



# GPS به زبان ساده

به همراه توضیحاتی در خصوص دیگر سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی، GNSS،  
(مشمول بر گلوناس، گالیله، بیدو و غیره) و شرحی بر سیستم ناوبری اینرسی، INS

« ویرایش دوم - آذر ۱۳۹۸ »

مهدی صنیعی نژاد  
CFD\_Group@Yahoo.COM

## فهرست مطالب

۳	مقدمه‌ای در خصوص اهمیت ناوبری و روش‌های ناوبری
۱۴	معرفی «سیستم موقعیت‌یاب جهانی»، GPS، و «سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی»، GNSS
۱۷	معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش کنترل» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS
۱۹	معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش فضایی» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS
۲۲	معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش کاربری» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS
۲۴	مثلاً سازی چیست و چگونه با استفاده از آن می‌توان موقعیت را تعیین نمود؟
۳۰	بیان هندسی چگونگی مثلاً سازی در سیستم موقعیت‌یاب جهانی در فضای سه‌بعدی
۳۲	نگاه دقیق‌تر به چگونگی کارکرد گیرنده‌های GPS در سیستم موقعیت‌یابی جهانی
۳۹	چند سوال مهم و کاربردی در خصوص ناوبری GNSS
۳۹	(۱) تفاوت میان گیرنده‌های تک‌فرکانسی و گیرنده‌های دوفرکانسی چیست؟
۳۹	ویژگی عمومی سیگنال‌های GNSS و نیز ساختار انحصاری سیگنال GPS چگونه است؟
۴۱	مقایسه میان مهمترین ویژگی‌های GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU
۴۶	معرفی برخی از مهمترین منابع ایجاد کننده خطا در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS
۵۵	آشنایی با خطای ناشی از تضییع دقت یا خطای DOP
۶۰	معرفی روش‌های اخذ اطلاعات توسط یک گیرنده GPS
۶۱	دسته‌بندی دقت محاسبات ناوبری در GPS
۶۱	ناوبری با استفاده از «تصحیح تفاضلی»، یا در اصطلاح DGPS
۶۶	معرفی ناوبری با استفاده از موقعیت‌یابی تفاضلی
۶۷	خلاصه‌ای از مهمترین مزایا و معایب استفاده از ناوبری با استفاده از GPS (و یا GNSS)
۶۷	بخش اول: مزایای استفاده از ناوبری به کمک GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS)
۶۷	بخش دوم: معایب استفاده از ناوبری به کمک GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS)
۷۰	ناوبری تلفیقی چیست و چه مزایایی دارد؟
۷۴	تلفیق داده‌ها با استفاده از فیلتر کالمن جهت تصحیح خطاهای ناوبری اینرسی به کمک GPS
۷۶	آشنایی با معادلات ناوبری
۷۸	شرحی بر فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم و غیرمستقیم
۸۳	نتایج یک شبیه‌سازی در خصوص اثربخشی هر یک از فرمولاسیون‌های مختلف فیلتر کالمن
۸۶	شرحی بر جَمینگ (Jamming) و فریب (Spoofing) در ناوبری GNSS
۸۶	جَمینگ، Jamming، چیست؟
۸۸	فریب، Spoofing، چیست؟
۹۰	تشخیص و تخفیف جَمینگ، Jamming
۹۲	تشخیص و تخفیف فریب، Spoofing
۹۴	اگر لایه‌های دفاعی در مقابل جَمینگ یا فریب هم شکست خوردند، آنگاه چه کنیم؟
۹۷	ملاحظات و ملاک‌های انتخاب گیرنده GNSS
۹۸	فهرست مراجع

## مقدمه‌ای در خصوص اهمیت ناوبری و روش‌های ناوبری

در دنیای مدرن امروزی و در حین فرآیند هدایت و کنترل حرکت هواپیماها، کشتی‌ها، خودروها، روبات‌ها و امثال آن، همیشه از داده‌های ناوبری به عنوان ورودی حلقه‌های هدایت و کنترل یک جسم، استفاده می‌شود. اگرچه در مراجع و متون کلاسیک دانشگاهی، تعاریف متعدد و مختلفی برای ناوبری ارائه شده است، اما با نگاهی جامع به این تعاریف می‌توان دریافت که «به فرآیند اندازه‌گیری / تعیین پارامترهایی نظیر موقعیت<sup>۱</sup> در هر سه راستای مختصاتی (اعم از طول و عرض و ارتفاع)، راستای حرکت<sup>۲</sup> و سرعت حرکت<sup>۳</sup> هر جسم متحرک، ناوبری گفته می‌شود». اما موضوع ناوبری، مختص به زمان حال و کاربردهای امروزی نبوده و از گذشته‌های دور، بشر همواره به دنبال روشی برای تعیین دقیق موقعیت و راستای حرکت خود در راه‌های بین شهرها و روستاها و نیز در حرکت در داخل جنگل‌ها و کوه‌ها و بیابان‌ها بوده است؛ اگرچه در قرن‌های گذشته، بشر عموماً از موقعیت خورشید، ماه و یا ستارگان و نیز از برخی علائم و شواهد (نظیر فلان کوه و یا فلان درخت) برای ناوبری و یا تعیین موقعیت و راستای حرکت خود استفاده نموده است<sup>۴</sup>، لیکن استفاده از این ملاک‌ها همیشه نیز کارآمد نبوده‌اند؛ به عنوان مثال، در آب و هوای ابری، استناد به موقعیت دقیق خورشید و ماه و ستارگان، دیگر ممکن نبود<sup>۵</sup> و یا استفاده از علائم و شواهد نیز با برخی ریسک‌های جدی (نظیر اشتباه گرفتن فلان کوه یا فلان درخت با مرجع اولیه و یا از بین رفتن این علائم و شواهد در حین سیل و زلزله و غیره) مواجه بودند. اگرچه اختراع قطب‌نما، مشکل را برای چند قرن حل نمود، لیکن با پیشرفت دانش بشری و ورود به قرن بیستم، کار به جایی رسید که دیگر استفاده از قطب‌نما نیز جوابگوی نیازهای فناورانه امروزی نبود؛ چرا که:

- قطب‌نما تنها راستای قطب شمال مغناطیسی را نشان می‌دهد و قادر به ارائه راستای قطب شمال جغرافیایی - که به آن قطب شمال حقیقی نیز گفته شده و نقطه‌ای کاملاً متفاوت از قطب شمال مغناطیسی است - نیست؛ در حالی که اصالت در محاسبات ناوبری، بر اساس مرجعیت قطب شمال و جنوب جغرافیایی و یا مرجعیت نصف‌النهار مبداء است و قطب شمال مغناطیسی زمین هیچ اصالتی ندارد. لازم به ذکر است که قطب‌های مغناطیسی زمین به طور پیوسته و در طول زمان تغییر می‌کنند؛ قطب شمال مغناطیسی در سال ۲۰۰۱ در موقعیت ۸۱/۳ درجه شمالی و ۱۱۰/۸ درجه غربی، در سال ۲۰۰۵ در موقعیت ۸۳/۱ درجه شمالی و ۱۱۷/۸ درجه غربی و در سال ۲۰۰۹ در موقعیت ۸۴/۹ درجه شمالی و ۱۳۱/۰ درجه غربی بوده است. در سال ۲۰۱۲ قطب مغناطیسی شمال در موقعیت ۸۵/۹ درجه شمالی و ۱۴۷/۰ درجه غربی قرار گرفت. طبق یک اصل کلی، هر ۲۵ هزار سال، قطب‌های مغناطیسی یک دور کامل به دور زمین می‌زنند. به بیان دیگر، قطب شمال مغناطیسی، سالانه ۷/۳۴ کیلومتر جابه‌جا می‌شود. زاویه میان قطب شمال جغرافیایی (شمال حقیقی) و قطب شمال مغناطیسی، «میل مغناطیسی»<sup>۶</sup> نامیده می‌شود. این زاویه، امروزه در حدود ۱۱ الی ۱۲ درجه است.
- قطب‌نما قادر به ارائه موقعیت مطلق و یا سرعت نمی‌باشد؛ در حالی که امروزه به شدت به پارامترهایی مانند

<sup>۱</sup> Position

<sup>۲</sup> Orientation

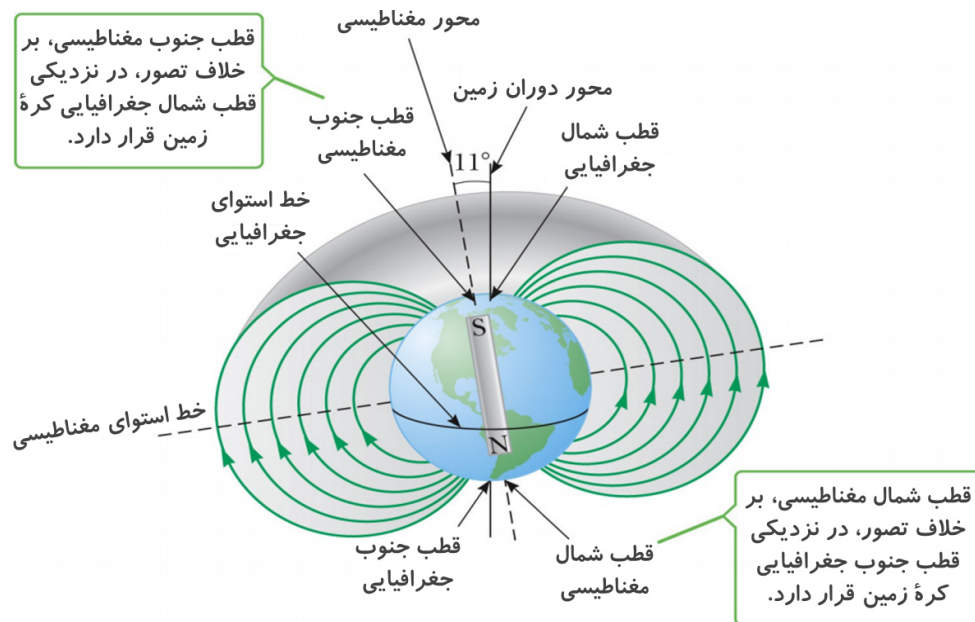
<sup>۳</sup> Velocity

<sup>۴</sup> به این روش ناوبری، در اصطلاح Pilotage نیز گفته می‌شود که در آن از مشخصه‌های بصری یا در اصطلاح Visual Landmarks برای تعیین موقعیت نسبی خود نسبت به برخی مشخصه‌های موجود در طبیعت / محیط اطراف (نظیر فلان کوه یا فلان درخت و امثال آن) استفاده می‌شود.

<sup>۵</sup> بایستی توجه داشت که امروزه، در مبحث ناوبری ستاره‌ای، پیشرفت‌های چشم‌گیری حادث شده است که کاربر را قادر می‌سازد در تمام ساعات شبانه‌روز و حتی در آب و هوای ابری، با استفاده از دوربین‌های مناسب طیفی، نسبت به تعیین موقعیت دقیق ستارگان در آسمان و به تبع آن، تعیین موقعیت و یا راستای حرکت خود اقدام نمود.

<sup>۶</sup> Magnetic Declination

- موقعیت دقیق (طول و عرض جغرافیایی)، اندازه، سرعت و راستای دقیق حرکت یک جسم نیازمندیم.
- قطب‌نما از رزولوشن و دقت مورد نیاز برای ناوبری‌های دقیق امروزی برخوردار نیست. در بهترین حالت، قطب‌نماهای دقیق، قادر به ارائه راستای قطب مغناطیسی زمین، با دقت و رزولوشن  $0/1$  درجه هستند؛ در حالی که در ناوبری مدرن امروزی، نیاز به دقت‌ها و رزولوشن‌های به مراتب ریزتر (مثلاً در مرتبه  $0/001$  درجه و حتی ریزتر از آن) هستیم.
- قطب‌نما متأثر از میادین مغناطیسی موجود در نقطه اندازه‌گیری و یا لرزش‌های خفیف قطب‌نما است. به طور کلی یکی از مشکلات سنسورهای مغناطیسی، وابستگی شدید خروجی سنسور به اندازه و نیز اختلالات موجود در میدان‌های مغناطیسی موضعی در موقعیت اندازه‌گیری است.



