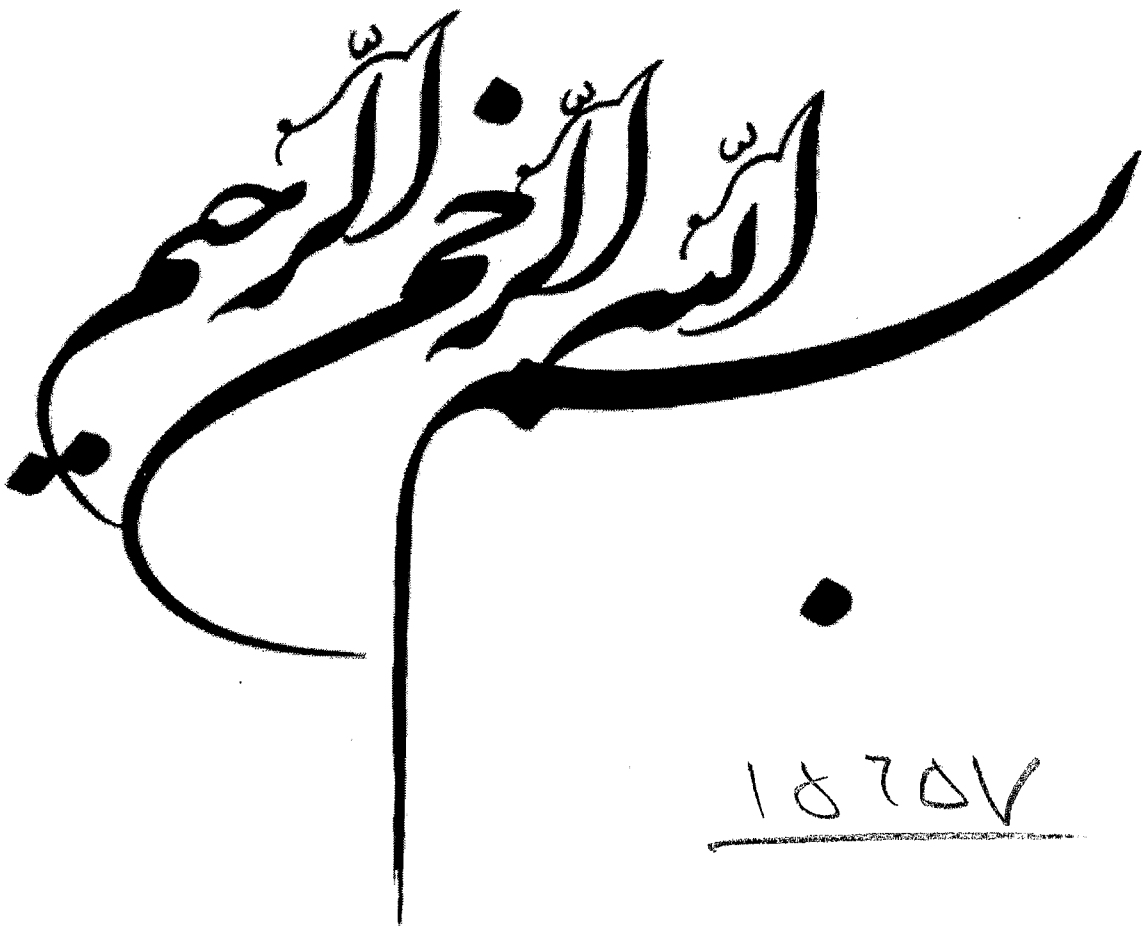


١٨٦٥٧

٩٩٠٢١

دانشگاه تربیت مدرس
دانشکده فنی و مهندسی

پایان نامه دوره کارشناسی ارشد مهندسی برق- گرایش کنترل

تعیین زوایای خورشید در زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره با استفاده از ترکیب اطلاعات سنسوری

دانشجو : زینب طالبی

استاد راهنما : جناب آقای دکتر حمید رضا مؤمنی

استاد مشاور : جناب آقای پرفسور بهزاد مشیری

۱۳۸۷/۷۷۸۷۷

اسفند ۱۳۸۶

۹۹۰۲۱

بسمه تعالی

تاییدیه اعضای هیات داوران حاضر در جلسه دفاع از پایان

خانم زینب طالبی پایان نامه ۹ واحدی خود را **با عنوان تعیین زوایای خورشید در سیستم تعیین وضعیت ماهواره به روش ترکیب اطلاعات سنسوری** در تاریخ ۱۳۸٦/۱۲/۲۵ ارائه کردند.

اعضای هیات داوران نسخه نهایی این پایان نامه را از نظر فرم و محتوا تایید کرده و پذیرش آنرا برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد مهندسی برق - کنترل پیشنهاد می کنند.

عضو هیات داوران	نام و نام خانوادگی	رتبه علمی	امضا
استاد راهنما	دکتر حمیدرضا مومنی	دانشیار	
استاد مشاور	دکتر بهزاد مشیری	استاد	
استاد ناظر	دکتر محمدتقی حمیدی بهشتی	استادیار	
استاد ناظر	دکتر حسین بلندی	دانشیار	
مدیر گروه (یا نماینده گروه تخصصی)	دکتر محمدتقی حمیدی بهشتی	استادیار	

این نسخه به عنوان نسخه نهایی پایان نامه ارسالی مورد تایید است.
امضای استاد راهنما:

۹۹۰۲۱

آئین نامه پایان نامه (رساله)های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس

نظر به اینکه .چاپ و انتشار پایان نامه (رساله)های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرس، میں بخشی از فعالیتهای علمی- پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می شوند:

ماده ۱: در صورت اقدام به چاپ پایان نامه (رساله)ی خود، مراتب را قبلا به طور کتبی به دفتر "دفتر نشر آثار علمی" دانشگاه اطلاع دهد.

