{\alpha_3} + |e_1|^{\beta_3})\text{sign}(e_1) \end{cases} \quad (۱۰-۳)$$

در این رابطه، F پیوسته و مشتق پذیر است و طبق تئوری مقدار میانگین، رابطه زیر برقرار است:

$$F'(\omega_b, \hat{\omega}_b) = \frac{F(\omega_b) - F(\hat{\omega}_b)}{e_2} \quad (۱۱-۳)$$

که در نهایت با ساده سازی رابطه بالا به نتیجه زیر خواهیم رسید:

$$F(\omega_b) - F(\hat{\omega}_b) = F'(\zeta)e_2 \quad \zeta \in (\omega_b, \hat{\omega}_b) \quad (۱۲-۳)$$

در رابطه (۱۰-۳)، a بیانگر $F'(\zeta)$ است.

در نهایت برای مشاهده اثبات همگرایی زمان محدود خطاهای تخمین تعریف شده در رابطه (۳-۳)

(۱۰)، به مرجع [۲۰] مراجعه شود.

۳-۴- طراحی کنترل کننده مقاوم پسگام

در این پایان نامه، برای کنترل وضعیت ماهواره صلب، کنترل کننده مقاوم پسگام اتخاذ شده است. در این بخش به معرفی این کنترل کننده طراحی شده خواهیم پرداخت. در ابتدا معادله سینماتیکی (۲-۴۲) را در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\sigma}_b = G(\sigma_b) \omega_b \quad (۳-۱۳)$$

به منظور ردگیری وضعیت مطلوب ماهواره صلب، یک سیگنال کنترل مجازی ω_d برای معادله دینامیکی بالا، به صورت زیر پیشنهاد داده شده است:

$$\omega_d = G^{-1}(\sigma_b)(\dot{\sigma}_d - \Lambda_\sigma \sigma_e) \quad (۳-۱۴)$$

که $\sigma_d \in R^3$ ، وضعیت مطلوب ماهواره است که در نهایت با اعمال سیگنال کنترلی، وضعیت ماهواره باید این سیگنال را ردگیری کند.

$\Lambda_\sigma \in R^{3 \times 3}$ یک ماتریس قطری پایدار است.

قابل ذکر است که این سیگنال مطلوب ω_d ، در مرحله بعد سیگنال مطلوب سرعت زاویه‌ای را تشکیل خواهد داد، که با به دست آمدن سیگنال کنترلی u ، سرعت زاویه‌ای ماهواره در نهایت به مقدار این سیگنال همگرا خواهد شد.

خطای ردگیری وضعیت به صورت زیر تعریف شده است:

$$\sigma_e = \sigma_d - \sigma_b \quad (۳-۱۵)$$

با جایگذاری رابطه (۳-۱۴) در رابطه (۳-۱۳) و همچنین با در نظر گرفتن رابطه بالا، معادله دینامیک خطا ردگیری وضعیت ماهواره به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\dot{\sigma}_e = \Lambda_\sigma \sigma_e \quad (۳-۱۶)$$

معادله دینامیک خطا بالا پایدار مجانبی بوده و با تنظیم Λ_σ ، سیگنال خطا σ_e در نهایت به سمت صفر می‌رود.

حال معادله دینامیکی بدست آمده در رابطه (۳-۱۸) را در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\omega}_b = F(\omega_b) + J_0^{-1}u + G \quad (۳-۱۷)$$

خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای ماهواره در فریم بدنه نسبت به فریم مطلوب را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$\omega_e = \omega_b - R(\sigma_e)\omega_d \quad (۳-۱۸)$$

که در آن $R(\sigma_e)$ ، بیانگر ماتریس چرخشی از F_b به F_d است.

$$R(\sigma_e) = I_3 + \frac{8S^2(\sigma_e) - 4(1 - \sigma_e^T \sigma_e)S(\sigma_e)}{(1 + \sigma_e^T \sigma_e)^2} \quad (۳-۱۹)$$

و همچنین ω_d ، بیان گر سرعت زاویه‌ای مطلوب است که انتظار می‌رود با اعمال سیگنال کنترلی به سیستم ماهواره، سرعت زاویه ای بدنه ماهواره به دنبال این سیگنال مطلوب برود. نکته‌ی قابل توجه در کنترل کننده پسگام این است که در اینجا سیگنال ω_d ، همان سیگنال کنترل مجازی تولید شده در مرحله‌ی قبل است.

با مشتق‌گیری از رابطه (۳-۱۸)، داریم:

$$\dot{\omega}_e = \dot{\omega}_b - (\dot{R}(\sigma_e)\omega_d + R(\sigma_e)\dot{\omega}_d) \quad (۳-۲۰)$$

معادله (۳-۱۷) را در رابطه بالا جایگذاری می‌کنیم:

$$\dot{\omega}_e = F(\omega_b) + J^{-1}u + G - \dot{R}(\sigma_e)\omega_d - R(\sigma_e)\dot{\omega}_d \quad (۳-۲۱)$$

حال، معادله دینامیک خطا ردگیری سرعت زاویه‌ای ماهواره را به صورت پایدار مشابه زیر در نظر می‌گیریم:

$$\dot{\omega}_e + \Lambda_\omega \omega_e = 0 \quad (۳-۲۲)$$

که در آن Λ_ω ، ماتریس قطری با مقادیری مثبت است.

با توجه به دینامیک خطای پایدار تعریف شده در معادله بالا، با تنظیم Λ_ω سیگنال خطا ω_e به سمت صفر میل می‌کند و این بیانگر این است که سرعت زاویه‌ای ماهواره به سمت سرعت زاویه‌ای مطلوب می‌رود.