**شکل (۱)** قطب شمال جغرافیایی و قطب شمال مغناطیسی، دو مفهوم کاملاً متفاوت و مبدا از هم هستند؛ قطب شمال جغرافیایی - که همان قطب شمال معروف و بسیار سرد و ممل زنگی اسکیموها و فرس‌های قطبی و امثال آن است - در شمالی‌ترین نقطه زمین قرار داشته و ممل عبور محور دوران زمین است. موقعیت جغرافیایی قطب شمال جغرافیایی، کاملاً ثابت و یک مربع بسیار مناسب برای اندازه‌گیری در ناوبری است؛ لیکن موقعیت جغرافیایی قطب شمال مغناطیسی، کاملاً متغیر نسبت به زمان بوده و هر سال  $7/34$  کیلومتر جابجا می‌شود. به زاویه میان قطب شمال جغرافیایی (شمال فیزیکی) و قطب شمال مغناطیسی که در این شکل با عدد ۱۱ درجه (و در برخی از مراجع با عدد ۱۲ درجه) نشان داده شده است، «میل مغناطیسی» گفته می‌شود.

روش دیگر برای ناوبری، استفاده از «ناوبری کور»<sup>۷</sup> است؛ این روش بر مبنای دانستن موقعیت شروع حرکت، به علاوه اطلاعاتی در خصوص راستای حرکت (یک راستا و یا در اصطلاح آزیموث<sup>۸</sup> از پیش تعیین شده) به علاوه تخمینی از اندازه سرعت بنا نهاده شده است: مثلاً کسی به ما بگوید که از نقطه فعلی خود، ۴۰۰ متر به سمت شمال حرکت کنید؛ در این وضعیت بدیهی است که پس از اتمام مسیر مورد نظر، در ۴۰۰ متری شمال نقطه قبلی واقع شده‌ایم. عمده مزایای این روش ناوبری، عبارتند از:

- ۱- یادگیری و آموزش آن ساده است.
- ۲- برای جابجایی‌های کوتاه، از یک نقطه به نقطه‌ای دیگر، بسیار مناسب است.

<sup>۷</sup> Dead Reckoning Navigation

<sup>۸</sup> Azimuth

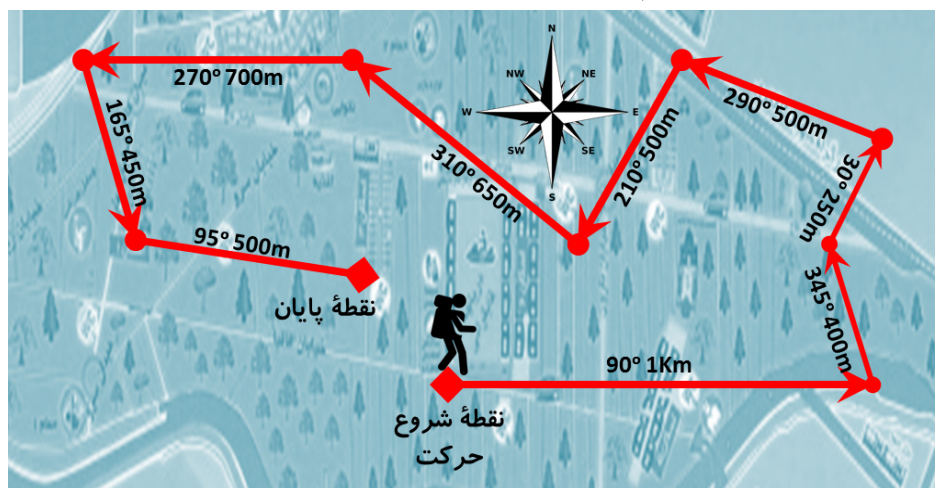


- ۳- در جابجایی‌های کوتاه طی شده در باران و مه و شب مناسب است.
- ۴- در زمانی که هیچ گونه مشخصه بصری خاصی وجود ندارد (مثلاً زمانی که در بیابان و یا در جنگل‌های انبوه واقع هستیم) مناسب است.

اما این روش ناوبری معایبی نیز دارد که از مهمترین آنها می‌توان به موارد ذیل اشاره نمود:

۱. محاسبات آن عمدتاً زمانبر است.
۲. برای جابجایی‌های طولانی، دستیابی به دقت ناوبری مناسب، بسیار سخت و بعضاً غیرممکن می‌شود.
۳. برای موانع برنامه‌ریزی نشده (مثلاً وجود یک کوه یا دره پیش‌بینی نشده در مسیر حرکت)، تنظیم راستای حرکت و میزان حرکت برای تصحیح اثرات ناشی از وجود مانع، بسیار سخت خواهد شد.
۴. تصحیح شونده نبوده و خطای ناوبری به صورت تجمیعی و متناسب با زمان و مسافت طی شده، رشد خواهد نمود.

جهت درک هر چه بهتر مفهوم ناوبری کور و خطاهای مرتبط با آن، فردی را در نظر بگیرید که همانند آنچه که در شکل (۲) نشان داده شده است، قصد دارد با طی نمودن تمام ۹ قطعه پاره‌خط مختلف و مطابق با نقشه ارائه شده از یک پارک و حرکت در فواصل و زوایای مختلف نسبت به جهات جغرافیایی، مجدداً به نقطه شروع اولیه خود در آن پارک باز گردد. این فرد از دید خودش و با این احتساب که هر قدم وی معادل ۰/۵ متر است و با در دست داشتن یک قطب‌نما که از دید وی، کاملاً دقیق و درست است، شروع به حرکت می‌کند. حال شرایطی را تصور نمایید که در واقعیت امر و بر خلاف تصور این فرد، هر قدم طی شده در عمل، کمی کمتر از ۰/۵ متر (مثلاً ۰/۴۹ متر) باشد. همچنین بر خلاف تصور این فرد، قطب‌نما، کاملاً دقیق و درست نبوده و مثلاً خطای اندکی به میزان ۰/۱ درجه داشته است؛ در پایان مسیر، بر خلاف تصور این فرد، به نقطه‌ای کاملاً متفاوت از نقطه شروع اولیه رسیده است که میزان خطای نقطه پایان نسبت به نقطه شروع، کاملاً وابسته به خطای طول گام طی شده و خطای قطب‌نما و نیز طول مسیر و مدت زمان طی مسیر است.