ماده ۲: در صفحه سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه)، عبارت ذیل را چاپ کند:

"کتاب حاضر، حاصل پایان نامه کارشناسی ارشد/ رساله دکتری نگارنده در رشته مهندسی مواد است که در سال ۱۳۸۶ در دانشکده علوم پزشکی دانشگاه تربیت مدرس به راهنمایی دکتر ... و مشاوره آقای دکتر ... از آن دفاع شده است."

ماده ۳: به منظور جبران بخشی از هزینه های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت چاپ) را به "دفتر نشر آثار علمی" دانشگاه اهداء کند. دانشگاه می تواند مازاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر در معرض فروش قرار دهد.

ماده ٤: در صورت عدم رعایت ماده ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ شده را به عنوان خسارت به دانشگاه تربیت مدرس، تادیه کند.

ماده ۵: دانشجو تعهد و قبول می کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگاه می تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالبه و وصول کند، به علاوه به دانشگاه حق می دهد به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه ، معادل وجه مذکور در ماده ٤ را از محل توقیف کتابهای عرضه شده نگارنده برای فروش، تامین نماید.

ماده ٦ : اینجانب زینب طاهری دانشجوی رشته مهندسی مواد مقطع کارشناسی ارشد تعهدات فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می شوم.

نام ونام خانوادگی زینب طاهری

تاریخ وامضا ۸۶/۳/۱۲

دستورالعمل حق مالکیت مادی و معنوی در مورد نتایج پژوهشهای علمی دانشگاه تربیت مدرس

مقدمه: با عنایت به سیاست‌های پژوهشی دانشگاه در راستای تحقق عدالت و کرامت انسانها که لازمه شکوفایی علمی و فنی است و رعایت حقوق مادی و معنوی دانشگاه و پژوهشگران، لازم است اعضای هیات علمی، دانشجویان، دانش آموختگان و دیگر همکاران طرح، در مورد نتایج پژوهشهای علمی که تحت عناوین پایان‌نامه، رساله و طرحهای تحقیقاتی که با هماهنگی دانشگاه انجام شده است، موارد ذیل را رعایت نمایند:

ماده ۱- حقوق مادی و معنوی پایان نامه‌ها / رساله‌های مصوب دانشگاه متعلق به دانشگاه است و هرگونه بهره‌برداری از آن باید با ذکر نام دانشگاه و رعایت آیین‌نامه‌ها و دستورالعمل‌های مصوب دانشگاه باشد.

ماده ۲- انتشار مقاله یا مقالات مستخرج از پایان نامه/ رساله به صورت چاپ در نشریات علمی و یا ارائه در مجامع علمی باید به نام دانشگاه بوده و استاد راهنما مسئول مکاتبات مقاله باشد.

تبصره: در مقالاتی که پس از دانش آموختگی بصورت ترکیبی از اطلاعات جدید و نتایج حاصل از پایان‌نامه/ رساله نیز منتشر می‌شود نیز باید نام دانشگاه درج شود.

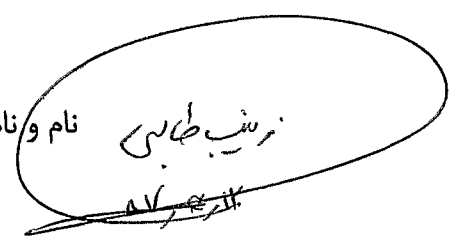
ماده ۳- انتشار کتاب حاصل از نتایج پایان نامه / رساله و تمامی طرحهای تحقیقاتی دانشگاه باید با مجوز کتبی صادره از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه و بر اساس آئین نامه های مصوب انجام می‌شود.

ماده ۴- ثبت اختراع و تدوین دانش فنی و یا ارائه در جشنواره‌های ملی، منطقه‌ای و بین‌المللی که حاصل نتایج مستخرج از پایان نامه/ رساله و تمامی طرح‌های تحقیقاتی دانشگاه باید با هماهنگی استاد راهنما یا مجری طرح از طریق حوزه پژوهشی دانشگاه انجام گیرد.

ماده ۵- این دستورالعمل در ۵ ماده و یک تبصره در تاریخ ۱۳۸۴/۴/۲۵ در شورای پژوهشی دانشگاه به تصویب رسیده و از تاریخ تصویب لازم الاجرا است و هرگونه تخلف از مفاد این دستورالعمل، از طریق مراجع قانونی قابل پیگیری می شود.

نام و نام خانوادگی

امضاء



تقدیم به مادر عزیز و مهربانم که با صبر و
شکیبایی و محبت بیشائبه خود نهال رشد
و تعالی را در من پرورش داد.

تقدیم به روح پدر بزرگوارم که مطمئنا
دعای خیرش همواره بدرقه راهم بوده
و خواهد بود.

و تقدیم به خواهر و برادر عزیزم.

تقدیر و تشکر

ضمن سپاس از خدای خوب و مهربان، بر خود لازم میدانم که از زحمات و راهنمایی های استاد ارجمندم جناب آقای دکتر حمیدرضا مومنی که سرپرستی این پروژه را بر عهده داشتند صمیمانه تشکر و قدردانی نمایم. از استاد مشاور جناب آقای پرفسور مشیری نیز متشکرم که جزیی از تجارب ارزنده خود را در اختیارم نهادند. از اعضای هیئت داوران آقای دکتر بهشتی و آقای دکتر بلندی نیز کمال تشکر و امتنان رادارم.

