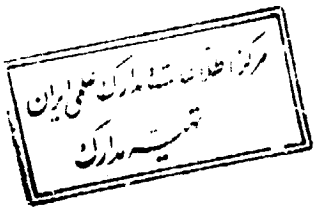
٣٥١٧٣

۱۳۷۹ /۱۲/ ۱۰



بنام خدا

دانشکده مهندسی برق

گروه کنترل

طراحی و شبیه‌سازی الگوریتم تعیین وضعیت یک ماهواره LEO

سید مجید اسما عیل زاده

پایان‌نامه کارشناسی ارشد

در رشته

مهندسی برق-کنترل

013228

استاد راهنما : دکتر حسین بلندی

استاد مشاور: دکتر جاهد مطلق

(آبان‌ماه ۱۳۷۹)

۳۶۱۷

تقدیم به:

مادر مهربان و روان پاک پدرم

" آنان که قلم از ستایش مهرشان عاجز است "

چکیده

زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره بطورکلی شامل دو الگوریتم تعیین وضعیت[1] و تخمین وضعیت[2] می‌باشد در این پایان‌نامه الگوریتم تعیین وضعیت برای یک ماهواره چرخان LEO [3] که حول محور پیچ خود دوران می‌کند و حامل سنسورهای خورشید و افق زمین می‌باشد، طراحی و شبیه‌سازی شده است. در این الگوریتم ضمن بکارگیری قابلیتهای ماتریسهای دوران و روش جبری تعیین وضعیت سه محوره، روش نوینی ارائه می‌گردد که قادر است ضمن برطرف نمودن نیاز به شرایط اولیه بعنوان ورودی الگوریتم، شرایط را بگونه‌ای فراهم نماید که با انجام محاسبات در سیستم مختصات بدنه از محور دوران ماهواره که بنوبه خود دقیقترین شرط اولیه می‌باشد، استفاده نموده و لذا به میزان قابل توجه‌ای از حجم محاسبات بکاهد. در این راستا ابتدا مفاهیم اولیه‌ای از تعیین وضعیت ارائه می‌گردد و پس از آن سخت‌افزارهای وضعیت (سنسورهای خورشید و افق زمین) مدلسازی می‌شوند. در ادامه موقعیت ماهواره، بردار خورشید و شکل زمین مدلسازی شده و روشهای معمول تعیین وضعیت بیان می‌گردند. سپس طراحی الگوریتم صورت گرفته و پس از آن الگوریتم به یک ماهواره چرخان اعمال می‌گردد. در ادامه شبیه‌سازیهایی در جهت نشان دادن عملکرد الگوریتم انجام می‌پذیرد در همین راستا اثر وجود خطاهای سیستماتیک (عدم قطعیت در سنسورها) و نویزهای تصادفی بر روی نتیجه نهایی و دقت قابل حصول مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرند. نتایج حاصله نمایانگر کارایی الگوریتم طراحی شده می‌باشد.

---

[1] - Attitude determination

[2] - Attitude estimation

[3] - Low Earth Orbit

تقدیر و تشکر:

بدینوسیله از مرکز تحقیقات عالی الکترونیک که با فراهم آوردن فضایی همراه با تبادل نظر، مشارکتهای تخصصی و بهره‌جویی از رهیافتها و دستاوردهای نوین تکنولوژی دیگر متخصصین و همچنین مهیا نمودن مراجع و تامین بودجه مورد نیاز، بوجود آورنده بستری مناسب جهت انجام این تحقیق بوده است تقدیر و تشکر بعمل می‌آید. شایسته است از استاد ارجمند جناب آقای دکتر بلندی که هرگز از راهنمائیهای مفید خود در امر انجام این پروژه دریغ نورزیده‌اند و همچنین تمامی محققین گروه کنترل نیز تشکر و قدردانی نمایم.

