دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده مهندسی هوافضا

موضوع پایان‌نامه:

طراحی یک سیستم ناوبری تلفیقی بر پایه ناوبری اینرسی برای یک ماهواره‌بر

استاد راهنما: دکتر امیر علی نیک‌خواه

استاد مشاور: دکتر حبیب قنبرپور اصل

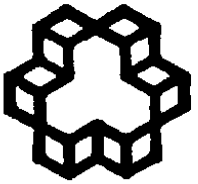
دانشجو: امید نیل‌فروشان

تابستان ۱۳۸۹

بسم الله الرحمن الرحيم

تقدیم به مادر عزیز و پدر بزرگوارم

که همواره مدیون زحمات ایشان هستم.



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکدهٔ مهندسی هوافضا

تائیدیه هیات داوران

هیات داوران پس از مطالعه پایان‌نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان‌نامه تحت عنوان: **طراحی یک سیستم ناوبری تلفیقی بر پایه ناوبری اینرسی برای یک ماهواره‌بر** توسط آقای **امید نیل‌فروشان** صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه **کارشناسی ارشد** در رشته **مهندسی هوافضا** گرایش **دینامیک پرواز و کنترل** با رتبه ..... مورد تائید قرار دادند.

استاد راهنما: جناب آقای دکتر امیر علی نیکخواه امضاء

استاد ممتحن خارجی: جناب آقای دکتر جعفر حیرانی نوبری امضاء

استاد ممتحن داخلی: جناب آقای دکتر جعفر روشنی‌یان امضاء

نماینده تحصیلات تکمیلی: جناب آقای دکتر مظفری امضاء

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکدهٔ مهندسی هوافضا

اظهارنامهٔ دانشجو

عنوان پایان‌نامه: طراحی یک سیستم ناوبری تلفیقی بر پایه ناوبری اینرسی برای یک ماهواره‌بر

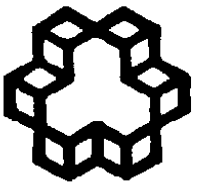
استاد راهنما: دکتر امیر علی نیکخواه

دانشجو: امید نیل‌فروشان

اینجانب **امید نیل‌فروشان** دانشجوی دورهٔ کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، گرایش دینامیک پرواز و کنترل دانشکدهٔ مهندسی هوافضا دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان‌نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تأیید می‌باشد و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. به علاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج شده در این پایان‌نامه تاکنون برای دریافت هیچ مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را به طور کامل رعایت نموده‌ام.

امید نیل‌فروشان

۱۳۸۹/۵/۳۰



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکدهٔ مهندسی هوافضا

فرم حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسندهٔ آن می‌باشد. هرگونه کپی برداری به صورت کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانهٔ دانشکدهٔ مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می‌باشد. ضمناً متن این صفحه نیز باید در نسخهٔ تکثیر شده وجود داشته باشد.

۲- کلیهٔ حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی می‌باشد و بدون اجازهٔ کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست. همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

با تقدیر و تشکر از راهنمایی های جناب آقای دکتر نیکخواه و جناب آقای دکتر

قنبرپور اصل در انجام این پایان نامه و با سپاس از اساتید محترم دانشکده

مهندسی هوافضا.

چکیده

ناوبری به عنوان یک موضوع کاربردی در عرصه هوافضا از درجه اهمیت زیادی برخوردار است. بطور کلی سیستم ناوبری اینرسی از رایج‌ترین روش‌های ناوبری است. اما یکی از اشکالات عمده سیستم ناوبری اینرسی نامحدود بودن خطای آن است که منجر به استفاده از یک سیستم ناوبری غیر اینرسی در کنار سیستم ناوبری اصلی می‌باشد. این کار با هدف افزایش دقت ناوبری و استفاده از مزیت هر سیستم در رفع عیب سیستم دیگر است چرا که افزایش کارایی هر سیستم ناوبری بصورت منفرد نیازمند هزینه بسیار بالا و فناوری‌های پیچیده می‌باشد.