از همکار محترمم جناب آقای دکتر قربانی نیز ممنون و متشکرم که در شرایط سخت پروژه بنده را از راهنماییها و دانش بالای خود در زمینه ماهواره مستفیض نمودند. از سایر همکارانم در گروه تعیین و کنترل وضعیت صنعت سامانه های فضایی وابسته به گروه صنایع فضایی صا ایران، جناب آقای مهندس بادپا، جناب آقای مهندس نصیری و جناب آقای مهندس بوستان نیز ممنون و سپاسگزارم.

همچنین از زحمات مادرمهربانم که همواره دلگرمی و پشتیبانی عاطفی ایشان یکی از مهمترین عوامل پیشرفتم بوده، تشکر می نماییم.

چکیده

عنوان این پایان نامه تعیین زوایای خورشید در زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره می باشد که البته کار انجام شده در این پروژه کمی مبسوط تر شده و نهایتا به تعیین وضعیت ماهواره می انجامد.

در این راستا بمنظور استخراج معادلات سیستم از سینماتیک زوایای اویلر و دینامیک ماهواره استفاده می شود که نهایتا به یک سیستم غیرخطی منجر خواهد شد. بمنظور تعیین وضعیت، یک سنسور میدان مغناطیسی زمین با دقت نسبی 0.001 T و دو سنسور خورشید IUST_CSS با دقت ۱ درجه بکار می رود و مدل ریاضی آنها بعنوان مدل مشاهده استخراج می شود. برای مدلسازی محیط ماهواره نیز بردار موقعیت زمین- ماهواره، زمین خورشید و ماهواره- خورشید در سیستم مختصات اینرسی استخراج شده و با انتقال توسط ماتریسهای تبدیل مختصات اینرسی به مداری و مداری به بدنه نهایتا مدل بردار پرتوهای خورشید در سیستم مختصات بدنه بعنوان ورودی سنسورهای خورشید بدست می آید. سپس مدل میدان مغناطیسی زمین با استفاده از مدل IGRF تحلیل شده و با تبدیل توسط ماتریسهای مختلف نهایتا در سیستم مختصات بدنه بعنوان ورودی سنسور مغناطیسی استخراج می شود. در ادامه کار جهت داشتن معیارهای دقیق برای مقایسه نتایج بدست آمده، تعیین وضعیت ماهواره طراحی و شبیه سازی می شود. ترکیب اطلاعات سنسوری بعنوان روشی نوین مطرح شده و دارای الگوریتمهای متعدد می باشد که در این پایان نامه برای ترکیب اطلاعات سنسورهای تعیین وضعیت بکار رفته در ماهواره طراحی و شبیه سازی می شود. جهت تخمین وضعیت و استفاده از این روش برای ترکیب اطلاعات دو سنسور خورشید و سنسور مغناطیسی، از فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده می شود. سپس تعیین وضعیت سه محوره با استفاده از الگوریتم جبری نیز طراحی و شبیه سازی می شود. نهایتا نتایج شبیه سازی حاصل از این دو روش با هم مقایسه شده و مزایا و معایب هر یک بیان خواهد شد.

کلمات کلیدی: تعیین وضعیت، سنسور مغناطیسی، سنسور خورشید، ترکیب اطلاعات سنسوری، فیلتر کالمن توسعه یافته، الگوریتم جبری.

فهرست مطالب

فصل اول : مقدمه ۱
۱-۱-مقدمه ۲
۱-۲- کارهای انجام شده در این زمینه ۷
فصل ۲: بررسی اجزای زیرسیستم تعیین وضعیت ۹
۲-۱- مقدمه ۱۰
۲-۲- زیرسیستم تعیین وضعیت ۱۰
۲-۳- سینماتیک وضعیت ماهواره ۱۲
۲-۳-۱- زوایای اویلر ۱۳
۲-۳-۲- کواترنیون‌های وضعیت ۱۵
۲-۴- دینامیک وضعیت ماهواره ۱۶
۲-۵-مدلسازی محیط ماهواره ۱۸
۲-۵-۱- استخراج معادلات موقعیت ماهواره-زمین-خورشید ۱۸
۲-۵-۲- مدلسازی میدان مغناطیسی زمین ۲۰
۲-۶- مدلسازی سنسورهای ماهواره ۲۵
۲-۶-۱- سنسور میدان مغناطیسی زمین ۲۷
۲-۶-۲- سنسور خورشید ۲۹
۲-۷- جمع بندی ۳۳
فصل ۳: بررسی تئوری و روشهای ترکیب اطلاعات سنسوری ۳۴
۳-۱- مقدمه ۳۵
۳-۲- عدم قطعیت در اطلاعات سنسوری ۳۷
۳-۳- محدودیت‌ها و مزایای کلی نظریه ترکیب اطلاعات ۳۸
۳-۴- ساختار کلی سیستم مبتنی بر نظریه ترکیب اطلاعات سنسوری ۳۹
۳-۵- پیکره بندی سنسورها ۴۲
۳-۶- سطوح مختلف ترکیب اطلاعات سنسوری ۴۳
۳-۷- توصیف بر مبنای ورودی-خروجی ۴۶
۳-۸- کاربردهایی از نظریه ترکیب اطلاعات سنسوری ۴۸
۳-۹- روش‌های ریاضی ترکیب اطلاعات سنسوری ۵۰
۳-۹-۱- روش بیزین ۵۱
۳-۹-۲- ترکیب در بستر نظریه دمپستر- شفر ۵۲
۳-۹-۳- فیلتر کالمن ۵۴
۳-۹-۴- شبکه‌های عصبی ۵۷
۳-۹-۵- منطق فازی ۶۰
۳-۹-۶- عملگر میانگین‌گیری مرتب وزن‌دار ۶۲
۳-۱۰- جمع بندی ۶۶