با جایگذاری رابطه (۲۱-۳) در معادله (۲۲-۳) داریم:

$$F(\omega_b) + J^{-1} u + G - \dot{R}(\sigma_e) \omega_d - R(\sigma_e) \dot{\omega}_d + \Lambda_\omega \omega_e = 0 \quad (23-3)$$

با توجه به رابطه بالا درمی‌یابیم که قانون ورودی کنترل مطلوب به صورت زیر است:

$$u^* = J_0 (-F(\omega_b) - G + \dot{R}(\sigma_e) \omega_d + R(\sigma_e) \dot{\omega}_d - J \Lambda_\omega \omega_e) \quad (24-3)$$

با توجه به اینکه رابطه بالا به دلیل در دسترس نبودن سیگنال‌های G و ω_e غیر قابل پیاده سازی است، پس یک سیگنال ورودی مقاوم $u_{r\omega}$ در رابطه بالا وارد می‌کنیم که اثر در دسترس نبودن سیگنال‌های G و ω_e را جبران کند:

$$u = J_0 (-F(\omega_b) + \dot{R}(\sigma_e) \omega_d + R(\sigma_e) \dot{\omega}_d - \Lambda_\omega \hat{\omega}_e + u_{r\omega}) \quad (25-3)$$

با جایگذاری قانون کنترل u در سیستم حلقه باز (۱۷-۳)، سیستم حلقه بسته به صورت زیر بدست خواهد آمد:

$$\dot{\omega}_b = F(\omega_b) - F(\hat{\omega}_b) + \dot{R}(\sigma_e) \omega_d + R(\sigma_e) \dot{\omega}_d - \Lambda_\omega \hat{\omega}_e + u_{r\omega} + G \quad (26-3)$$

سپس، با محاسبه مشتق رابطه (۱۸-۳) و جایگذاری در رابطه بالا داریم:

$$\dot{\omega}_e = F(\omega_b) - F(\hat{\omega}_b) - \Lambda_\omega \hat{\omega}_e + u_{r\omega} + G \quad (27-3)$$

با توجه به رابطه (۱۸-۳)، تعریف می‌کنیم:

$$\omega_e = \hat{\omega}_b - R(\sigma_e) \omega_d + (\omega_b - \hat{\omega}_b) \quad (28-3)$$

می‌دانیم:

$$\hat{\omega}_e = \hat{\omega}_b - R(\sigma_e) \omega_d \quad (29-3)$$

در نهایت با توجه به روابط تعریف شده، رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\omega_e = \hat{\omega}_e + (\omega_b - \hat{\omega}_b) \longrightarrow \omega_e = \hat{\omega}_e + e_2 \quad (30-3)$$

با جایگذاری مشتق رابطه بدست آمده در بالا در رابطه (۲۷-۳)، داریم:

$$\dot{\hat{\omega}}_e = F(\omega_b) - F(\hat{\omega}_b) - \Lambda_\omega \hat{\omega}_e + u_{r\omega} + G - \dot{e}_2 \quad (31-3)$$

همچنین تعریف نامعینی‌ها به صورت زیر:

$$w_\omega(t) = F(\omega_b) - F(\hat{\omega}_b) + G - \dot{e}_2 \quad (32-3)$$

نامعینی‌ها به صورت زیر محدود در نظر گرفته می‌شوند:

$$\|w_\omega(t)\| \leq D_\omega \quad (33-3)$$

همچنین رابطه زیر را نیز تعریف می‌کنیم:

$$\tilde{D}_\omega = \hat{D}_\omega - D_\omega \quad (34-3)$$

که در آن \hat{D}_ω ، بیانگر تخمین D_ω است و همچنین بیانگر خطای تخمین است.

در نهایت معادله دینامیک خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\dot{\hat{\omega}}_e = -\Lambda_\omega \hat{\omega}_e + w_\omega(t) + u_{r\omega} \quad (35-3)$$

برای تضمین پایداری سیستم حلقه بسته، تابع لیاپانوف را برحسب خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای و

همچنین خطای تخمین D_ω به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$V_\omega = \frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T P_\omega \hat{\omega}_e + \frac{1}{2\gamma_\omega} \tilde{D}_\omega^2 \quad (36-3)$$

با مشتق گیری از تابع لیاپانوف داریم:

$$\dot{V}_\omega = \frac{1}{2} \dot{\hat{\omega}}_e^T P_\omega \hat{\omega}_e + \frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T P_\omega \dot{\hat{\omega}}_e + \frac{1}{\gamma_\omega} \tilde{D}_\omega \dot{\tilde{D}}_\omega \quad (37-3)$$

با جایگذاری رابطه (۳۵-۳) در رابطه بالا خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\omega = & -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T \Lambda_\omega^T P_\omega \hat{\omega}_e + \frac{1}{2} w_\omega^T(t) P_\omega \hat{\omega}_e + \frac{1}{2} u_{r\omega}^T P_\omega \hat{\omega}_e - \frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T P_\omega \Lambda_\omega \hat{\omega}_e + \\ & \frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\omega} \tilde{D}_\omega \dot{\tilde{D}}_\omega \end{aligned} \quad (38-3)$$

با کمی ساده‌سازی، رابطه به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{V}_\omega = -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T \left(\Lambda_\omega^T P_\omega + P_\omega \Lambda_\omega \right) \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \quad (39-3)$$

از آنجایی که خودمان Λ_ω را پایدار در نظر گرفتیم، پس میتوانیم بگوییم که P_ω و Q_ω مثبت معینی وجود دارد که رابطه زیر برقرار باشد:

$$\Lambda_\omega^T P_\omega + P_\omega \Lambda_\omega = -Q_\omega \quad (40-3)$$

که در آن $Q_\omega < 0$ است.