در این پایان‌نامه با توجه به ماموریت و نیازمندی‌های یک ماهواره‌بر مشخص، به طراحی یک سیستم ناوبری اینرسی برای آن پرداخته شده است. این سیستم ناوبری اینرسی متشکل از یک واحد اندازه‌گیری اینرسی می‌باشد که بمنظور کاهش هزینه و همچنین امکان در دسترس بودن واحد مورد نظر از حسگرهای نسبتاً ارزان و موجود در بازار استفاده شده است که البته باعث افزایش خطا در طول زمان ناوبری می‌شود. جهت افزایش دقت خروجی‌های سیستم ناوبری از روش ناوبری GPS به عنوان روش کمک ناوبری استفاده شده است. بنابراین برای استفاده از این سیستم نیازمند دانستن موقعیت ماهواره‌های GPS در فضا هستیم که با استفاده از قوانین کپلر و متغیرهای تصحیحی، مدار حرکت آنها در زمانی مشخص شبیه‌سازی می‌شود. همچنین فیلتر کالمن جهت تلفیق خروجی‌های هر دو سیستم ناوبری بکار گرفته شده است. این خروجی شامل موقعیت وسیله بصورت طول جغرافیایی، عرض جغرافیایی و ارتفاع است. در نهایت نتایج شبیه‌سازی مسیر حرکت ماهواره‌بر به همراه نتایج شبیه‌سازی سیستم‌های ناوبری اینرسی و تعیین موقعیت جهانی و تلفیق این دو سیستم به روش تلفیق توام ضعیف بصورت جداگانه ارائه شده است.

کلمات کلیدی: ماهواره‌بر، ناوبری اینرسی، سیستم تعیین موقعیت جهانی، ناوبری تلفیقی، فیلتر کالمن

فهرست مطالب

چکیده ..... و

فهرست مطالب ..... ز

فهرست شکل ها ..... ی

فهرست جداول ..... ص

فصل اول: مقدمه ۱

۱-۱ ناوبری ۱

۱-۲ ناوبری ماهوارهبرها ۳

۱-۳ کارهای گذشته ۴

۱-۴ اهمیت توسعه و تحقیق سیستمهای ناوبری ماهواره بر در ایران ۶

۱-۵ تعریف مسئله طراحی ۷

۱-۶ ساختار پایان نامه ۷

فصل دوم: ناوبری اینرسی ۹

۲-۱ مقدمه ۹

۲-۲ سیستم ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار (بدون سکو) ۹

۲-۳ دستگاه‌های مختصات ۱۱

۲-۳-۱ دستگاه مختصات اینرسی (i) ۱۱

۲-۳-۲ دستگاه مختصات زمینی (e) ۱۱

۲-۳-۳ دستگاه مختصات قائم محلی (n) ۱۲

۲-۳-۴ دستگاه مختصات بدنی (b) ۱۲

۲-۴ بیان وضعیت در سیستم ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار ۱۳