فصل۴ : طراحی و شبیه سازی زیرسیستم تعیین وضعیت با بکارگیری الگوریتم جبری ۶۷
۴-۱- مقدمه ۶۸
۴-۲-تعیین وضعیت سه‌محوره به روش جبری ۶۸
۴-۳ – پیاده سازی الگوریتم جبری ۷۰
۴-۴- شبیه سازی زیرسیستم تعیین وضعیت با استفاده از الگوریتم جبری ۷۲
۴-۵- جمع بندی ۷۵
فصل۵: طراحی و شبیه سازی زیرسیستم تعیین وضعیت با بکارگیری ترکیب اطلاعات سنسوری ۷۶
۵-۱- مقدمه ۷۷
۵-۲- طراحی و شبیه سازی زیرسیستم تعیین وضعیت ۷۸
۵-۳- روشهای پیاده سازی ترکیب سیگنال با استفاده از EKF ۸۶
۵-۴- پیاده سازی فیلتر کالمن توسعه یافته ۸۸
۵-۵- جمع بندی ۹۷
فصل۶ : نتیجه گیری و پیشنهادات ۹۸
۶-۱- نتیجه گیری ۹۹
۶-۲- پیشنهادات ۱۰۱
مراجع ۱۰۲

فهرست شکلها

شکل ۱-۱ : بلوک دیاگرام کلی سیستم ADCS[۱] ۳
شکل۲-۱: بلوک دیاگرام زیرسیستم ADCS ۱۱
شکل ۲-۲: نمایش وضعیت سیستمهای مختصات ماهواره نسبت به یکدیگر[۷] ۱۲
شکل۲-۳: بلوک دیاگرام عمومی اندازه‌گیر مغناطیس[۱۰] ۲۷
شکل ۲-۴: اندازه‌گیر مغناطیس Fluxgate با دو هسته و دو سیم پیچ [۳۴] ۲۸
شکل ۲-۵: فریم بدنه سنسور و بردارهای عمود بر سطح، نحوه تعریف زوایای خورشید نیز مطابق شکل می باشد.[۱۸] ۳۰
شکل ۳-۱: FLIR و وابستگی دیتا سنسور رادار[۲۳] ۳۶
شکل ۳-۲ : افزونگی و تکمیل در ترکیب اطلاعات سنسوری[۲۳] ۳۸
شکل ۳-۳ : نمایش یک سیستم ترکیب داده حسگرهای مختلف[۲۳] ۴۰
شکل ۳-۴ : مراحل کلی فرآیند ترکیب داده[۵] ۴۰
شکل ۳-۵ : انواع روش‌های ترکیب در ترکیب داده حسگرهای مختلف [۲۳] ۴۲
شکل ۳-۶: شمای کلی پیکره‌بندی سنسورها [۵] ۴۲
شکل ۳-۷ : ترکیب داده در سطح پائین [۵] ۴۳
شکل ۳-۸: ترکیب داده در سطح میانی[۵] ۴۵
شکل ۳-۹ : ترکیب داده در سطح بالا[۵] ۴۵
شکل ۳-۱۰ : ترکیب داده در سطوح مختلف[۵] ۴۶
شکل ۳-۱۱: سطوح ترکیب اطلاعات سنسوری. سطوح اصلی دیتا-ویژگی-تصمیم گیری به تقسیم بندی بر مبنای روابط ورودی و خروجی تبدیل می شود. [۲۵] ۴۷
شکل ۳-۱۲ : شمای گرافیکی تئوری استدلال شهودی [۵] ۵۳
شکل۳-۱۳: شماتیکی از مدل ریاضی نرون در یک شبکه عصبی [۵] ۵۸
شکل ۳-۱۴ : ساختار کلی شبکه پرسپترون چندلایه [۵] ۵۹
شکل ۳-۱۵ : ساختار کلی سیستم فازی با فازی‌ساز و غیرفازی‌ساز [۵] ۶۱
شکل ۳-۱۶ : ارتباط بین *orness* و پارامتر در عملگر نمایی خوشبینانه *OWA* ۶۵
شکل ۳-۱۷ : ارتباط بین *orness* و پارامتر در عملگر نمایی بدبینانه OWA ۶۵
شکل ۴-۱: الگوریتم تعیین وضعیت جزیی بروش الگوریتم جبری ۷۲
شکل ۴-۲: تعیین وضعیت با استفاده از الگوریتم جبری در محدوده قابل رویت سنسور توسط سنسور خورشید و سنسور مغناطیسی ۷۲
شکل ۴-۳: خطای تعیین وضعیت با استفاده از الگوریتم جبری در محدوده قابل رویت سنسور توسط سنسور خورشید و سنسور مغناطیسی ۷۳
شکل ۴-۴: تعیین وضعیت با استفاده از الگوریتم جبری توسط دو سنسور خورشید و سنسور مغناطیسی ۷۴
شکل ۴-۵: خطای تعیین وضعیت با استفاده از الگوریتم جبری توسط دو سنسور خورشید و سنسور مغناطیسی ۷۴
شکل ۴-۶: خطای تعیین وضعیت با استفاده از الگوریتم جبری توسط دو سنسور خورشید و سنسور مغناطیسی در محدوده مشخص ۷۵