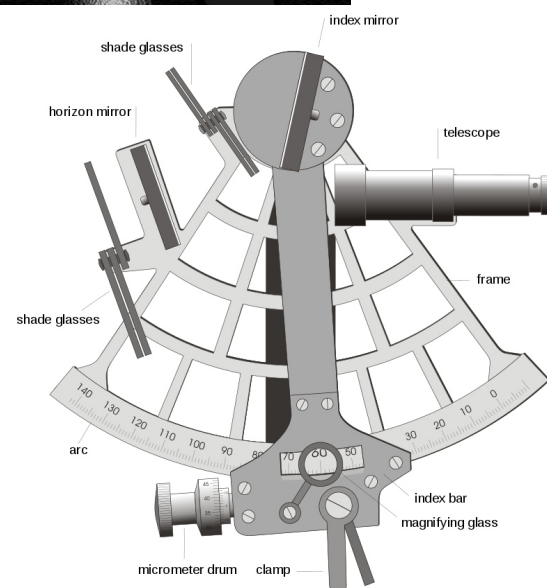
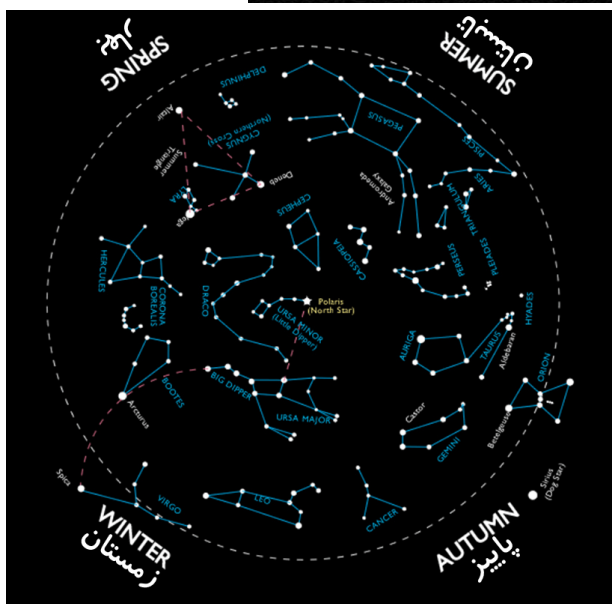
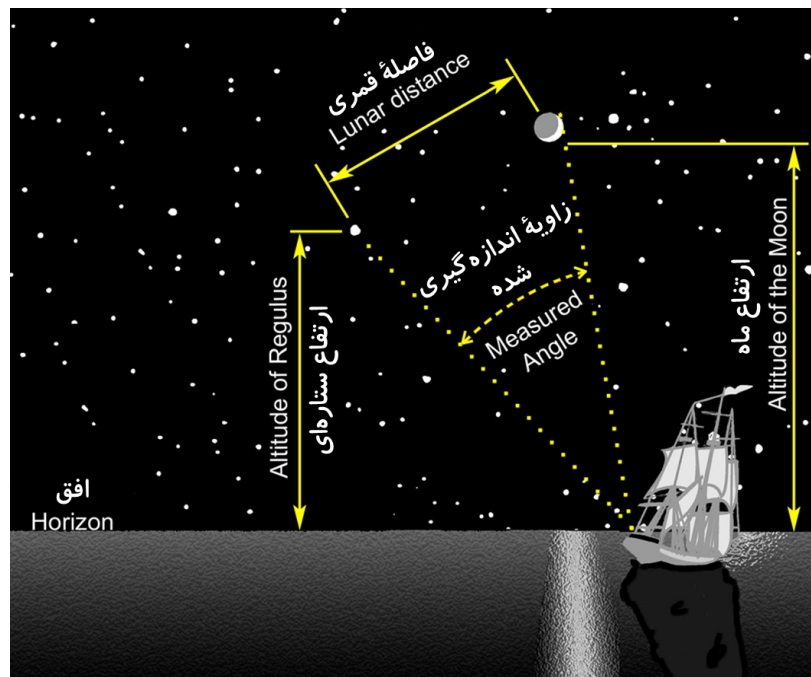


**شکل (۲)** شماتیکی از میزان خطای ناوبری ناشی از فظاهای جزئی و تجمیعی در ناوبری کور؛ فرد مورد نظر، به تصور خود، قرار بود که پس از اتمام مسیر، به نقطه شروع اولیه خود برسد، اما از نقطه دیگری غیر از نقطه شروع اولیه سر در آورده است.

ناوبری ستاره‌ای<sup>۹</sup> نیز بر مبنای الگوی تصاویر مرجع موجود از ستارگان در آسمان بنا نهاده شده است؛ اگرچه عمده کاربرد این روش ناوبری، بر اساس تصویربرداری در شب بنا نهاده شده است، لیکن در طول روز و با حضور روشنایی آفتاب نیز می‌توان با کمک گرفتن از سنسورهای پلارایز تشخیص دهنده نور، حضور ستارگان را در آسمان تشخیص

<sup>۹</sup> Celestial Navigation

داد. عمده مشکل این روش ناوبری، مشکلات ناشی از آلودگی نوری و هزینۀ بالای سنسورهای تصویری و سیستم‌های پایدارساز مورد استفاده در چارچوب نگهدارندۀ سنسور تصویری است تا حرکات سنسور را پایدار و ثابت سازد.