۲-۴-۱ ماتریس کسینوس هادی ۱۴

۲-۴-۲ زاویای اویلر ۱۵

۲-۴-۳ کواترنیون ۱۸

۲-۵ ناوبری در دستگاه مختصات اینرسی ۲۱

۲-۶ مدل گرانش زمین ۲۵

۲-۷ ناوبری در دستگاه مختصات جغرافیایی ۲۷

۲-۸ نتیجه گیری ۳۲

فصل سوم: تلفیق سیستمهای ناوبری GPS/INS با اســتفاده از روش فیلتر کالمن ۳۳

۳-۱ مقدمه ۳۳

۳-۲ فیلتر کالمن ۳۵

۳-۲-۱ متغیرهای فیلتر کالمن ۳۶

۳-۲-۲ بروز رسانی پیش بینی و بروز رسانی تصحیح ۳۸

۳-۲-۳ بهره کالمن ۳۸

۳-۲-۴ بردار اندازه گیری ۳۹

۳-۲-۵ ماتریس حساسیت اندازه گیری ۳۹

۳-۳ معادلات مورد استفاده در فیلتر کالمن ۴۰

۳-۴ فیلتر کالمن توسعه یافته ۴۲

۳-۵ معادلات دینامیک وضعیت خطای INS ۴۳

۳-۵-۱ خطای موقعیت ۴۵

۳-۵-۲ خطای سرعت ۴۶

۳-۵-۳ خطای وضعیت ۴۷

۳-۶ فرم فضای حالت برای معادلات خطای INS ۴۸

۳-۷ روشهای تلفیق GPS/INS ۵۰

۴-۸ نتیجه گیری ۵۴

فصل چهارم: شبیه سازی و نتیجه گیری ۵۵

۴-۱ مقدمه ۵۵

۴-۲ شبیه سازی مسیر حرکت ماهواره بر ۵۶

۴-۳ شبیه سازی سیستم ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار (INS) ۵۸

۴-۳-۱ الگوریتم ناوبری اینرسی با حسگرهای ایدآل ۵۸

۴-۳-۲ الگوریتم ناوبری اینرسی با احتساب حسگرهای اینرسی واقعی (دینامیک حسگرها) ۶۲

۴-۴ شبیه سازی سیستم ناوبری تعیین موقعیت جهانی (GPS) ۶۷

۴-۵ شبیه سازی ناوبری تلفیقی GPS/INS ۶۹

۴-۶ نتیجه گیری ۷۱

۴-۷ پیشنهاد برای تحقیقات بعدی ۷۲

پیوست الف: واحد اندازه گیری ناوبری اینرسی ۷۳

پیوست ب: سیستم تعیین موقعیت جهانی ۹۶

پیوست ج: مقدمه ای بر شبیه سازی ۱۲۰

پیوست د: مدلهای سیمولینک ۱۲۵

مراجع و ماخذ ۱۲۸

فهرست شکل ها

شکل ۱-۱ : نمای کلی از سیستم هدایت،کنترل و ناوبری ماهواره بر ۳

شکل ۱-۲ : نمای کلی از سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو ۱۰

شکل ۲-۲ : دستگاه مختصات اینرسی و زمینی ۱۱

شکل ۳-۲ : دستگاه مختصات جغرافیایی ۱۲

شکل ۴-۲ : دستگاه مختصات بدنی ۱۳

شکل ۵-۲ : مراحل چرخش زوایای اویلر ۱۶

شکل ۶-۲ : بردار موقعیت نسبت به دستگاه مختصات اینرسی ۲۲

شکل ۷-۲ : تصویر مولفه های شدت گرانش زمین ۲۴

شکل ۸-۲ : نحوه عملکرد سیستم ناوبری اینرسی ۲۵

شکل ۹-۲ : رابطه بین g و γ در صفحه ND ۲۷

شکل ۱۰-۲ : طول و عرض جغرافیایی بر روی سطح زمین ۳۰

شکل ۱۱-۲ : شعاع انحناء زمین در صفحه نصف النهار (R_N) و عمود بر آن (R_E) ۳۰

شکل ۱۲-۲ : دیاگرام سیستم ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار در دستگاه مختصات ناوبری ۳۲