شکل ۵-۱- بلوک دیاگرام تعیین وضعیت با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته ۷۷
شکل ۵-۲: زوایای اویلر مرجع بدست آمده از معادلات ریاضی سیستم ماهواره (دینامیک و سینماتیک) ۷۹
شکل۵-۳: مولفه های بردار ماهواره- زمین در سیستم مختصات اینرسی..... ۸۰
شکل ۵-۴: مولفه های بردار خورشید- زمین در سیستم مختصات اینرسی ۸۰
شکل ۵-۵: مولفه های بردار مکان ماهواره- خورشید در سیستم مختصات بدنه..... ۸۱
شکل ۵-۶: زاویه α و β در سیستم مختصات بدنه ماهواره طبق تعریف.زاویه α زاویه بین پرتو خورشید و محور z
سیستم مختصات بدنه و زاویه β ، زاویه بین تصویر پرتو خورشید در صفحه xy و محور x می باشد. ۸۱
شکل۵-۷: مولفه های میدان مغناطیسی زمین در سیستم مختصات مداری ۸۲
شکل۵-۸: مولفه های میدان مغناطیسی زمین در سیستم مختصات بدنه..... ۸۲
شکل ۵-۹: نحوه جانمایی سنسورهای خورشید در پایدار سازی سه محوره ۸۳
شکل ۵-۱۰- دیاگرام روش مستقیم قبل از فیلترینگ [۳۵] ۸۶
شکل ۵-۱۱- دیاگرام روش مستقیم EKF [۳۵]..... ۸۷
شکل ۵-۱۲ - دیاگرام روش غیرمستقیم**feed forward** [۳۵]..... ۸۷
شکل ۵-۱۳- دیاگرام روش غیرمستقیم فیدبک [۳۵]..... ۸۷
شکل ۵-۱۴- روال کلی الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته [۲۹] ۸۹
شکل ۵-۱۵-الف : متغیرهای حالت بدست آمده از مرجع ۹۰
شکل ۵-۱۵-ب : متغیرهای حالت بدست آمده از تخمین حاصل از EKF با دیتای سنسور مغناطیسی..... ۹۱
شکل ۵-۱۶: خطای حاصل از مقایسه متغیرهای حالت مرجع و تخمین حاصل از EKF با دیتای سنسور مغناطیسی
..... ۹۱
شکل ۵-۱۷: خطای حاصل از مقایسه متغیرهای حالت مرجع و تخمین حاصل از EKF با استفاده از داده های سنسور مغناطیسی و یک سنسور خورشید ۹۲
شکل ۵-۱۸: خطای حاصل از مقایسه متغیرهای حالت مرجع و تخمین حاصل از EKF با داده های سنسور مغناطیسی و دو سنسور خورشید طبق جانمایی در شکل ۵-۹ ..... ۹۳
شکل ۵-۱۹: خطای حاصل از مقایسه متغیرهای حالت مرجع و تخمین حاصل از EKF با استفاده از داده های سنسور مغناطیسی و دو سنسور خورشید طبق جانمایی در شکل ۵-۹ در محدوده مشخص ۹۴
شکل ۵-۲۰: جانمایی دو سنسور خورشید در ماهواره چرخان ۹۵
شکل ۵-۲۱: خطای حاصل از مقایسه متغیرهای حالت مرجع و تخمین حاصل از EKF باداده های سنسور مغناطیسی و دو سنسور خورشید طبق جانمایی در شکل ۵-۲۰ در محدوده مشخص ۹۶

فهرست جداول

جدول ۲-۱ : ضرایب مدل IGRF ۲۱
جدول ۲-۲: مقایسه معیارهای مهم سنسورهای موجود در تعیین وضعیت[۲] ۲۵
جدول۲-۳: تبادل اطلاعات بین سنسورهای مختلف تعیین وضعیت با توجه به وزن مربوطه.[۳] ۲۶
جدول ۲-۴: بدست آوردن زوایای خورشید [۱۸]..... ۳۲
جدول ۵-۱- نحوه خاموش و روشن شدن سلولها در میدان دید..... ۸۳
جدول ۵-۲- یک نمونه آرایش سنسورها و نحوه خاموش و روشن شدن سلولها در میدان دید..... ۹۵
جدول ۵-۳: مقایسه خطای تعیین زوایای وضعیت برای مدلهای مشاهده مختلف..... ۹۶

فصل ۱ : مقدمه

۱-۱-مقدمه

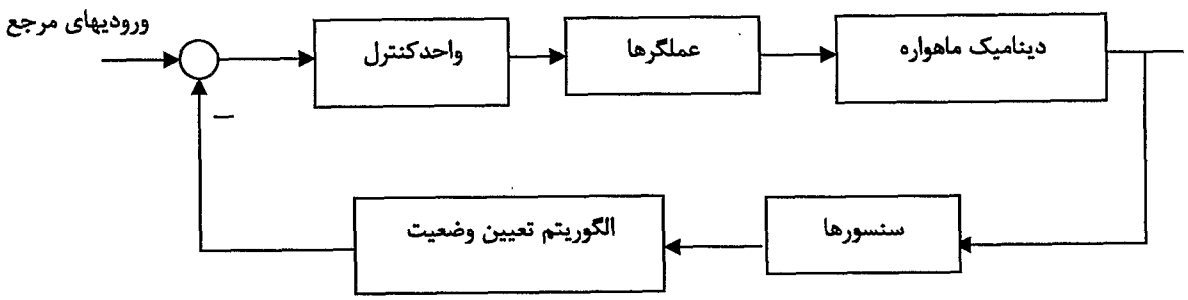
فضا عرصه ای است که انسان امروز نمی تواند از آن چشم ببندد. زمانی نه چندان دور، کنستانتین کسیلوفسکی، پژوهشگر و معلم مهجور روسی که از او بعنوان پدر عصر فضا نام برده می شود، خط سیر آینده را در جمله ای ساده توصیف کرد. او نوشت: زمین گاهواره تمدن است اما هیچ انسانی را نمی توان تا همیشه در گاهواره نگه داشت. سال ۱۹۵۷ آغاز حضور در فضا بود و رویایی چند هزار ساله به واقعیت پیوست.