سید مجید اسماعیل زاده

فهرست مطالب

عنوان صفحه

مقدمه ۱

فصل اول: اصول هندسی تعیین وضعیت

۱-۱ هندسه وضعیت ۴

۱-۲ سیستمهای مختصات ۶

۱-۲-۱ خصوصیات مشترک سیستمهای مختصات روی‌کره سماوی ۶

۱-۲-۲ سیستمهای مختصات با مرکزیت فضاپیما ۷

۱-۳ هندسه سماوی ۹

۱-۴ مفاهیم اولیه تعیین وضعیت با استفاده از کره آسمان ۱۱

فصل دوم: مدل ریاضی سخت‌افزارهای وضعیت

۲-۱ مدلسازی سنسور خورشید ۱۶

۲-۱-۱ سنسور خورشید با شکاف V شکل ۱۶

۲-۱-۲ سنسورهای دیجیتالی ۱۸

۲-۲ مدلسازی سنسور افق ۲۸

۲-۲-۱ هندسه سنسور افق ۲۹

۲-۲-۲ مدل تصویربردار زمین برای سنسور نصب شده روی بدنه فضاپیما ۳۰

۲-۲-۳ مدل پهنای بدنه مرکزی ۳۱

۲-۲-۴ مدلهای زاویه دوران سنسور افق / سنسور خورشید ۳۲

فصل سوم: مدلسازی موقعیت ماهواره، زمین و خورشید

۳-۱ مدلسازی موقعیت ماهواره ۳۵

۳-۲ مدلسازی زمین ۳۸

۳-۲-۱ مدلسازی پهن‌شدگی زمین ۳۹

۳-۲-۲ محاسبه جهت بردار افق زمین ۴۴

۳-۳ مدلسازی بردار خورشید ۴۶

فصل چهارم: الگوریتم‌های معمول تعیین وضعیت ماهواره‌های چرخان

۴-۱ روشهای مختلف تعیین وضعیت ماهواره‌های چرخان ۵۲

عنوان | صفحه

۴-۱-۱ ملزومات عمومی ۵۲
۴-۱-۲ روشهای حل معین ۵۵
۴-۱-۲-۱ روشهای مبتنی بر دو سنجش طول کمان ۵۶
۴-۱-۲-۲ روشهای مبتنی بر یک سنجش طول کمان
و یک سنجش زاویه دوران ۵۷
۴-۱-۲-۳ روش مبتنی بر ترکیب یک سنجش زاویه
دوران و یک سنجش طول کمان ۵۸
۴-۱-۳ عدم تداخل مکانها ۵۸
۴-۲ متوسط‌گیری از پاسخها ۵۹
۴-۳ دقت تعیین وضعیت تک محوره ۵۹
۴-۳-۱ دقت وضعیت ماهواره با عدم قطعیتهای غیر همبسته ۶۰
۴-۳-۲ دقت وضعیت ماهواره با عدم قطعیتهای همبسته ۶۸
۴-۳-۳ زوایای همبستگی و چگالیهای سنجش ۶۹
۴-۴ عدم قطعیت ناشی از خطاهای سیستماتیک ۷۶
۴-۴-۱ رفتار پاسخهای تک فرمی ۷۷
۴-۴-۲ شناسایی تکینگیها ۷۹

فصل پنجم: طراحی و شبیه‌سازی الگوریتم جدید تعیین وضعیت

۵-۱ طراحی الگوریتم تعیین وضعیت ۸۳
۵-۱-۱ محاسبه ماتریس کسینوس جهت T ۸۴
۵-۱-۲ محاسبه پاسخ‌های هر یک از روشهای چهارگانه ۸۶
۵-۱-۳ حذف پاسخهای مبهم ۸۶
۵-۱-۴ وزن‌دهی به داده‌ها ۸۶
۵-۲ شبیه‌سازی ۸۸