حال نامساوی زیر را تشکیل می‌دهیم:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\omega &= -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \\ &\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\| \|w_\omega(t)\| + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \end{aligned} \quad (41-3)$$

ورودی کنترل مقاوم $u_{r\omega}$ را به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$u_{r\omega} = -\frac{P_\omega \hat{\omega}_e}{\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\|} \hat{D}_\omega \quad (42-3)$$

رابطه (41-3) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\omega &= -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \\ &\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\| D_\omega + \hat{\omega}_e^T P_\omega \left(-\frac{P_\omega \hat{\omega}_e}{\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\|} \hat{D}_\omega \right) + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \\ \dot{V}_\omega &= -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \\ &\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\| D_\omega - \frac{\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\|^2}{\|\hat{\omega}_e^T P_\omega\|} \hat{D}_\omega + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \end{aligned} \quad (43-3)$$

با ساده سازی رابطه بالا خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\omega &= -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \\ &\|P_\omega \hat{\omega}_e\| (D_\omega - \hat{D}_\omega) + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \end{aligned} \quad (44-3)$$

با در نظر گرفتن رابطه (\tilde{D}_ω) داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V}_\omega &= -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \\ &\|P_\omega \hat{\omega}_e\| (-\tilde{D}_\omega) + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \\ \dot{V}_\omega &= -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \hat{\omega}_e^T P_\omega w_\omega(t) + \hat{\omega}_e^T P_\omega u_{r\omega} + \frac{1}{\gamma_\sigma} \tilde{D}_\omega \dot{\hat{D}}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e + \\ &\left(\frac{1}{\gamma_\sigma} \dot{\hat{D}}_\omega - \|P_\omega \hat{\omega}_e\| \right) \tilde{D}_\omega \end{aligned} \quad (45-3)$$

برای تضمین پایداری سیستم حلقه بسته، قانون تطبیق به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\frac{1}{\gamma_\sigma} \dot{\hat{D}}_\omega - \|P_\omega \hat{\omega}_e\| = 0 \longrightarrow \dot{\hat{D}}_\omega = \gamma_\sigma \|P_\omega \hat{\omega}_e\| \quad (46-3)$$

در نهایت به رابطه زیر خواهیم رسید:

$$\dot{V}_\omega \leq -\frac{1}{2} \hat{\omega}_e^T Q \hat{\omega}_e \quad (47-3)$$

رابطه بالا نشان دهنده این موضوع است که پایداری سیستم تضمین خواهد شد.

فصل ۴

نتایج شبیه‌سازی‌ها

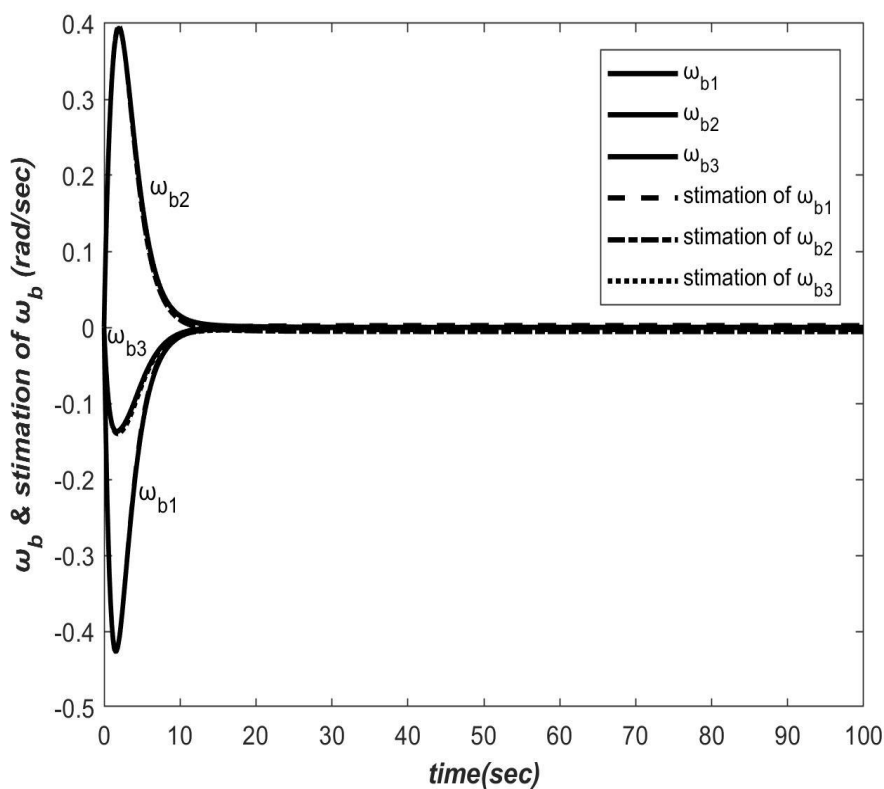
۴- فصل چهارم نتایج شبیه سازی ها

۴-۱- مقدمه

در این فصل، عملکرد کنترل کننده طراحی شده در فصل سوم توسط شبیه سازی های انجام شده بر روی مدل غیرخطی ماهواره صلب، بررسی و تحلیل خواهد شد.