شکل ۱-۳ : روند فیلتر کالمن ۳۸

شکل ۲-۳ : حلقه فیلتر کالمن ۴۱

شکل ۳-۳ : هم افزایی سیستم INS/GPS ۵۰

شکل ۴-۳ : تلفیق ساده ۵۱

شکل ۵-۳ : تلفیق توام ضعیف ۵۲

شکل ۶-۳ : تلفیق توام کامل ۵۳

شکل ۱-۴ : میانگین شتاب غیر گرانشی ۵۶

شکل ۲-۴ : میانگین شتاب گرانش ۵۶

شکل ۳-۴ : شبیه سازی مسیر حرکت ماهواره بر (نمای جانبی) ۵۷

شکل ۴-۴ : شبیه سازی مسیر حرکت ماهواره بر (نما از بالا) ۵۷

شکل ۵-۴ : ارتفاع حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا ۵۸

شکل ۴-۶ : عرض جغرافیایی حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا ۵۹
شکل ۴-۷ : طول جغرافیایی حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا..... ۵۹
شکل ۴-۸ : خطای موقعیت در راستای X..... ۵۹
شکل ۴-۹ : خطای موقعیت در راستای Y ۵۹
شکل ۴-۱۰ : خطای موقعیت در راستای Z..... ۶۰
شکل ۴-۱۱ : میانگین خطای موقعیت در دستگاه ECEF ۶۰
شکل ۴-۱۲ : سرعت رو به شمال حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا..... ۶۰
شکل ۴-۱۳ : سرعت رو به شرق حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا ۶۰
شکل ۴-۱۴ : سرعت رو به مرکز زمین حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا ۶۱
شکل ۴-۱۵ : زاویه رول حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا ۶۱
شکل ۴-۱۶ : زاویه فراز حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا..... ۶۱
شکل ۴-۱۷ : زاویه سمت حاصل از شبیه سازی و سیستم ناوبری اینرسی بهمراه خطا..... ۶۲
شکل ۴-۱۸ : شتاب سنج..... ۶۳
شکل ۴-۱۹ : ژیروسکوپ..... ۶۳
شکل ۴-۲۰ : واحد اندازه گیری مورد استفاده در شاتل (KT-70) ۶۴
شکل ۴-۲۱ مقایسه مسیر حرکت شبیه سازی (مسیر تیره) با مسیر ناوبری اینرسی (مسیر روشن) (نما بالا) .. ۶۵
شکل ۴-۲۲ : مقایسه مسیر حرکت شبیه سازی (مسیر تیره) با مسیر ناوبری اینرسی (مسیر روشن) (جانبی) . ۶۵
شکل ۴-۲۳ : عرض جغرافیایی..... ۶۶
شکل ۴-۲۴ : خطای عرض جغرافیایی ۶۶
شکل ۴-۲۵ : طول جغرافیایی..... ۶۶
شکل ۴-۲۶ : خطای طول جغرافیایی ۶۶
شکل ۴-۲۷ : ارتفاع ۶۶
شکل ۴-۲۸ : خطای ارتفاع ۶۶
شکل ۴-۲۹ : ماهوارههای قابل رویت توسط گیرنده ۶۷
شکل ۴-۳۰ : ضریب تعدیل دقت هندسی..... ۶۷

شکل ۴-۳۱ : عرض جغرافیایی توسط GPS ۶۸

شکل ۴-۳۲ : طول جغرافیایی توسط GPS ۶۸

شکل ۴-۳۳ : ارتفاع توسط GPS ۶۸

شکل ۴-۳۴ : میانگین خطای موقعیت توسط GPS ۶۸

شکل ۴-۳۵ : خطای عرض جغرافیایی ۶۹

شکل ۴-۳۶ : خطای طول جغرافیایی ۶۹

شکل ۴-۳۷ : خطای ارتفاع ۶۹

شکل ۴-۳۸ : میانگین خطای موقعیت ۶۹

شکل ۴-۳۹ : نرم خطای INS با حسگر دقیق (گران) ۷۰

شکل ۴-۴۰ : میانگین خطای INS/GPS ۷۰

شکل ۴-۴۱ : نرم خطای INS با حسگر ارزان ۷۰

شکل ۴-۴۲ : میانگین خطای INS/GPS ۷۰

شکل (الف-۱): واحد اندازه گیری ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار ۷۳