آرزوی انسان برای سفر به آسمانها به تحقق پیوست و امروز عملاً به تهیه مقدمات تسخیر منظومه شمسی انجامیده است. مسلماً پیشرفت تکنولوژی در بهبود سطح کیفی زندگی بشر تأثیر بسزایی داشته است. در این میان تکنولوژی فضایی با توجه به گرایشهای متفاوت علمی که در آن درگیر می‌باشد یک تکنولوژی پیشرو بوده و پیشرفت آن سایر صنایع کشور را نیز متحول می‌نماید. از مطالعه، طراحی، ساخت و پرتاب ماهواره‌ها که برای انجام مأموریتهای متفاوت توسط کشورهای گوناگون صورت می‌گیرد، امروزه به عنوان ابزاری مهم و وسیله‌ای کارا برای پیشبرد دانش بشری در کلیه سطوح استفاده می‌شود.

اختراع و ساخت هواپیما توسط برادران رایت و سپس ساخت موشکهای متفاوت و پس از آن بکارگیری انواع هواپیماها و موشکها در جنگ جهانی دوم، پرواز و سفرهای فضایی را از یک خیال به واقعیت تبدیل نموده است. اتحاد جماهیر شوروی سابق در سال ۱۹۵۷ اولین سفینه خود را با نام اسپوتنیک ۱ در مدار قرار داد و عصر سفرهای فضایی را عملاً آغاز نمود. در بیستم جولای ۱۹۶۹ با فرود آپولوی ۱۱ در ماه اولین انسان در ماه پیاده شد و بالاخره امروزه رفت و آمد به فضا توسط شاتلها به امری روزمره تبدیل شده است و ایستگاههای فضایی پذیرای فضانوردان برای مدتهای طولانی می‌باشند. در طول ۴۰ سال گذشته تلاش بشریت در فضا پیشرفت چشمگیری داشته است، بطوریکه امروزه قرارگیری محموله‌های علمی و کاربردی گوناگون در مدارهای متفاوت ماهواره‌ها (مدارهایی با شیبها و ارتفاعهای مختلف)، خدمات بسیاری از قبیل پخش صدا و سیما، مخابرات، نظارت بر سلامت محصولات کشاورزی، جنگلها و ... را به انسانها ارائه می‌نماید.

در طول این سالها ماهواره‌ها از نظر تکنولوژی و استفاده از سیستم‌های بسیار پیچیده، پیشرفت زیادی داشته‌اند. با این وجود هنوز هم این ماهواره‌ها دارای بخش‌های اصلی یکسانی هستند. این بخش‌ها عبارتند از : محموله و باس. محموله شامل اجزائی نظیر آنتن، دوربین و غیره است که ماموریت محوله به ماهواره را انجام می‌دهد. باس به سایر تجهیزات ماهواره اتلاق می‌شود که برای حصول عملکرد صحیح محموله مورد نیاز است. باس ماهواره نیز شامل زیرسیستم‌های مختلفی مانند زیرسیستم‌های سازه، توان، تعیین و کنترل وضعیت و مدار، کنترل حرارت، مخابرات، فرمان و تله‌متری هستند که بسته به کلاس و مأموریت ماهواره، متفاوت می‌باشند.

یکی از زیرسیستم‌های مهم ماهواره، سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره است که وظیفه آن جهت‌دهی و هدایت ماهواره در وضعیت و موقعیت مطلوب می باشد. کنترل وضعیت به مفهوم جهت‌دهی ماهواره به یک جهت مشخص و از پیش تعیین شده، شامل دو موضوع پایدارسازی وضعیت (فرآیند نگهداری وضعیت موجود) و کنترل مانور وضعیت (کنترل تغییر جهت ماهواره از یک وضعیت به وضعیت دیگر) است. وضعیت یک ماهواره نیز به معنای جهت‌گیری فضایی آن است. تعیین وضعیت عبارت است از تعیین جهت ماهواره نسبت به یک مرجع خاص مانند خورشید و یا ستاره ای در آسمان، بدون توجه به بعد مسافت، که در این روند بکارگیری چند نوع سنسور نصب شده بر روی ماهواره و استفاده از روش‌های مختلف پردازش و ترکیب داده‌های سنسوری امری اجتناب ناپذیر است. شکل زیر سیکل ADCS [1] کلی برای ماهواره روی برد را نشان می دهد.[۱] سیستم سنسور، وضعیت کنونی ماهواره را اندازه گیری می کند. این سیگنال با مقدار مطلوب آمده از ایستگاه زمینی مقایسه می شود. اختلاف بین شرط هدف و شرط واقعی به کنترلر وارد شده و به فرمان مناسب برای عملگرها تبدیل می شود. این عمل ماهواره را بسمت موقعیت مطلوب سوق می دهد.



شکل ۱-۱ : بلوک دیاگرام کلی سیستم ADCS[۱]

در راستای مدلسازی محیط ماهواره لازم است که بردار زمین- ماهواره، زمین- خورشید و نهایتا بردار خورشید- ماهواره را ابتدا در سیستم مختصات اینرسی، سپس در سیستم مختصات مداری و نهایتا در سیستم مختصات بدنه محاسبه کرده و بدین ترتیب مدل پرتوهای خورشید در سیستم مختصات بدنه سنسور خورشید را بدست آوریم. مدل میدان مغناطیسی زمین نیز با استفاده از مدل IGRF[2] استخراج شده و با محاسبه این ماتریس در سیستم مختصات بدنه نهایتا مدل میدان مغناطیسی عمل کننده روی سنسور مغناطیسی در دستگاه مختصات بدنه را بدست می آوریم.