**شکل (۳)** شکل بالا: شماتیکی از چگونگی استفاده از ستارگان و ماه جهت ناوبری ستاره‌ای؛ شکل پایین راست: تصویری از یک جاباب<sup>۱</sup> (نوعی سُرَس) ستاره‌شناسی که در گذشته برای تعیین دقیق موقعیت ستارگان در آسمان استفاده می‌گردید. شکل پایین چپ: تصویری از صور فلکی قابل مشاهده در فصول مختلف سال که از موقعیت ثابت آنها (لااقل برای چند سالی که در آن هستیم!) می‌توان برای ناوبری ستاره‌ای استفاده نمود.

نوع دیگری از ناوبری، که در ناوبری مدرن امروزی نیز بسیار رایج است، «سیستم ناوبری اینرسی» یا در اصطلاح INS<sup>۲</sup> است؛ چنانچه در یک ناوبری، از «سنسورهای اینرسی»<sup>۳</sup> استفاده گردد، به آن نوع ناوبری، در اصطلاح «ناوبری اینرسی» گفته می‌شود؛ با استفاده از سنسورهای اینرسی، شتاب‌های خطی و سرعت‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری می‌شوند. این

<sup>۱</sup> Sextant

<sup>۲</sup> Inertial Navigation System

<sup>۳</sup> Inertial Sensors

اندازه‌گیری نسبت به «دستگاه مختصات اینرسی<sup>۱</sup>» صورت می‌گیرد. دستگاه مختصات اینرسی، به دستگاه مختصاتی گفته می‌شود که قوانین حرکت نیوتن در آن معتبر باشد؛ بنابراین دستگاه مختصات‌های اینرسی، نه دوار هستند و نه شتابدار. رایج‌ترین سنسورهای اینرسی، شتاب‌سنج‌ها<sup>۲</sup> و جایروها<sup>۳</sup> (عموماً جایروهای نرخ<sup>۴</sup>) هستند؛ شتاب‌سنج‌ها، همانطور که از نامشان مشخص است، سنسورهایی برای اندازه‌گیری شتاب هستند. از شتاب‌سنج‌های موجود نمی‌توان برای اندازه‌گیری مستقیم شتاب ثقل زمین استفاده نمود. بدین معنا که چنانچه یک شتاب‌سنج در حال سقوط آزاد باشد (و یا در یک مدار در حال چرخش باشد) نمی‌تواند ورودی قابل تشخیصی داشته باشد. جایروها نیز سنسورهایی برای اندازه‌گیری میزان چرخش<sup>۵</sup> (اعم از میزان زاویه یا میزان نرخ زاویه‌ای) هستند؛ همانطور که از نام جایروهای نرخ مشخص است، این سنسورها، اندازه‌گیرنده «نرخ چرخش<sup>۶</sup>» یا همان «سرعت زاویه‌ای<sup>۷</sup>» هستند. در مقابل، «جایروهای انتگرال‌گیرنده<sup>۸</sup>» نیز وجود دارند که به آنها در اصطلاح «جایروهای تماماً زاویه‌ای<sup>۹</sup>» نیز گفته شده و تنها زاویه چرخش (دوران زاویه‌ای) را اندازه‌گیری می‌نمایند. به مجموعه سه عدد شتاب‌سنج و نیز سه عدد جایرو که بر روی یک چارچوب ثابت و به صورت دو به دو بر هم متعامد<sup>۱۰</sup> نصب شده باشند، در اصطلاح «واحد اندازه‌گیری اینرسی» یا در اصطلاح IMU<sup>۱۱</sup> گفته می‌شود. شماتیکی از دو عدد IMU در شکل (۴) نشان داده شده است.



**شکل (۴)** سمت راست: شماتیکی از یک عدد IMU با فناوری MEMS با شش شروبی میزا در سه کانال قطبی و سه کانال زاویه‌ای؛ سمت چپ: شماتیکی از یک عدد IMU با فناوری فیبر نوری با شش شروبی میزا در سه کانال قطبی و سه کانال زاویه‌ای

از فیزیک دیرستان به خاطر داریم که با یک بار انتگرال‌گیری از «شتاب اندازه‌گیری شده  $\vec{a}$ » در یک راستای مشخص و البته با دانستن اندازه «سرعت اولیه  $\vec{V}(t_1)$ » در همان راستای شتاب اندازه‌گیری شده، می‌توان به اندازه «سرعت محاسبه شده  $\vec{V}(t_2)$ » در پایان بازه زمانی  $\Delta t$  و در همان راستای شتاب اندازه‌گیری شده دست یافت:

<sup>۱</sup> Inertial Reference Frame

<sup>۲</sup> Accelerometers

<sup>۳</sup> Gyros

<sup>۴</sup> Rate Gyros

<sup>۵</sup> Rotation

<sup>۶</sup> Rotation Rate

<sup>۷</sup> Angular Velocity

<sup>۸</sup> Integrating Gyros

<sup>۹</sup> Whole Angle Gyros

<sup>۱۰</sup> Orthogonal

<sup>۱۱</sup> Inertial Measurement Unit

$$\vec{V}(t_2) = \int_{t_1}^{t_2} \vec{a} dt + \vec{V}(t_1) \quad (1)$$

مجدداً با یک بار انتگرال گیری دیگر از سرعت «محاسبه شده» در همان راستای مشخص (یا دو بار انتگرال گیری از «شتاب اندازه گیری شده  $\vec{a}$ » در همان راستای مشخص) و البته با دانستن اندازه موقعیت اولیه  $\vec{x}(t_1)$  در همان راستای شتاب اندازه گیری شده، می توان به اندازه موقعیت در پایان بازه زمانی  $\Delta t$  در همان راستای «شتاب اندازه گیری شده  $\vec{a}$ » دست یافت:

$$\vec{x}(t_2) = \iint_{\Delta t=t_2-t_1} \vec{a} dt + \vec{x}(t_1) \quad (2)$$

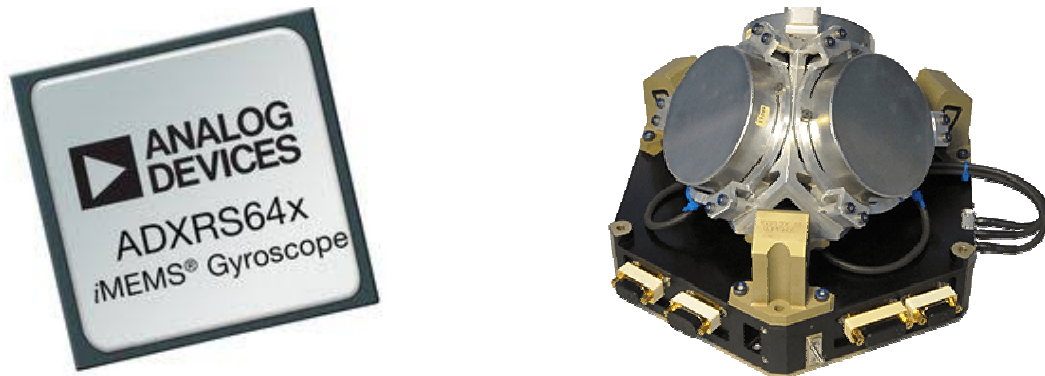
به همین ترتیب و با یک بار انتگرال گیری از «نرخ زاویه اندازه گیری شده  $\dot{\theta}$ » توسط سنسور جایروی نرخ در یک راستای مشخص و البته با دانستن اندازه «زاویه اولیه  $\theta(t_1)$ » در همان راستای نرخ زاویه اندازه گیری شده، می توان به اندازه «زاویه محاسبه شده  $\theta(t_2)$ » در پایان بازه زمانی  $\Delta t$  و در همان راستای نرخ زاویه اندازه گیری شده دست یافت:

$$\theta(t_2) = \int_{t_1}^{t_2} \dot{\theta} dt + \theta(t_1) \quad (3)$$

شماتیکی از چند عدد سنسور شتاب سنج و سنسور جایروی نرخ در شکل های (۵) و (۶) نشان داده شده است.<sup>۱</sup>



**شکل (۵)** سمت راست: شماتیکی از یک شتاب سنج ۳ محوره مورد استفاده در اندازه گیری شتاب خودروها با بازه دینامیکی  $\pm 4g$  سمت چپ: شماتیکی از یک شتاب سنج ۳ محوره فازی با بازه دینامیکی  $\pm 2g$  الی  $\pm 200g$

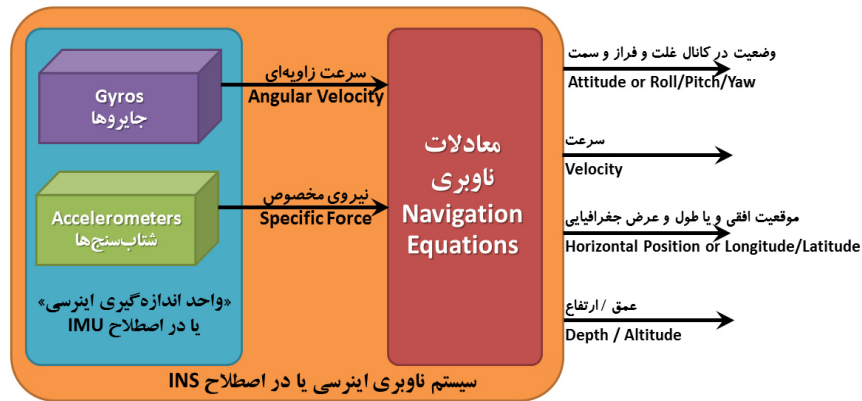


**شکل (۶)** سمت راست: شماتیکی از یک جایروی نرخ با فناوری فیبر نوری و با کاربرد فضایی با دررفت (شناوری) بسیار اندک و در مرتبه  $1 \text{ Arcsec/hr}$ ؛ سمت چپ: شماتیکی از یک جایروی نرخ با فناوری MEMS

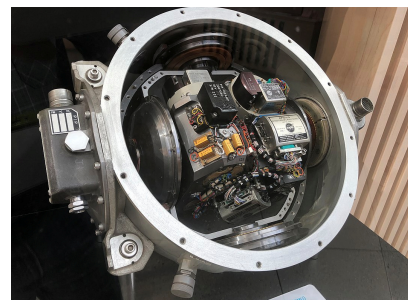
برای ناوبری نسبت به دستگاه مختصات اینرسی، لازم است تا به طور دائم، جهتی را که شتاب سنج ها به سمت آن نشانه رفته اند، را تعقیب نماییم؛ در همین راستا، حرکت دورانی جسم نسبت به دستگاه مختصات اینرسی را می توان با استفاده

<sup>۱</sup> رجوع به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم های اندازه گیری» از همین نویسنده.

از سنسورهای جایرو (اعم از زاویه‌ای یا نرخ) اندازه‌گیری نموده تا راستای نشانه‌روی شتاب‌سنج‌ها در هر لحظه را به دست آورد. به معادلاتی که با استفاده از انتگرال‌گیری از مقادیر اندازه‌گیری شده جایروها و شتاب‌سنج‌ها، مقادیری نظیر سرعت، موقعیت و جهت جسم مورد نظر را در طول زمان ارائه می‌دهند، در اصطلاح «معادلات ناوبری»<sup>۱</sup> گفته می‌شود. سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS نیز چیزی نیست جز تجمع یک IMU با یک پردازشگر که این پردازشگر نیز عموماً یک کامپیوتر برای حل معادلات ناوبری در هر لحظه بوده و در واقع تلفیقی از یک فیلتر و انتگرال‌گیرنده است. در شکل (۷) شماتیکی از چگونگی محاسبات اینرسی در سیستم ناوبری اینرسی، INS، نشان داده شده است.