شکل (الف-۲): ژیروسکوپ فوکو ۷۴

شکل (الف-۳): اجزای اصلی یک ژیروسکوپ ۷۶

شکل (الف-۴): اصول تقدم در یک ژیروسکوپ مکانیکی ۷۷

شکل (الف-۵): ژیروسکوپ تنظیم دینامیکی اولیه ۷۸

شکل (الف-۶): نمای کلی ژیروسکوپ تنظیم دینامیکی ۷۸

شکل (الف-۷): نمای کلی شتاب سنج جرم فنر ۸۰

شکل (الف-۸): پاسخ ضربه سیستم مرتبه دو ۸۱

شکل (الف-۹): نمای کلی شتاب سنج پاندولی حلقه بسته ۸۲

شکل (الف-۱۰): خطای خروجی حسگر ۸۴

شکل (الف-۱۱): خطای شتاب زاویه ای شتاب سنج ۸۷

شکل (الف-۱۲): خروجی هیسترزیس ۸۷

شکل (الف-۱۳): گشتاور نامتقارنی اینرسی ۸۸

شکل (الف-۱۴): تاثیر روزهای آزمایش بر نتایج حسگر ۸۹

شکل (الف-۱۵): بایاس ژیروسکوپ منجر به خطای شتاب ۹۱

شکل (الف-۱۶): پیکربندی حسگرهای اینرسی بصورت متعامد ۹۴

شکل (ب-۱): تعیین موقعیت دو بعدی ۹۸

شکل (ب-۲): سلسله مراتب ضرایب تعدیل دقت ۱۰۳

شکل (ب-۳): مدار ماهوارههای GPS در اطرف زمین ۱۰۴

شکل (ب-۴): مشخصههای مداری کپلر برای مدار ماهوارههای GPS ۱۰۵

شکل (ب-۵): رابطه بین خروج از مرکز آنومالی و آنومالی واقعی ۱۰۸

شکل (ب-۶): شبیه سازی مدار ماهوارههای GPS ۱۱۱

شکل (ب-۷): شعاع مداری ماهوارههای GPS در یک روز نجومی (۸۶۱۶۰ ثانیه) ۱۱۱

شکل (ب-۸): شعاع مداری برای دو حالت شبیه سازی با متغیر نجومی و بدون آنها ۱۱۲

شکل (ب-۹): اختلاف بین دو حالت شبیه سازی مداری برای مدار شکل (ب-۸) ۱۱۲

شکل (ب-۱۰): رابطه بین زاویه زمین مرکز و زاویه فراز ۱۱۵

شکل (ب-۱۱): مدل هندسی لایه جوی ینوسفر ۱۱۷

شکل (ب-۱۲): میزان خطای موقعیت بر اثر جو یونسفر در طول زمان ناوبری ۱۱۷

شکل (ب-۱۳): میزان خطای موقعیت بر اثر خطای ساعت ماهواره در طول زمان ناوبری ۱۱۹

شکل (ج-۱): دستگاههای مختصات ۱۲۰

شکل (ج-۲): مختصات جغرافیایی ۱۲۲

شکل (د-۱): بلوک دینامیک شتاب سنج و خطاهای وارده ۱۲۵

شکل (د-۲): بلوک دینامیک ژیروسکوپ بهمراه خطاهای وارده ۱۲۵

شکل (د-۳): بلوک سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو پایدار ۱۲۶

شکل (د-۴): بلوک شبیه سازی مدار ماهوارههای GPS بهمراه محاسبه موقعیت بوسیله GPS ۱۲۷