فصل ششم: نتایج و راهکارهای جدید

۶-۱ بررسی نتایج ۹۳
۶-۲ راهکارها و پیشنهادات ۹۴

فهرست اشکال

عنوان شکل صفحه

شکل (۱) بلوک دیاگرام ساده شده ماهواره..... ۱
شکل (۱-۱) کره سماوی ۵
شکل (۱-۲) سیستم مختصات کروی ۷
شکل (۱-۳) سیستم مختصات اینرسی..... ۸
شکل (۱-۴) اعتدال بهاری ۹
شکل (۱-۵) تفاوت هندسه کروی و سطح ۱۰
شکل (۱-۶) مثلث کروی ۱۰
شکل (۱-۷) مکانهای وضعیت ممکن حاصل از زاویه خورشید β ۱۱
شکل (۱-۸) تعیین وضعیت تک محوره توسط تقاطع مکانها ۱۲
شکل (۱-۹) نمایش دقیقتری از محل تقاطع دو مکان شکل (۱-۸) ۱۳
شکل (۱-۱۰) هندسه زاویه دوران برای یک فاصله زاویه‌ای ۳۰ درجه‌ای بین خورشید و زمین ۱۴
شکل (۲-۱) هندسه نامی سنسور خورشید V شکل ۱۷
شکل (۲-۲) هندسه سنسور V شکل با لحاظ عدم تنظیم بلندی ۱۸
شکل (۲-۳) هندسه سنسور خورشید V شکل با لحاظ عدم تنظیم سمت ۱۹
شکل (۲-۴) معرفی محورهای مرجع سنسور خورشید دو محوره ۱۹
شکل (۲-۵) وضعیت سنسورهای خورشید دیجیتالی ۲۰
شکل (۲-۶) مسیر نور در سنسور خورشید تک محوره ۲۱
شکل (۲-۷) مسیر نور در سنسورهای خورشید دو محوره ۲۲
شکل (۲-۸) زوایای مرجع سنسور خورشید دیجیتالی دو محوره ۲۳
شکل (۲-۹) میدان دید سنسور دیجیتال دو محوره ۲۴
شکل (۲-۱۰) نمایش شماتیکی جریان فتوسل سنسور خورشید دقیق ۲۶
شکل (۲-۱۱) هندسه سنسور افق ۲۹
شکل (۲-۱۲) هندسه مدل زاویه دوران سنسور افق / سنسور خورشید ۳۳
شکل (۳-۱) تعریف جهت مدار در فضا ۳۶
شکل (۳-۲) محاسبه اندازه زمین و قسمتی که توسط ماهواره دیده می‌شود ۳۸
شکل (۳-۳) قسمتی از زمین که توسط ماهواره‌ای در ارتفاع ۹۸۷کیلومتری دیده می‌شود ۳۹
شکل ۳-۴) کره سماوی رویت شده توسط ماهواره و اعوجاج در وضوح قسمتی از آن که
توسط ماهواره دیده می‌شود ۴۰
شکل (۳-۵) هندسه بردار افق(H) و بردار نرمال سطح $\hat{N}$ برای یک زمین پهن شده ۴۱

عنوان شکل

صفحه

شکل (۳-۶) صفحات افق موازی ۴۲

شکل (۳-۷) سیستم مختصات مماس محلی ۴۳

شکل (۳-۸) شکل زمین رویت شده در ارتفاع ۲۰۰کیلومتری و در عرض جغرافیایی ۴۵درجه ۴۴

شکل (۳-۹) مدار گردش خورشید بدور زمین در سیستم مختصات اینرسی ۴۹

شکل (۳-۱۰) رابطه سیستم مختصات مداری و اینرسی ۵۰

شکل (۴-۱) پاسخ وضعیت تک محوره حاصل از دو سنجش طول کمان ۵۳

شکل (۴-۲) پاسخ وضعیت تک محوره حاصل از یک سنجش طول کمان و یک سنجش زاویه دوران ۵۴

شکل (۴-۳) روشهای تعیین وضعیت تک محوره ۵۶

شکل (۴-۴) نمودار همه پاسخهای وضعیت تک محوره ۶۰

شکل (۴-۵) نمودار پاسخهای وضعیت درست ۶۱

شکل (۴-۶) متوازی‌الاضلاع خطا در سنجشهای کوانتیزه شده ۶۲

شکل (۴-۷) بیضی خطا برای سنجشهای با مکانهای عمود بر هم ۶۴

شکل (۴-۸) بیضی خطا برای سنجشها با مکانهای نامتعامد ۶۶

شکل (۴-۹) تفسیر احتمالی بیضی خطا براساس شکل (۴-۸)