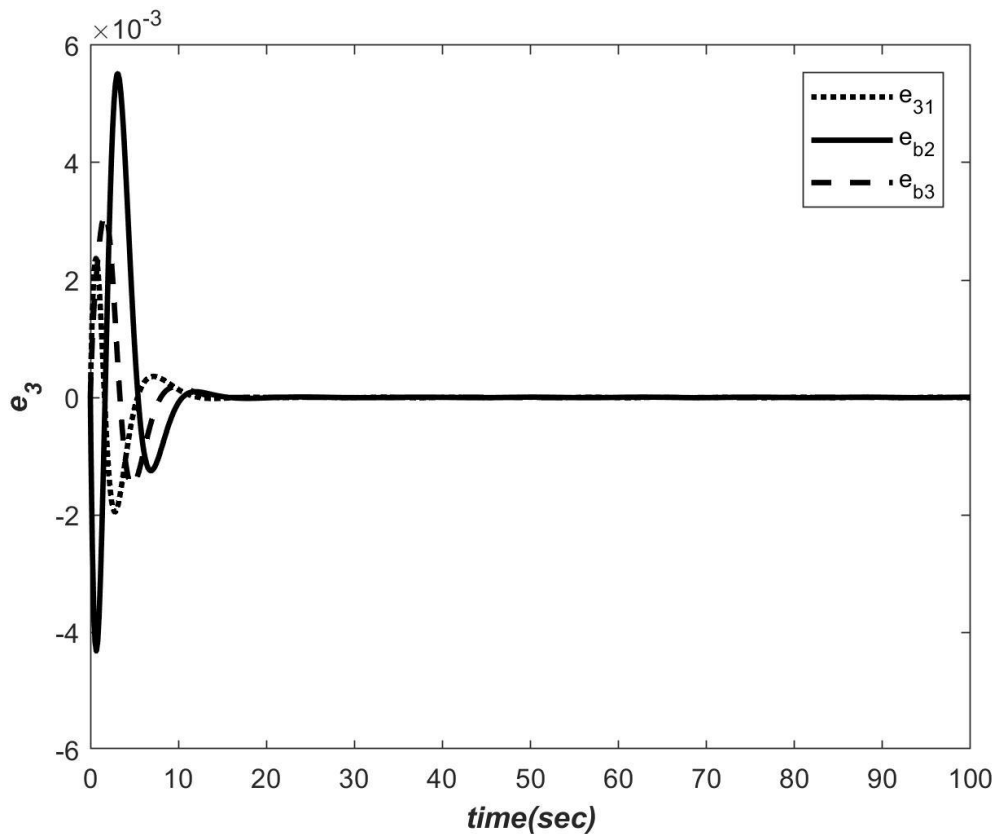
۴-۲- شبیه سازی مشاهده گر زمان محدود

در ابتدا به علت در دسترس نبودن سرعت زاویه ای ماهواره، همان طور که در فصل های قبلی نیز ذکر شد، یک مشاهده گر زمان محدود طراحی شده است. در این قسمت ما به بررسی نتایج شبیه سازی این مشاهده گر خواهیم پرداخت:



شکل (۴-۱) سرعت زاویه ای و تخمین سرعت زاویه ای ماهواره صلب (rad/sec)

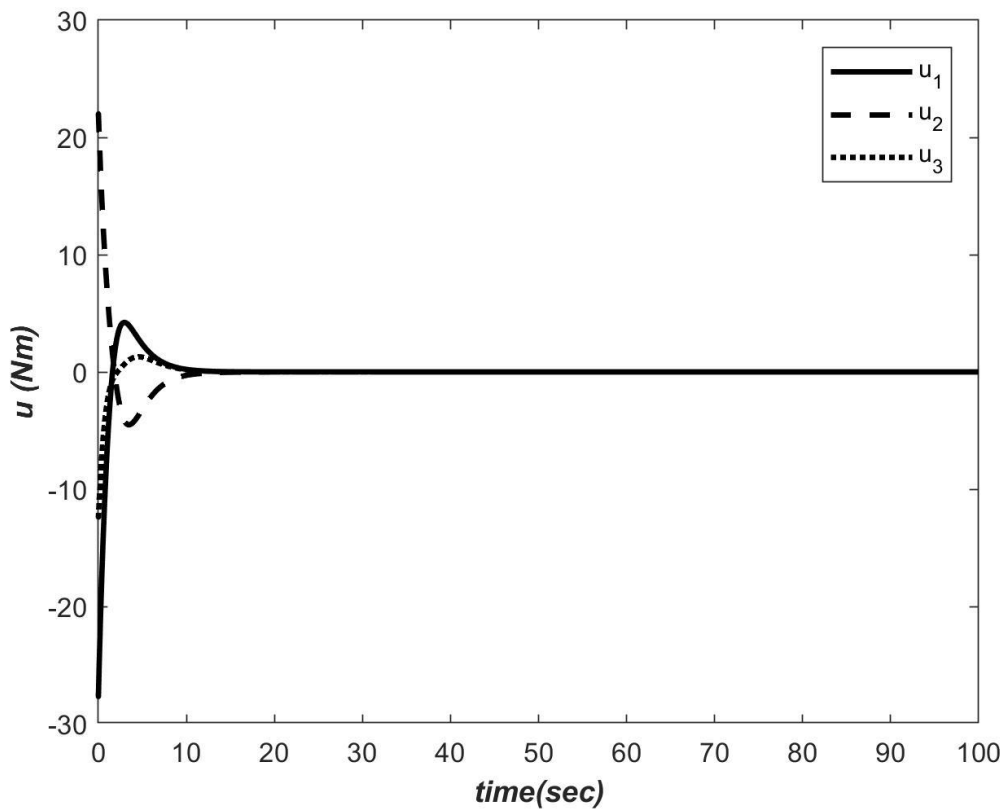
همان‌طور که در نمودار بالا نشان داده شده است، با طراحی مشاهده‌گر زمان محدود برای مدل پارامترهای اصلاح شده رودریگز، تخمین سرعت زاویه‌ای ماهواره با خطای نشان داده شده در شکل (۴-۶)، به درستی انجام شده است. در شکل (۴-۲) نیز خطای تخمین اغتشاش کلی ماهواره نشان داده شده است.