فهرست جداول

جدول ۱-۲ : متغیرهای زمین در مدل استاندارد WGS84 ..... ۲۶

جدول ۱-۳ : دسته بندی INS بر اساس دقت و قیمت ۳۴

جدول ۲-۳ : مزایا و معایب سیستمهای ناوبری INS و GPS ۳۴

جدول ۳-۳ : معادلات فیلتر کالمن توسعه یافته ۴۲

جدول ۴-۳ : نمادهای بکار رفته در معادله خطای INS ۴۹

جدول ۵-۳ : مزایا و معایب روشهای تلفیق GPS/INS ۵۴

جدول ۱-۴ : ضرایب خطا و مشخصات فنی ژیروسکوپ ۶۳

جدول ۲-۴ : ضرایب خطا و مشخصات فنی شتاب سنج ۶۳

جدول ۳-۴ : مشخصات گیرنده GPS ۶۷

جدول (ب-۱): مشخصات مداری ماهوارههای GPS ۱۰۵

جدول (ب-۲): متغیرهای نجومی مدار GPS ۱۰۶

جدول (ب-۳): معادلات تعیین موقعیت ماهواره GPS در دستگاه مختصات ECEF..... ۱۱۰

جدول (ب-۴): خطای GPS ۱۱۴

جدول (ب-۵): متغیرهای مورد نیاز برای تصحیح خطای ینوسفر ۱۱۵

فصل اول: مقدمه

۱-۱ ناوبری

کلمه Navigation به معنی دریانوردی یا فن هدایت کشتی‌ها می‌باشد. اما تعریف امروزی و معاصر واژهٔ ناوبری به فرآیند تعیین مکان، سرعت و وضعیت برای یک جسم متحرک اشاره دارد. بعبارت دیگر از عهد عتیق تاکنون آدمی برای پیدا کردن راه و مکان خود از روش‌های مختلفی ناوبری استفاده نموده است. از دنبال نمودن حرکت ستارگان در آسمان تا استفاده از قطب نماها و سیستم‌های رادیویی و حسگرهای اینرسی، و در زمان حال که با کمک ماهواره‌ها موقعیت خود را تعیین می‌نماید. بنابراین ناوبری (تعیین موقعیت) همواره یکی از دغدغه‌های آدمی در طول تاریخ بوده است. منظور از موقعیت، تعیین نمودن مختصات مرکز جرم جسم (حرکت انتقالی) است و منظور از وضعیت، تعیین سمت‌گیری زاویه‌ای (حرکت زاویه‌ای) جسم در محیط می‌باشد.

می‌توان سیستم‌های ناوبری را به سه دسته کلی تقسیم نمود [1]:

۱- ناوبری نجومی[1]: با استفاده از زمان و موقعیت اجرام آسمانی (ستاره‌گان-ماه-خورشید- ...) می‌توان موقعیت و وضعیت را تعیین نمود.

۲- ناوبری رادیویی[2]: در این روش با استفاده امواج رادیویی می‌توان موقعیت را تعیین نمود. این روش ناوبری شامل طیف وسیعی از سیستم‌های ناوبری می‌شود. (ناوبری داپلر، ترکام، ...)

۳- ناوبری اینرسی[3]: در این روش با دانستن اطلاعات اولیه ناوبری شامل موقعیت، سرعت و وضعیت و همچنین با داشتن مقادیر تغییرات نرخ زاویه‌ای و شتاب و استفاده از خواص اینرسی ماده می‌توان موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله حامل سیستم ناوبری را محاسبه نمود. استفاده از روش ناوبری اینرسی در بیشتر وسایل و تجهیزات نیازمند به ناوبری، مرسوم و متداول است.

---

[1] Celestial Navigation
[2] Radio Navigation
[3] Inertial Navigation

اصولاً سیستم‌های ناوبری از دو قسمت اصلی تشکیل می‌شوند:

الف) واحد الگوریتم، مدل و مراجع مختصات مربوطه

ب) واحد اندازه‌گیری (حسگرهای اندازه‌گیری)

در واحد الگوریتم، مدل و مراجع مختصات مربوطه، یک نقطه مشخص به عنوان مرجع ناوبری انتخاب می‌گردد که همه متغیرهای حاصل از سیستم ناوبری نسبت به آن نقطه (مرجع) بیان می‌شود. نکته مهم و حائز اهمیت در سیستم‌های ناوبری انتخاب درست مرجع اندازه‌گیری می‌باشد چرا که انتخاب یک مرجع نامناسب برای سیستم ناوبری می‌تواند باعث ناکارآمدی و بی ارزش بودن مقادیر حاصل از واحد ناوبری شود. بنابراین با توجه به نوع وسیله و ماموریت آن مرجع و مدل مناسب برای سیستم ناوبری مربوطه انتخاب می‌شود. برای مثال برای ناوبری یک ماهواره در فضا گرفتن نقطه‌ای روی سطح زمین بعنوان مرجع مکانی عملی صحیح نیست. در حالی که در ناوبری برای یک هواپیمای کوچک گرفتن یک نقطه مشخص بر روی زمین (مثل فرودگاه) اشکالی در مقادیر حاصل از سیستم ناوبری ایجاد نمی‌نماید و می‌توان مقادیر حاصل از الگوریتم ناوبری (سرعت و موقعیت) را نسبت به آن نقطه سنجید. همچنین مدل انتخابی جاذبه گرانشی از طرف زمین در سیستم ناوبری اینرسی نیز مهم است. انتخاب آن نیز بستگی به نوع وسیله و ماموریت محوله به آن دارد. در وسایل متحرکی که دارای برد و ارتفاع زیاد از سطح زمین نمی‌باشند می‌توان زمین را به صورت مسطح و بردار جاذبهٔ آن را ثابت و عمود بر سطح زمین در نظر گرفت (همانند هواپیماهای کوچک یا گلایدرها). اما در صورتی که وسیله مورد نظر دارای ماموریتی با برد و ارتفاع زیاد باشد در آن صورت نیازمند مدلی واقعی‌تر، از شکل و جاذبه زمین می‌باشیم (همانند ناوبری یک ماهواره‌بر).