شکل (۴-۱۰) پارامترهای بکاربرده شده جهت محاسبه عدم قطعیت وضعیت ۷۰

شکل (۴-۱۱) هندسه تعیین وضعیت ماهواره IUE ۷۱

شکل (۴-۱۲) چگالی سنجش برای سنجشهای طول کمان ۷۲

شکل (۴-۱۳)هندسه سنجشهای پهنای زمین ۷۳

شکل (۴-۱۴) چگالی سنجش برای سنجشهای زاویه دوران ۷۵

شکل (۴-۱۵) مشتق $\theta_{\beta/\phi}$ ۷۶

شکل (۴-۱۶) رفتار پاسخهای وضعیت تک فرمی با خطاهای سیستماتیک کوچک برای داده‌های واقعی ماهواره SMS-2 ..... ۷۸

شکل (۴-۱۷) رفتار پاسخهای وضعیت تک فرمی با وجود خطاهای سیستماتیک مربوط به همان داده‌های واقعی شکل(۴-۱۶) ۷۹

شکل (۴-۱۸) عدم قطعیت طول کمان پاسخهای وضعیت تک فرمی مربوط به داده‌های شکل (۴-۱۶) و (۴-۱۷) ۸۰

شکل (۴-۱۹) روابط بین وضعیت، خورشید، زمین، نول و زوایای همبستگی ۸۱

شکل (۵-۱) پاسخ وضعیت نهایی بدون در نظر گرفتن خطاهای سیستماتیک ۸۸

شکل (۵-۲) عدم قطعیت در پاسخ وضعیت نهایی با فرض نبود عدم قطعیت در سنسورها..... ۸۹

شکل (۵-۳) پاسخ وضعیت نهایی با فرض وجود عدم قطعیت در سنسورها ۸۹

عنوان شکل صفحه

شکل (۵-۴) عدم قطعیت در پاسخ وضعیت شکل (۵-۳) ۹۰
شکل (۵-۵) پاسخ وضعیت نهایی با فرض وجود عدم قطعیت در سنسورها ۹۰
شکل (۵-۶) عدم قطعیت در پاسخ وضعیت شکل (۵-۵) ۹۱
شکل (۵-۷) پاسخ وضعیت نهایی با فرض وجود عدم قطعیت در سنسورها ۹۱
شکل (۵-۸) عدم قطعیت در پاسخ وضعیت شکل (۵-۷) ۹۲

فهرست جداول

عنوان جدول صفحه

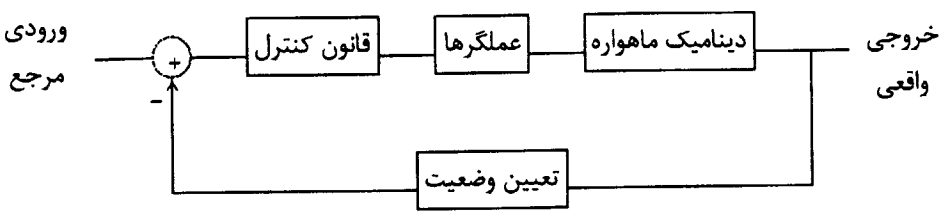
جدول (۲-۱) ثابتهای سنسور دیجیتالی خورشید ساخت ترکیب Adcole ۲۸
جدول (۳-۱) شعاع زاویه‌ای زمین برای مدلهای کروی و بیضوی ۴۴
جدول (۳-۲) خطا در زاویه زمین ($\Delta\eta$)) و پهنای زمین ($\Delta\omega$) ناشی از پهن شدگی
مدل نشده ۴۶
جدول (۴-۱) احتمال مکانهای مختلف وضعیت برای خطاهای سنجش‌گوسی ۶۸
جدول (۴-۲) خلاصه دقت وضعیت تک محوره براساس سنجشهای طول کمان و
زاویه دوران ۷۰
جدول (۴-۳) شرایط بروز تکینگی برای هر یک از روشهای تعیین وضعیت ۸۲

مقدمه

مقدمه

تعیین وضعیت بمفهوم تعیین جهت ماهواره در فضا نسبت به یک مرجع خاص می‌باشد. این عمل توسط تعدادی حسگر که جرم، قیمت، حجم و توان مصرفی آنها از پارامترهای مهم طراحی ماهواره‌ها می‌باشند، انجام می‌پذیرد. نگاهی گذرا به بلوک دیاگرام بسیار ساده شده ماهواره که در شکل (۱) نشان داده شده است، اهمیت این قسمت را بیش از پیش نمایان می‌کند. همانطور که ملاحظه می‌شود، تعیین وضعیت در واقع نقش یک فیدبک را در ماهواره بازی می‌کند. این زیر سیستم وظیفه پردازش داده‌های خام خروجی سنسورها را بر اساس مدل ریاضی سنسور و روابط هندسی و الگوریتمهای تخمین حالت و نهایتاً استخراج پاسخ وضعیت، بر عهده دارد.