شکل (۴-۲) خطای تخمین اغتشاش کلی ماهواره صلب (N.m)

۴-۳- شبیه‌سازی سیستم ماهواره با اعمال کنترل‌کننده مقاوم پسگام

در این بخش، کنترل‌کننده طراحی شده، به سیستم ماهواره اعمال شده است و نتایج این شبیه‌سازی را در این قسمت آورده‌ایم:



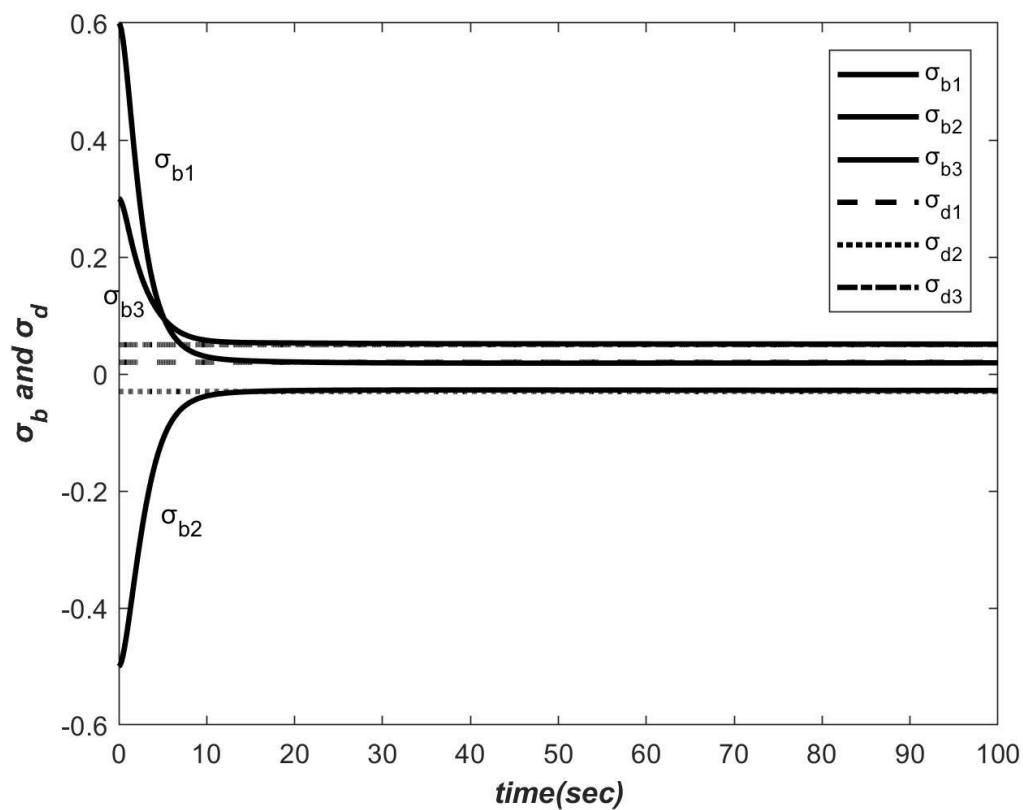
شکل (۳-۴) ورودی کنترل ماهواره صلب (Nm)

شکل (۳-۴) ورودی کنترل اعمال شده به سیستم ماهواره را نشان می‌دهد. با اعمال این ورودی

کنترل به سیستم، همانطور که در شکل (۴-۴) مشاهده می‌شود، ردگیری وضعیت ماهواره به درستی

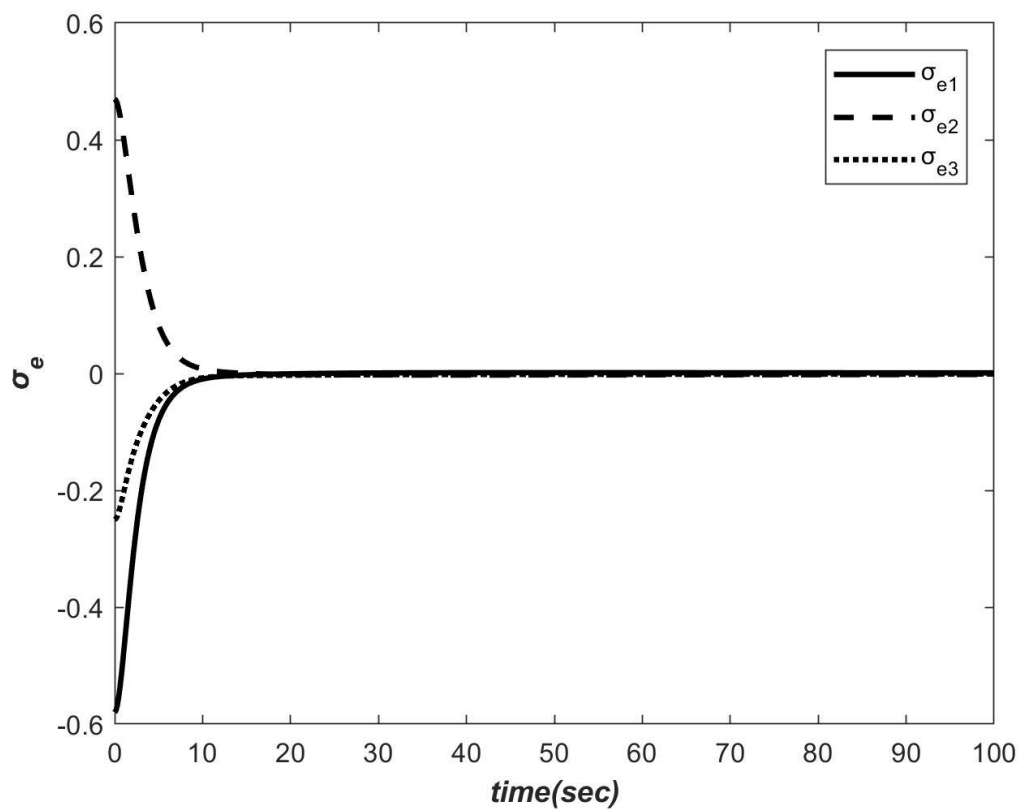
انجام شده است. مسیر مطلوب برای ردگیری ماهواره را به صورت زیر تعریف کرده‌ایم:

$$\sigma_d = [0.02 \quad -0.03 \quad 0.05]^T$$



شکل (۴-۴) ردگیری وضعیت ماهواره صلب

خطای ردگیری وضعیت ماهواره در شکل (۴-۵) نشان داده شده است. همان طور که در شکل‌های (۳-۴) و (۴-۴) قابل مشاهده است، گشتاور کنترل تا زمانیکه وضعیت ماهواره به وضعیت مطلوب نرسیده است، به صفر نرسیده است.