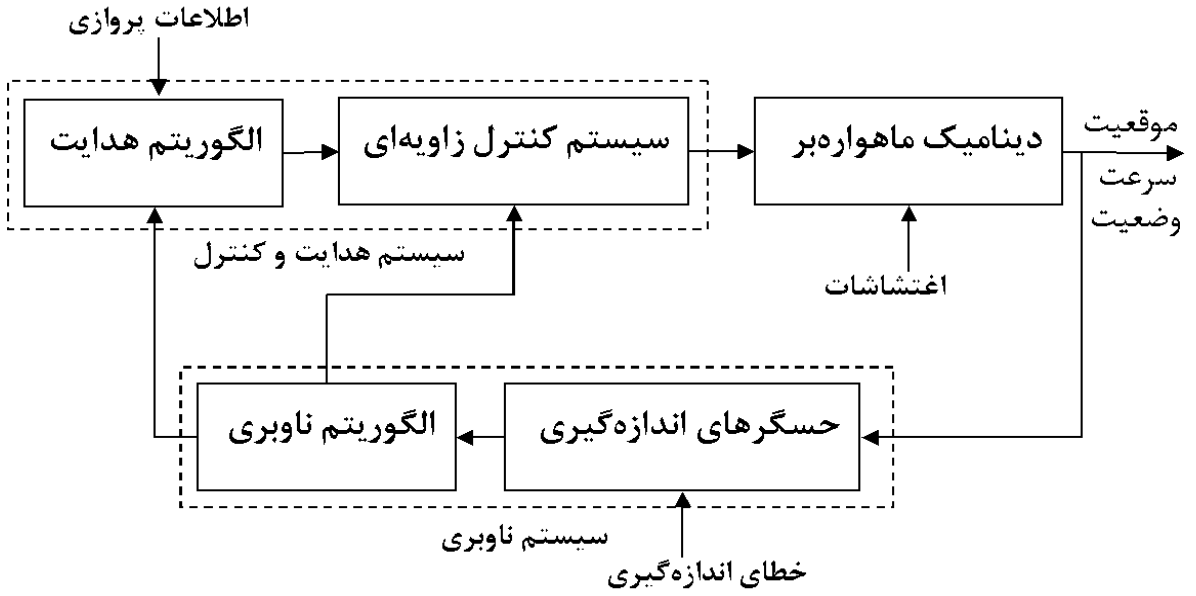
واحد اندازه‌گیری سیستم ناوبری اینرسی دارای وسایل و تجهیزاتی است، که می‌توان با کمک آنها شتاب و نرخ چرخش وسیله را در هر لحظه بدست آورد و با تعیین و اندازه‌گیری این مقادیر و وارد نمودن در قسمت الگوریتم ناوبری می‌توان سرعت، موقعیت و وضعیت وسیله را در دستگاه مرجع مورد نظر بدست آورد. این واحد اندازه‌گیری بعنوان واحد اندازه‌گیری اینرسی[1] (IMU) شناخته می‌شود. واحد اندازه‌گیری اینرسی در

[1]Inertial Measurement Unit

ناوبری شش درجه آزادی (سه بعدی) شامل سه عدد شتاب‌سنج و سه عدد ژیروسکوپ تک محوره و یا دو عدد ژیروسکوپ دو محوره که بصورت صلب به بدنه وسیله مورد نظر نصب شده‌اند می‌باشد. واحد اندازه‌گیری در سیستم تعیین موقعیت جهانی[1] شامل یک گیرنده[2] است که با دریافت امواج ارسالی از طرف ماهواره‌های مربوطه موقعیت را تعیین می‌نماید.