از آنجا که برای تعیین وضعیت نامبهم یک سنسور تنها قابل استفاده نیست، در این پایان نامه، دو سنسور خورشید و یک سنسور مغناطیسی سه محوره برای تعیین وضعیت بکار می رود که جزئیات بیشتر مربوط به این سنسورها در فصلهای بعدی بیان خواهد شد.

[1] Attitude Determination and control system
[2] international geometric reference field

بطور کلی زیر سیستم تعیین وضعیت را می‌توان به دو بخش کلی تعیین و تخمین وضعیت تقسیم نمود. بخش تعیین وضعیت تنها بر اساس استفاده مستقیم از داده‌های خروجی حسگرها، وضعیت فعلی ماهواره را استخراج می‌نماید. تعیین وضعیت عموما یا توسط روشهای تک محوره یا روشهای سه محوره صورت می گیرد.[۴] در تعیین وضعیت بروش تک محوره ، تعیین جهت یک محور خاص از ماهواره در فضای اینرسی صورت می گیرد که در این حالت حداقل به دو سنجش مستقل مانند انحراف به راست و ارتفاع نیازمندیم. در تعیین وضعیت بروش سه محوره تعیین جهت پیکره فضاپیما در فضای اینرسی با استفاده از ماتریسهای دوران صورت می گیرد . در تعیین وضعیت سه محوره که معادل با تعریف کامل ماتریس کسینوس جهتها می باشد می توان یا توسط تعمیم روشهای هندسی تعیین وضعیت تک محوره و یا بوسیله کاربرد مستقیم مفهوم وضعیت بصورت ماتریس دوران به انجام رساند. اگر فضاپیما یک محور مرجع داشته باشد (مانند بردار گشتاور زاویه ای ماهواره چرخان)، معمولا تعیین وضعیت سه محوره براساس وضعیت محور مرجع بعلاوه یک زاویه فاز حول آن محور آسان می باشد. که به این روش تعیین وضعیت هندسی می گویند زیرا زاویه فاز به آسانی با استفاده از مثلثات کروی محاسبه می شود. در روش جبری ماتریس تعیین وضعیت مستقیما از دو بردار مشاهده بدون مراجعه به هیچ نمایش زاویه ای مشخص می شود. نهایتا روش q یک پاسخ وضعیت بهینه را از روی تعدادی از مشاهدات برداری ارائه می دهد. روش هندسی در ماموریتهای ساده بسیار مناسب است اما در ماموریتهای پیچیده به جهت دشواری استخراج فرمولها مناسب نخواهد بود. در روش q نیز ایجاد بردارهای سنجش و وزن دادن به آنها همیشه ممکن نیست. روش جبری را می توان به نوعی حد واسط دو روش فوق نام برد و از آنجا که نسبت به دو روش قبل دارای پیچیدگی محاسباتی کمتری است، از الگوریتم جبری بعنوان یکی از روشهای تعیین وضعیت در این پایان نامه استفاده می شود.

تمامی این روشها حلهای نقطه‌ای ارائه می‌دهند یعنی اینکه تعیین وضعیت ماهواره در یک نقطه را با استفاده از اندازه‌گیری برداری در همان نقطه انجام می‌دهند و مشخصه عمومی دیگر روشهای تعیین وضعیت فوق، نیاز آنها به حداقل دو بردار اساسی جهت استخراج وضعیت می‌باشد این جمله بدان معنی است که برای استفاده از الگوریتمهای معین، حداقل وجود دو حسگر متفاوت الزامی است [۴] .

از طرف دیگر با استفاده از یک الگوریتم مناسب جهت محاسبه تعیین وضعیت می‌توان دقت را بالا برده و جوابهای یکتا بدست آورد، همچنین ممکن است شرایطی پیش بیاید که بعضی از حسگرها دچار مشکل شده و تنها یک حسگر باقی بماند و مجبور شویم با استفاده از این یک حسگر وضعیت ماهواره را بدست آوریم، لذا بایستی به طرف روشهایی با قابلیت بالاتر پیش برویم. در سالهای اخیر ، ترکیب اطلاعات چندین سنسور توجه عمده ای را هم در زمینه نظامی و هم در زمینه غیرنظامی به خود جلب کرده است. ترکیب اطلاعات سنسوری عبارت است از ترکیب توامان اطلاعات اخذ شده از منابع (سنسورهای) مختلف به نحوی که نتیجه جامع و مانع بوده ، قابل استفاده برای انجام وظیفه ای از پیش تعیین شده باشد. تکنیک های ترکیب دیتا ، دیتاها از چندین سنسور را ترکیب کرده همراه با

اطلاعات وابسته از پایگاه های داده مربوطه باعث بهبود دقت و استدلالات نسبت به حالت تک سنسوری می شود.