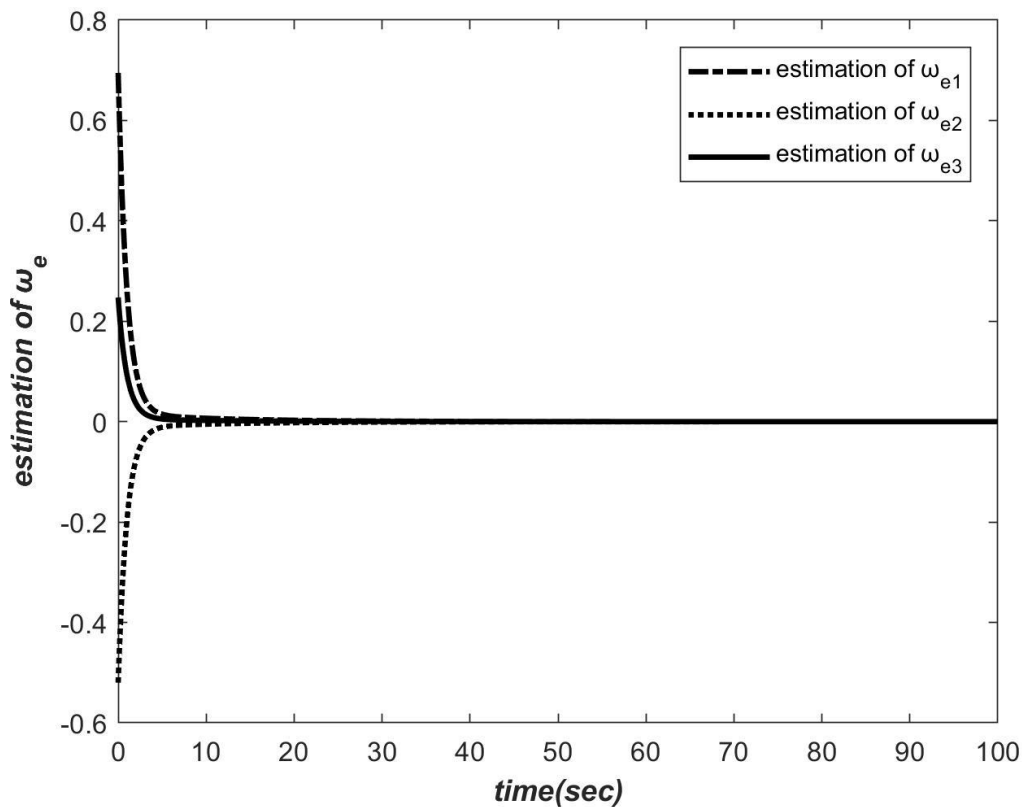
شکل (۴-۵) خطای ردگیری وضعیت ماهواره صلب

شکل (۴-۶) نیز بیانگر خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای ماهواره است. با توجه به گشتاور کلی کنترلی

u

نشان داده شده در شکل (۴-۳)، زمانی که گشتاور کنترل به صفر رسیده است، خطای ردگیری سرعت

زاویه‌ای نیز به صفر می‌رسد.



شکل (۴-۶) خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای ماهواره صلب

خطای ردگیری وضعیت و سرعت زاویه‌ای ماهواره بیانگر این هستند که پایداری مجانبی سیستم ماهواره در حضور عدم قطعیت اینرسی و اغتشاش متغیر با زمان به خوبی تضمین شده است.

۴-۴- معرفی پارامترهای شبیه‌سازی‌ها

در این بخش از پایان‌نامه به معرفی پارامترهای به کار رفته در این شبیه‌سازی‌ها برای پیاده‌سازی سیستم ماهواره و همچنین طراحی مشاهده‌گر و کنترل‌کننده پسگام خواهیم پرداخت. در جدول (۴-۴) (۱)، مقادیر پارامترهای مربوط به شبیه‌سازی سیستم ماهواره صلب، جدول (۴-۲)، پارامترهای به کار رفته در طراحی مشاهده‌گر زمان محدود و جدول (۴-۳)، پارامترهای به مورد استفاده در شبیه‌سازی کنترل‌کننده پسگام نشان داده شده است:

جدول (۱-۴) پارامترهای شبیه سازی سیستم ماهواره

نماد	مقدار	واحد
J_0	$\begin{bmatrix} 40 & 0 & 0 \\ 0 & 42.5 & 0 \\ 0 & 0 & 50.2 \end{bmatrix}$	$kg.m^2$
$\sigma(0)$	$[0.6 \quad -0.5 \quad 0.]^T$	-
$\omega(0)$	$[0.001 \quad -0.002 \quad 0.0009]^T$	rad/s
ΔJ	$\begin{bmatrix} \sin(0.5t) & 0 & 0 \\ 0 & 2 \sin(0.6t) & 0 \\ 0 & 0 & 3 \sin(0.4t) \end{bmatrix}$	$kg.m^2$
d	2×10^{-4} $\times [\sin(0.8t) \quad \cos(0.5t) \quad \cos(0.3t)]$	$N.m$