شکل (۷-۱) شماتیکی از چگونگی محاسبات اینرسی در سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS



شکل (۷-۲) سمت راست: تصویری از «واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU» متعلق به فضاییمای آپولو؛ سمت چپ: تصویری از «واحد مربع اینرسی یا در اصطلاح IRU»<sup>۲</sup> که اسم «نگری برای «واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU» است.

در شکل (۸) نیز شماتیکی از یک واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU، نصب شده بر روی سطح یک متحرک نشان داده شده است تا خروجی‌های شتاب‌های خطی (در سه راستای خطی X و Y و Z) و نرخ‌های زاویه‌ای (در سه راستای دورانی غلت<sup>۳</sup> و فراز<sup>۴</sup> و سمت<sup>۵</sup>) و به طور کلی در شش درجه آزادی قابل تصور برای جسم مورد نظر، اندازه‌گیری شوند تا بعداً و با استفاده از یک پردازشگر، از این داده‌های اندازه‌گیری شده برای محاسبات ناوبری استفاده نمود.

<sup>۱</sup> Navigation Equations

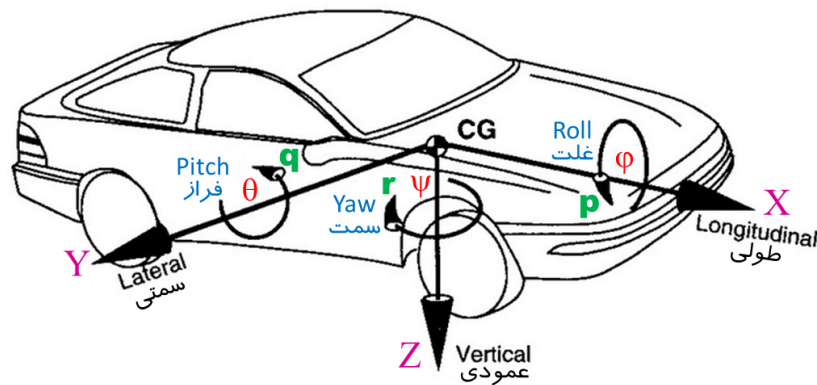
<sup>۲</sup> Inertial Reference Unit

<sup>۳</sup> Roll

<sup>۴</sup> Pitch

<sup>۵</sup> Heading





**شکل (۸)** شماتیکی از دستگاه مقدمات اینرسی نصب شده بر روی مرکز ثقل یک جسم متحرک؛ به جهات حرکت فضا طولی،  $X$ ، سمتی،  $Y$ ، و عمودی،  $Z$ ، تویه نمایید؛ همچنین به جهات حرکت دورانی غلت به میزان  $\phi$  درجه با نرخ فرضی  $p$  درجه بر ثانیه، حرکت دورانی فراز به میزان  $\theta$  درجه با نرخ فرضی  $q$  درجه بر ثانیه و حرکت دورانی سمت به میزان  $\psi$  درجه با نرخ فرضی  $r$  درجه بر ثانیه تویه نمایید.

عمده مزایای سیستم ناوبری اینرسی را در موارد ذیل می‌توان برشمرد:

- ۱- این نوع ناوبری، هیچ نیازی به مرجع خارجی ندارد و مستقل از وجود یک مرجع خارجی است.
- ۲- خروجی موقعیت و سرعت و دیگر پارامترهای اینرسی در این نوع ناوبری به صورت لحظه‌ای بوده و در اصطلاح، نرخ به روز رسانی اطلاعات در این سیستم، بسیار بالا است؛ به بیان دیگر، در هر لحظه از محاسبات ناوبری توسط این روش ناوبری، یک خروجی مشخص و معنادار قابل حصول است. این مزیت، زمانی که بدانیم خروجی دیگر سیستم‌های ناوبری شناخته شده نظیر GPS و امثال آن، بسیار اندک و در مرتبه ۱ هرتز تا حداکثر ۱۶ هرتز است، بسیار چشمگیر خواهد شد.
- ۳- این نوع ناوبری در تمامی شرایط آب و هوایی عملیاتی است؛ در برخی از سیستم‌های ناوبری اینرسی، «واحد اندازه‌گیری اینرسی»، یا همان IMU، مجهز به سیستم‌های کنترل دما است تا از هرگونه تاثیرات احتمالی تغییرات دمای محیطی (مثلاً تغییر دما در طول تغییر فصول سال و یا تغییر دما در حین اوجگیری و یا کاهش ارتفاع یک هواپیما و یا یک فضاپیما در طول نشست و برخاست و پرواز) بر روی دقت و صحت خروجی سنسورهای اینرسی، جلوگیری به عمل آید<sup>۱</sup>.
- ۴- این نوع ناوبری به هیچ کمک خارجی احتیاج ندارد و کاملاً مستقل است. این نوع ناوبری، نه فرستنده و نه گیرنده هیچ نوع امواج راداری نبوده و به استفاده از هیچ نوع آنتن خارجی - که ممکن است توسط رادارها شناسایی شده و یا دچار اختلال و یا فریب شوند - وابسته نمی‌باشد.
- ۵- این نوع ناوبری می‌تواند در داخل تونل، زیر آب یا هر جای دیگر مورد استفاده قرار گیرد. در آینده خواهیم دید که در سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای، همین موضوع، یکی از بزرگترین محدودیت‌های آنها در ناوبری است. هر چند به روش‌هایی که در ادامه توضیح داده شده است، می‌توان این محدودیت‌ها را تا جای ممکن کاهش داد.
- ۶- این نوع ناوبری ذاتاً برای هدایت و کنترل وسیلهٔ میزبان مناسب است. از همینرو، حضور این نوع ناوبری را تقریباً در تمام سیستم‌های هدایت و کنترل تجهیزات ناوبری مدرن می‌توان مشاهده نمود.
- ۷- سیستم‌های IMU موجود در این نوع ناوبری، مشتقات متغیرهای کنترل شونده (نظیر موقعیت، سرعت و وضعیت و امثالهم) را حتی با حضور نویزهای محیطی، به خوبی و با دقت مناسب،

<sup>۱</sup> رجوع به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری» از همین نویسنده.