بطور کلی بمنظور مشخص نمودن جهت ماهواره در فضا از دو روش تعیین وضعیت هندسی (که به اختصار تعیین وضعیت نامیده می‌شود) و تخمین وضعیت استفاده می‌شود. تعیین وضعیت مستقیماً براساس پردازش داده‌های خروجی سنسورها و با استفاده از روابط ریاضی انجام می‌گیرد. در مقابل تخمین وضعیت با بهره‌گیری از معادلات دینامیکی ماهواره و کاربرد روشهای تخمین مانند فیلتر کالمن، وضعیت ماهواره را مشخص می‌نماید. یکی از مشکلات مشترک تمامی روشهای تخمین احتمال واگرا شدن فیلتر و عدم حصول همیشگی پاسخ می‌باشد، لذا بکارگیری روشهای تعیین وضعیت از استقبال بیشتری برخوردار بوده است. بطور کلی روشهای تعیین وضعیت را می‌توان به دو دسته کلی معین و بهینه تقسیم نمود. روشهای معین از قابلیتهای ماتریسهای دوران و روابط هندسی سود می‌برند که مهمترین مشکل در استفاده از این روشها نیاز به شرایط اولیه بعنوان ورودی الگوریتم می‌باشد. در [۱] روشهایی در خصوص چگونگی تقریب این مقدار اولیه ارائه شده است.



شکل(۱) بلوک‌دیاگرام ساده شده ماهواره

است. البته باید توجه داشت، از آنجا که پایه و اساس ایجاد این مقدار، مجموعه پاسخهای لحظه‌ای خود الگوریتم بوده و در آن پاسخها نیز ابهاماتی وجود دارد(همگی آنها درست نمی‌باشند) و همچنین می‌تواند باعث واگرایی و یا نوسان در پاسخ وضعیت شود، لذا به آن بعنوان یک شرط اولیه صحیح نمی‌توان استناد نمود. در مقابل، در روشهای بهینه از ترکیب سنجشها و وزندهی به آنها و تعریف توابع هزینه مناسب استفاده می‌شود و عمده‌ترین مشکل در بهره‌گیری از این روشها عدم امکان همیشگی ایجاد بردارهای سنجش و وزندهی به آنها بوده و ضمناً پروسه از حجم محاسبات بالاتری برخوردار می‌باشد و لذا از این روش فقط برای تعیین وضعیت ماهواره‌هایی که بطور همزمان تعداد زیادی از سنجشها را فراهم می‌آورند (بعنوان مثال در ماهواره‌هایی که از دنبالگرهای ستاره جهت تعیین وضعیت استفاده می‌کنند) استفاده می‌شود. به جهت نقشی که تعیین وضعیت در کنترل ماهواره‌ها و در نتیجه انجام دقیق ماموریت‌های محوله ایفا می‌کند، تاکنون تلاشهای بسیاری بمنظور ارائه الگوریتمهای مناسب انجام گرفته است و همواره دستیابی به روشهای ساده‌تر با تعداد کمتری از سنسورها و روشهای محاسباتی که از حجم کمتری برخوردار باشند، مورد نظر متخصصین فضا بوده است. در همین راستا در [۱] و [۲] و[۳]چندین روش حل معین و بهینه با استفاده از ماتریسهای کوسینوس جهت و پارامتریزه کردن آنها براساس دورانهای اولر و یا چهارتایهای مرتب ارائه شده‌اند که مهمترین مشکل آنها نیاز به شرایط اولیه بمنظور حصول پاسخ صحیح می‌باشد. در [۴] نیز دو روش ارائه شده است. در روش اول یعنی TRIAD با صرفنظر کردن از خطای سنسور و اثرات نویز، یکسری معادلات معین براساس ماتریس متعامد[۱] وضعیت حل می‌شود. روش دوم که الگوریتم QUEST نام دارد، یک چهارتایی وضعیت بهینه را محاسبه می‌نماید. همانطور که پیشتر نیز ذکر شد، اینگونه از روشها تنها بمنظور تعیین وضعیت با تعداد زیادی از داده‌ها مناسب می‌باشند. در [۵] هم دو روش بهینه دیگر ارائه شده است، که با استفاده از ضرایب لاگرانژ به حل یک مساله بهینه حداقل مربعات نرم محدود شده[۲] می‌پردازد. حجم محاسبات زیاد از مهمترین مشکلات این روش می‌باشد. در [۶] با کاربرد فیلتر کالمن تعمیم یافته به حل مساله تعیین چهارتایی وضعیت[۳] پرداخته شده است. در این روش نرمالیزه کردن چهارتایهای وضعیت، مشکلاتی را در جهت حل مساله ایجاد می‌کند. در [۷] نیز از فیلتر کالمن تعمیم یافته در جهت تعیین زوایای اولر معرف وضعیت، استفاده شده است. در این روش به دلیل وارد شدن توابع مثلثاتی، معادلات دینامیکی فضاپیما شدیداً غیر خطی شده و لذا زمان محاسباتی زیادی را صرف می‌نماید. در [۸] مساله تعیین وضعیت بر اساس ماتریس کوسینوس جهت[۴] شکل گرفته است که المانهای آن با استفاده از فیلتر کالمن تعمیم یافته تخمین زده می‌شوند. وجود یک الگوریتم تست متعامد بودن ماتریس پس از هر بروز در آوردن