جدول (۲-۴) پارامترهای شبیه سازی مشاهده گر زمان محدود

نماد	مقدار
α_1	$0.75 < \alpha_1 < 1$
α_2	$2\alpha_1 - 1$
α_3	$3\alpha_1 - 2$
β_1	α_1^{-1}
β_2	$\beta_1 + \alpha_1 - 1$
β_3	$\beta_1 + 2(\alpha_1 - 1)$
$\rho_i \quad i = 1, 2, 3$	$1 < \rho_i < +\infty$

جدول (۳-۴) پارامترهای شبیه سازی کنترل کننده پسگام

نماد	مقدار
σ_d	$[0.02 \quad -0.03 \quad 0.05]^T$
Λ_σ	$0.5I_3$
Q_ω	$-20I_3$
Λ_ω	$1.1I_3$
P_ω	$9I_3$
γ_ω	0.01

فصل ۵

نتایج و پیشنهادات

۵- فصل پنجم نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۵-۱- نتیجه‌گیری کلی

در این پایان‌نامه، یک رویکرد کنترلی مقاوم تطبیقی پسگام بر اساس مشاهده‌گر زمان محدود به منظور کنترل ردگیری وضعیت ماهواره صلب پیشنهاد داده شده است. برای مدلسازی ماهواره همان‌طور که در فصل دوم نیز ذکر کردیم، از میان مدل‌سازی‌هایی که وجود دارد، از مدل پارامترهای اصلاح شده رودریگز استفاده کرده‌ایم. به دلیل اینکه پارامترهای اولر دارای محدودیت $(q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1)$ هستند و همچنین این مدل دارای چهار بعد است، از مدل پارامترهای اصلاح شده رودریگز استفاده شده است، که با استفاده از این مدل که مدل نرمالیزه شده پارامترهای اولر است، این محدودیت را توسط کاهش یکی از محورهای مختصات حذف می‌کند. کنترل‌کننده‌ای که در این پژوهش طراحی و به سیستم اعمال شده است، در حضور اغتشاشات متغیر با زمان که شامل اغتشاشات داخلی و خارجی وارد بر ماهواره صلب است، قرار دارد؛ و همچنین قابل ذکر است که در این مطالعه عدم قطعیت اینرسی نیز در نظر گرفته شده است. با توجه به تحقیقات پیشین که بر روی ماهواره‌ها انجام گرفته شده است، رویکرد کنترلی که ما در این پژوهش اتخاذ کرده‌ایم، یک کنترل مقاوم پسگام است که به عملکرد کنترل با دقت نسبتاً مناسبی در حضور اغتشاشات متغیر با زمان محدود شده و همچنین عدم قطعیت اینرسی، دسترسی پیدا کرده است. در این پژوهش سرعت زاویه‌ای ماهواره در دسترس نمی‌باشد ولی بردار σ_b که شامل پارامترهای اصلاح شده رودریگز است و بیانگر وضعیت ماهواره صلب است در دسترس در نظر گرفته شده است، که در نهایت با طراحی کنترل‌کننده مناسب و اعمال آن به سیستم ماهواره باید وضعیت ماهواره به وضعیت مطلوب مورد نظر برسد و خطای ردگیری وضعیت و سرعت زاویه‌ای در نهایت و با گذشت زمان محدود به سمت صفر میل کند. پس، از آنجایی که سرعت زاویه‌ای ماهواره در دسترس نیست، یک مشاهده‌گر تعمیم یافته زمان محدود برای تخمین سرعت زاویه‌ای ماهواره و همچنین اغتشاشات کلی ماهواره طراحی شده

است. در نهایت با اعمال گشتاور کلی کنترلی u تولید شده به سیستم حلقه باز، خطای سیستم ردگیری وضعیت حلقه بسته، با گذشت زمان به سمت صفر میل می‌کند و در نهایت سیستم به پایداری مجانبی خواهد رسید. همچنین قابل ذکر است که مشاهده‌گر طراحی شده، توانسته است با خطای نسبتاً کمی، سرعت زاویه‌ای ماهواره را تخمین بزند. با اعمال این کنترل‌کننده به سیستم ماهواره، همان‌طور که در نتایج شبیه‌سازی‌ها در فصل چهارم نیز قابل مشاهده است، ردگیری وضعیت و همچنین ردگیری سرعت زاویه‌ای ماهواره به درستی انجام شده است و خطای ردگیری وضعیت و همچنین خطای ردگیری سرعت زاویه‌ای در نهایت به سمت صفر میل کرده است. همچنین خطای تخمین سرعت زاویه‌ای و اغتشاشات کلی نیز به سمت صفر میل کرده است. در این مطالعه رد اثر اغتشاشات نامعلوم متغیر با زمان و عدم قطعیت اینرسی به درستی انجام شده است. اثبات پایداری این سیستم توسط انتخاب مناسب تابع لیاپانوف انجام گرفته شده است و در نهایت سیستم به پایداری مجانبی دست پیدا کرده است.

۵-۲- پیشنهادات

به عنوان پیشنهاد برای ادامه این کار و انجام کارهای بیش‌تر در آینده می‌توانیم معادلات محرک‌های ماهواره را نیز به همراه معادلات دینامیکی وضعیت ماهواره در نظر بگیریم و کنترل‌کننده را در حضور دینامیک‌های محرک طراحی کنیم و همچنین به عنوان پیشنهاد دیگری که می‌توانیم برای ادامه‌ی این مطالعه ارائه دهیم، این است که ماتریس اینرسی را نامعلوم فرض کرده و بدون داشتن ماتریس اینرسی، کنترل‌کننده‌ای با عنوان مقاوم تطبیقی طراحی کنیم که بتواند ماتریس اینرسی را نیز تخمین بزند و ردگیری وضعیت ماهواره صلب را انجام دهد، برای این منظور یک مشاهده‌گر جدید نیز باید طراحی شود. پیشنهاد دیگری که برای این موضوع می‌توانیم ارائه دهیم، این است که برای کنترل وضعیت از دسته بندی دیگر مدل‌های ماهواره موجود همچون پارامترهای اولر، پارامترهای کلاسیک رودریگز و انواع دسته بندی‌های دیگر که در منابع مختلف ذکر شده است، استفاده کنیم.