اصولاً تمامی اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط سنسورها دارای نامعینی و عدم قطعیت است، فرآیند ترکیب اطلاعات منجر به ایجاد پایگاه داده‌ای وسیع‌تر، مقاوم‌تر و دقیق‌تر از هر پایگاه داده ناشی از هر سنسور مستقل می‌شود. اهمیت این موضوع در این است که معمولاً پیچیدگی‌های محیطی، نامعینی‌ها، خطاها و محدودیت‌های سنسورها مانع از ایجاد اطلاعات کامل و دقیق از هر سنسور بطور مستقل می‌شود. ترکیب اطلاعات یکی از مناسب‌ترین روش‌ها در جهت دستیابی به اطلاعاتی مفید با حداکثر اطمینان می‌باشد اما نباید فراموش کرد که هیچ حسگر کاملاً دقیقی وجود ندارد و هیچ روشی کاملاً این خلاء را پرنمی‌کند بنابراین نباید انتظار معجزه داشت. بلکه با توجه به کاربرد موردنظر باید به حداقل دقت موردنیاز دست یافت و از آنجا به بعد برای بهبود کارآیی سیستم تلاش کرد.[۵]

توجه شود که به دلیل مسایل سیاسی و تحریم‌های مختلف مربوطه، کشور ما از دست‌یابی به بسیاری از سنسورها با فن‌آوری پیشرفته محروم است. بسیاری از سنسورهای مربوط به تعیین وضعیت ماهواره نیز در این زمره قرار دارند لذا به نحوی باید راه‌حل مناسبی جهت مقابله با این چالش اندیشیده شود. روش پیشنهادی مناسب استفاده از چندین سنسور با صحت و کیفیت متوسط در عین قیمت پایین و ترکیب داده‌های مربوطه توسط الگوریتم‌های مطرح شده در نظریه ترکیب اطلاعات سنسوری می‌باشد. بدین ترتیب ضعف سخت‌افزاری سیستم تا حد معقولی توسط روشی نرم‌افزاری جبران می‌گردد. بدیهی است که به دلیل کاربردی بودن مساله تعیین وضعیت ماهواره و مسایلی چون پردازش همزمان، قابلیت توسعه و گسترش، محدودیت‌های پردازشگر پرواز و ...، تمامی روش‌های مطرح شده در نظریه ترکیب اطلاعات سنسوری، مناسب بنظر نمی‌رسد لذا انتخاب روش مناسب، هنر فرد طراح می‌باشد.

در این پایان نامه بمنظور تعیین زوایای خورشید از دو سنسور خورشیدی آنالوگ IUST_CSS استفاده شده و اطلاعات این دو سنسور بمنظور تعیین وضعیت نهایی همراه با اطلاعات بدست آمده از سنسور مغناطیسی ترکیب شده و منجر به تعیین وضعیت ماهواره می گردد. برای تعیین وضعیت سه محوره لازم است که حداقل یکی از دو سنسور خورشید همواره در معرض دید خورشید قرار داشته باشد. بدین منظور در این پایان نامه از دو سنسور خورشید بصورت پشت به پشت استفاده شده و مدل آن جهت شبیه سازیها استخراج می گردد. از آنجا که هدف نهایی از تعیین وضعیت، تعیین متغییرهای حالت سیستم که در اینجا زوایای اویلر است می باشد، ملاک مقایسه در اینجا زوایای اویلر حاصل از تعیین وضعیت هستند که نسبت به حالت مرجع مقایسه می شوند. در روشهای سنتی زمانیکه چند سنسور از یک نوع در دسترس باشد، برای بدست آوردن خروجی نهایی حاصل از چند سنسور مشابه، اصولا از روشهای وزندهی استفاده می شود. در اینجا نیز اطلاعات دو سنسور خورشیدی مشابه با استفاده از وزندهی به صورت میانگین، به یک خروجی تبدیل شده و همراه با اطلاعات سنسور

مغناطیسی با استفاده از روش الگوریتم جبری منجر به تعیین وضعیت می شود. از آنجا که در روش الگوریتم تعیین وضعیت جبری حداقل به اطلاعات دو سنسور مرجع جهت تعیین وضعیت نیازمندیم، از طرفی روش الگوریتم جبری بیشتر بر مبنای مدل سیستم بوده و شدیدا به عدم دقت مدل مشاهده حساس است و ازطرفی مقاومت آن در برابر نویز و خطا بسیار کم می باشد، بنابراین سعی می کنیم با استفاده از الگوریتمهای ترکیب اطلاعات سنسوری تا حدی این نواقص را بهبود دهیم. بنابراین ترکیب اطلاعات سنسورهای خورشید و سنسور مغناطیسی با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین وضعیت طراحی و شبیه سازی می شود. نهایتا مقایسه ای بین این دو روش صورت گرفته و مزایا و معایب هر روش بیان می شود.

در ادامه مطالب پایان نامه، در فصل ۲ به شرح کامل مفاهیم زیرسیستم تعیین وضعیت ماهواره، مدل دینامیک سیستم ماهواره، مدلسازی محیط ماهواره و مدلسازی سنسورهای ماهواره پرداخته می شود. در فصل۳ به بررسی مفهوم روش ترکیب اطلاعات سنسوری بعنوان روشی نوین در بسیاری از حوزه ها، بیان مزایای آن و توضیح تعدادی از الگوریتمهای موجود در این روش می پردازیم. در فصل ۴ شبیه سازی زیرسیستم تعیین وضعیت با بکارگیری الگوریتم جبری انجام گرفته و نتایج شبیه سازی در حالات مختلف آورده می شود. در فصل ۵ نحوه جانمایی دو سنسور خورشید بکار رفته در این ماهواره تشریح شده و به شبیه سازی زیرسیستم تعیین وضعیت با بکارگیری ترکیب اطلاعات سنسوری با استفاده از الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته پرداخته می شود و در پایان فصل نتایج حاصل از شبیه سازی در حالات مختلف آورده شده و مزایا و معایب دو روش با مقایسه نسبت به هم آورده می شود . در فصل ۶ به نتیجه گیری نتایج و مباحث پرداخته و در پایان پیشنهادات ارائه می گردد.