۱- Orthogonal

۲- Norm constrained least squares minimaization problem

۳- Attitude quaternion determination problem

۴- Direction cosine matrix

ماتریس کوسینوس جهت توسط فیلتر، سبب صرف زمان زیاد در تعیین پاسخ وضعیت شده است. آنچه در این پایان‌نامه ارائه می‌گردد روشی است که اولاً بنوعی از جمله روشهای معین محسوب شده و برخلاف روشهای جاری، اولاً نیاز به مقدار اولیه را بعنوان ورودی الگوریتم با فراهم نمودن امکان انجام محاسبات در سیستم مختصات بدنه و در نتیجه انتخاب محور دوران ماهواره (که بنوبه خود دقیقترین شرط اولیه می‌باشد) بعنوان مقدار اولیه در جهت حذف پاسخهای مبهم بر طرف نموده و ثانیاً از حجم محاسبات کمتری نیز نسبت به روشهای بهینه و تخمین برخوردار است. یکی از ملزومات این روش مدلسازی سنسورها می‌باشد که در [۱] و [۹] به چگونگی مدلسازی تعدادی از سنسورهای وضعیت پرداخته شده است. در این پایان‌نامه، ابتداً در فصل اول چند تعریف بنیادی از تعیین وضعیت و مفاهیم اولیه آن ارائه شده و سپس در فصل دوم به مدلسازی سخت‌افزارهای وضعیت، شامل سنسورهای خورشید و افق زمین پرداخته شده‌است. در ادامه در فصل سوم، بترتیب موقعیت ماهواره نسبت به سیستم مختصات اینرسی، جهت بردار خورشید نسبت به ماهواره و شکل زمین رویت شده توسط ماهواره مدلسازی شده و پس از آن در فصل چهارم روشهای معمول تعیین وضعیت ارئه شده‌اند. در فصل پنجم بر اساس مدلهای بدست آمده در فصول دوم و سوم، الگوریتم تعیین وضعیت جدیدی طراحی گردیده و چگونگی حذف پاسخهای نادرست و وزن‌دهی به پاسخهای درست و حصول پاسخ وضعیت نهایی و عدم قطعیت آن ارائه شده‌اند. جهت بررسی چگونگی عملکرد الگوریتم طراحی شده، شبیه‌سازی‌های مورد نیاز نیز در همین فصل صورت گرفته که ضمن بیان نتایج حاصله در قالب فصل ششم، راهکارهایی در جهت بهبود الگوریتم نیز ارائه شده‌اند.