- [1] A. Aydogan and O. Hasturk, "Adaptive LQR stabilization control of reaction wheel for satellite systems," *14th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision (ICARCV)*, 2016, pp. 1-6.
- [2] B. Xiao, Z. Fu, and Y. Guo, "Attitude output feedback tracking control of satellites without angular velocity observers," in *IECON 2017-43rd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, 2017, pp. 6544-6548.
- [3] <https://www.space.com/history-of-satellites/>
- [4] <https://www.nasa.gov/>
- [5] <https://www.physics-and-radio-electronics.com/satellite-communication/historyofsatellites.html>
- [6] A. Tayebi, "Unit quaternion-based output feedback for the attitude tracking problem," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 53, pp. 1516-1520, 2008.
- [7] B. Xiao, S. Yin, and L. Wu, "A structure simple controller for satellite attitude tracking maneuver," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 64, pp. 1436-1446, 2017.
- [8] Y. Li, S. Zhaowei, and Y. Dong, "Time efficient robust pid plus controller for satellite attitude stabilization control considering angular velocity and control torque constraint," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 30, p. 04017030, 2017.
- [9] B. Xiao, Z. Fu, and Y. Guo, "Attitude output feedback tracking control of satellites without angular velocity observers," in *IECON 2017-43rd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, 2017, pp. 6544-6548.
- [10] X.-N. Shi, Z.-G. Zhou, and D. Zhou, "Finite-time attitude trajectory tracking control of rigid spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, pp. 2913-2923, 2017.
- [11] X. Ma, F. Sun, H. Li, and B. He, "Neural-network-based sliding-mode control for multiple rigid-body attitude tracking with inertial information completely unknown," *Information Sciences*, vol. 400, pp. 91-104, 2017.

- [12] L. Sun and Z. Zheng, "Saturated adaptive hierarchical fuzzy attitude-tracking control of rigid spacecraft with modeling and measurement uncertainties," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, pp. 3742-3751, 2018.
- [13] Y. Li, D. Ye, and Z. Sun, "Time efficient sliding mode controller based on bang-bang logic for satellite attitude control," *Aerospace Science and Technology*, vol. 75, pp. 342-352, 2018.
- [14] C. Yu and X. Xie, "Dynamic sliding mode-based attitude stabilisation control of satellites with angular velocity and control constraints," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 41, pp. 934-941, 2019.
- [15] D. Ye, X. Zhang, X. Wan, and Z. Sun, "Finite time control strategy for satellite attitude maneuver based on hybrid actuator," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 40, pp. 2798-2806, 2018.
- [16] D. K. Giri, "Fast finite-time sliding mode magnetic attitude control of satellites," in *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019, p. 0933.
- [17] X. He, W. Liang, Y. Guo, and C. Li, "Adaptive Neural Network Based on Finite-Time Attitude Control for Rigid Spacecraft During Orbit Maneuver," in *2018 37th Chinese Control Conference (CCC)*, 2018, pp. 3096-3101.
- [18] Y. Xia, J. Zhang, K. Lu, and N. Zhou, "Finite-Time Attitude Control for Rigid Spacecraft Based on Adaptive Super-Twisting Algorithm," in *Finite Time and Cooperative Control of Flight Vehicles*, ed: Springer, 2019, pp. 117-140.
- [19] K. Shi, C. Liu, Z. Sun, and F. Wang, "Mixed H_2/H_∞ approach of full order state observer design for satellite attitude control system," in *The 27th Chinese Control and Decision Conference (2015 CCDC)*, 2015, pp. 4513-4517.
- [20] X. Ma, F. Sun, H. Li, and B. He, "Attitude control of rigid body with inertia uncertainty and saturation input," *Tsinghua Science and Technology*, vol. 22, pp. 83-91, 2017.
- [21] H. Schaub and J. L. Junkins, "Stereographic orientation parameters for attitude dynamics: A generalization of the Rodrigues parameters," *Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 44, pp. 1-19, 1996.
- [22] H. Schaub and J. L. Junkins, *Analytical mechanics of space systems*: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.

- [23] Tsiotras, Panagiotis. "Stabilization and optimality results for the attitude control problem." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 19.4 (1996): 772-779.
- [24] B. Li, Q. Hu, Y. Yu, and G. Ma, "Observer-based fault-tolerant attitude control for rigid spacecraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, pp. 2572-2582, 2017.
- [25] S. Xiong, W. Wang, X. Liu, Z. Chen, and S. Wang, "A novel extended state observer," *ISA transactions*, vol. 58, pp. 309-317, 2015.

Abstract

This thesis presents the control of rigid satellite attitude with regard to the uncertainty of inertia and external disturbances and also measuring only outputs of the system. Angular velocity is assumed to be unavailable, so a finite time extended observer is designed to estimate angular velocity and total disturbances. Then, a control signal is generated based on the estimated angular velocity and attitude of rigid body satellite. The proof of stability of control system using the Lyapunov theory. Finally, a numerical simulation is presented to demonstrate the effectiveness of the proposed control method.

Keywords: rigid satellite, finite time observer, attitude and angular velocity tracking, backstepping control.



Shahrood University of Technology
Faculty of Electrical & Robotics Engineering
Master's thesis in control engineering

Adaptive Robust Control Of Satellite Attitude

By : Soheila Babaie Faramarz

Supervisor :
Dr Ali Akbarzadeh Kalat

September 2019