۲-۱ ناوبری ماهواره‌برها[3]

سیستم ناوبری در ماهواره‌بر از اهمیت زیادی برخوردار است. در شکل ۱-۱ رابطه بین سیستم ناوبری و زیر سیستم هدایت و کنترل در یک ماهواره‌بر نشان داده شده است. همانطور که مشخص است سیستم ناوبری تامین کننده مقادیر ورودی به سیستم هدایت می‌باشد. بعبارت دیگر نبود سیستم ناوبری موجب قطع ارتباط سیستم هدایت و کنترل با دنیای خارج از ماهواره‌بر می‌شود. یعنی هیچ گونه پسخوری از عملکرد خود ندارند و در نتیجه سیستم هدایت و کنترل نمی‌تواند بر مبنای مشخصی دستورات لازم را برای هدایت و طی مسیر مورد نظر ماهواره‌بر و انجام ماموریت آن صادر کند. شاید بتوان گفت سیستم ناوبری بعنوان چشم و گوش الگوریتم هدایت و کنترل است. [2]



شکل ۱-۱ : نمای کلی از سیستم هدایت،کنترل و ناوبری ماهواره بر

[1]Global Positioning System
[2]GPS Receiver
[3]Launch Vehicle Navigation

وجود خطاء در سیستم ناوبری منجر به ایجاد خطاء در کل سیستم هدایت و کنترل وسیله و نهایتاً در کل مسیر ماموریت می‌شود. چرا که داده‌های غلط خروجی از سیستم ناوبری مبنای تصمیم‌گیری سیستم هدایت و کنترل است. بنابراین الگوریتم ناوبری با فیلتر سازی خطاهای اندازه‌گیری شده توسط حسگرهای مربوطه مقادیر زاویه‌ای حاصل از اندازه‌گیری زاویه‌ای را به سیستم کنترل زاویه‌ای و مقادیر موقعیت مرکز جرم را به الگوریتم هدایت ارسال می‌نماید.

۳-۱ کارهای گذشته

کارهای صورت گرفته در گذشته را با توجه به عنوان این پایان‌نامه می‌توان به سه دسته کلی ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار (INS)، سیستم تعیین موقعیت جهانی (GPS) و ناوبری تلفیقی تقسیم بندی نمود. در مورد هر یک از این سیستم‌ها کارهای تحقیقاتی در رابطه با افزایش دقت، کاهش هزینه، فراگیر نمودن و استفاده از آنها در انواع وسایل و ... صورت گرفته است. در ادامه خلاصه‌ای از تعدادی از این کارها بیان می‌شود.

- **سیستم ناوبری اینرسی**

در مراجع [3] و [4] درباره طراحی الگوریتم سیستم ناوبری اینرسی بدون صفحه پایدار توضیح داده شده است که در مقاله اول در مورد الگوریتم وضعیت و در مقاله دوم در مورد الگوریتم‌های سرعت و موقعیت بحث می‌نماید. دو مرجع ذکر شده بعنوان یکی از کامل‌ترین مراجع در مورد الگوریتم ناوبری و حل معادلات ناوبری با استفاده از بسط تیلور و با توجه به میزان دقت مورد نیاز و میزان نرخ بروز رسانی حسگرهای اینرسی و ارتباط آن با مرتبه بسط تیلور بحث و بررسی شده است. مرجع [5] درباره الگوریتم مورد استفاده برای سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو در پروازهای فضایی توضیح داده است. مرجع [6] عملکرد سیستم ناوبری اینرسی بدون سکو را بصورت کامل مورد تجزیه و تحلیل قرار داده است در این گزارش درباره دستگاه‌های مختصات، الگوریتم ناوبری، روش‌های انتگرال‌گیری و ... بحث شده است. مرجع [7] درباره حل معادلات دیفرانسیل الگوریتم ناوبری اینرسی بدون سکو با استفاده از روش رانگ کوتا توضیح می‌دهد. مرجع [8] در مورد مدل گرانشی زمین و چگونگی محاسبه و کاربرد آن در سیستم‌های ناوبری اینرسی بدون سکو بحث