اندازه گیری می نمایند.

- ۸- این نوع ناوبری، در اندازه گیری بردار آزیموث و بردار عمودی بسیار دقیق است.
  - ۹- مشخصه های خطای این نوع ناوبری کاملاً شناخته شده بوده و به راحتی قابل مدل کردن هستند تا در آینده، بتوان از این مدل های خطا، جهت تصحیح خطای ناوبری در طول زمان استفاده نمود.
  - ۱۰- در آینده نشان خواهیم داد که این نوع ناوبری در «ناوبری تلفیقی»<sup>۱</sup> به خوبی کار می نماید.<sup>۲</sup>
- اگرچه سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS، یکی از روش های مدرن جهت موقعیت یابی و یا تعیین راستا در سیستم های مدرن ناوبری است، لیکن دارای معایبی نیز هست که از جمله مهمترین آنها می توان به موارد ذیل اشاره نمود:
- ۱- دقت خروجی محاسبات تجهیزات به کار برنده ناوبری اینرسی، به واسطه آنکه در زمره روش های «ناوبری کور» محسوب می شوند، به چند دلیل، برای ناوبری های مدرن امروزی چندان جذاب نمی باشد: اولاً در این نوع روش ناوبری، دقت محاسبات ناوبری (اعم از سرعت و یا موقعیت و نیز زوایای وضعیتی نظیر غلت و فراز و سمت) بسیار وابسته به دقت و قطعیت شرایط اولیه تعریف شده برای آنها (به عنوان شرایط اولیه مورد نیاز در انتگرال گیری معین از خروجی این سنسورها) بوده و هر گونه خطا در دقت و قطعیت شرایط اولیه این سنسورها، تا انتهای زمان انتگرال گیری و به عنوان یک خطای اولیه غیر قابل تشخیص و البته در اغلب موارد غیر قابل جبران، به همراه ما خواهند آمد. ثانیاً خطا در این نوع روش ناوبری، به واسطه نیاز به انتگرال گیری از خروجی شتاب سنج ها و جایروهای نرخی، به شدت افزایشی و در اصطلاح تجمعی<sup>۳</sup> بوده و محاسبات ناوبری با استفاده از خروجی این قبیل سنسورها، به واسطه خطای ناشی از شناوری<sup>۴</sup> و یا بایاس<sup>۵</sup>، اغلب با توان اول، دوم و حتی با توان سوم زمان اندازه گیری / محاسبات، به صورت تصاعدی رشد خواهد نمود<sup>۶</sup>. تجربه نشان داده است که در این نوع ناوبری، میزان خطای ناوبری در فواصل مکانی (یا زمان های پیمایش) طولانی، از خطای ناوبری کور نیز بیشتر خواهد شد.
  - ۲- اینگونه تجهیزات اغلب گرانقیمت هستند: سیستم های ناوبری اینرسی مورد استفاده در خودروها، اغلب دارای قیمتی در مرتبه چند صد تا چند هزار دلار هستند؛ سیستم های ناوبری اینرسی مورد استفاده در هواپیماها و بالگردها و کشتی ها، اغلب دارای قیمتی در مرتبه چند هزار دلار تا چند ده هزار دلار هستند؛ سیستم های ناوبری اینرسی مورد استفاده در فضاپیماها، اغلب دارای قیمتی در مرتبه چند ده هزار دلار تا چند صد هزار دلار هستند.
  - ۳- سیستم های قدیمی ناوبری اینرسی، دارای نرخ خرابی نسبتاً بالایی بوده و هزینه نگهداری آنها نیز اغلب بسیار بالا است. سیستم های جدیدتر، اگرچه قابلیت اطمینان بالاتری دارند، ولی هزینه تعمیرات آنها نیز به تبع آن، بالاتر رفته است. به واسطه وجود تجهیزات متحرک (که در معرض فرسایش ناشی از حرکت مداوم هستند) سیستم های اویونیک<sup>۷</sup> الکترومکانیکی (نظیر INS) دارای نرخ خرابی و به تبع آن هزینه های تعمیر و نگهداری بالاتری نسبت به سیستم های اویونیک کاملاً الکترونیکی نظیر GPS هستند.
  - ۴- اندازه و وزن این سیستم ها در مقابل دیگر سیستم های ناوبری، عموماً بزرگتر بوده و این یک محدودیت جدی

<sup>۱</sup> Integrated Navigation

<sup>۲</sup> در خصوص ناوبری تلفیقی، در ادامه توضیحاتی ارائه شده است.

<sup>۳</sup> Cumulative

<sup>۴</sup> Drift

<sup>۵</sup> Bias

<sup>۶</sup> رجوع به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم های اندازه گیری» از همین نویسنده.

<sup>۷</sup> Avionic

بالاخص در کاربردهای خاص هوانوردی و یا تجهیزات روباتیک است که در آنها، با محدودیت فضای موجود مواجه هستیم.

۵- توان الکتریکی مورد نیاز برای راه‌اندازی این سیستم‌ها کاملاً وابسته به ابعاد و وزن آنها بوده و علی‌رغم تلاش‌های صورت گرفته در راستای کاهش ابعاد و اندازه و وزن این سیستم‌ها، کماکان توان الکتریکی مورد نیاز برای راه‌اندازی این سیستم‌ها، بسیار بیشتر از توان مشابه در سیستم‌های GPS و امثال آن است. به همین ترتیب، توان الکتریکی تلف شده و به تبع آن میزان گرمای ایجاد شده در اثر کارکرد مداوم مدارات الکتریکی این سیستم‌ها، بسیار بیشتر از دیگر سیستم‌های ناوبری نظیر GPS و امثال آن است که همین امر، لزوم استفاده از سیستم‌های کنترل دما را دو چندان می‌نماید.

۶- در این نوع ناوبری، به «همراستاسازی اولیه<sup>۱</sup>» احتیاج است؛ هرچند الزام این موضوع به قدری نیست که برای عملکرد این سیستم ناوبری، یک عیب محسوب گردد.

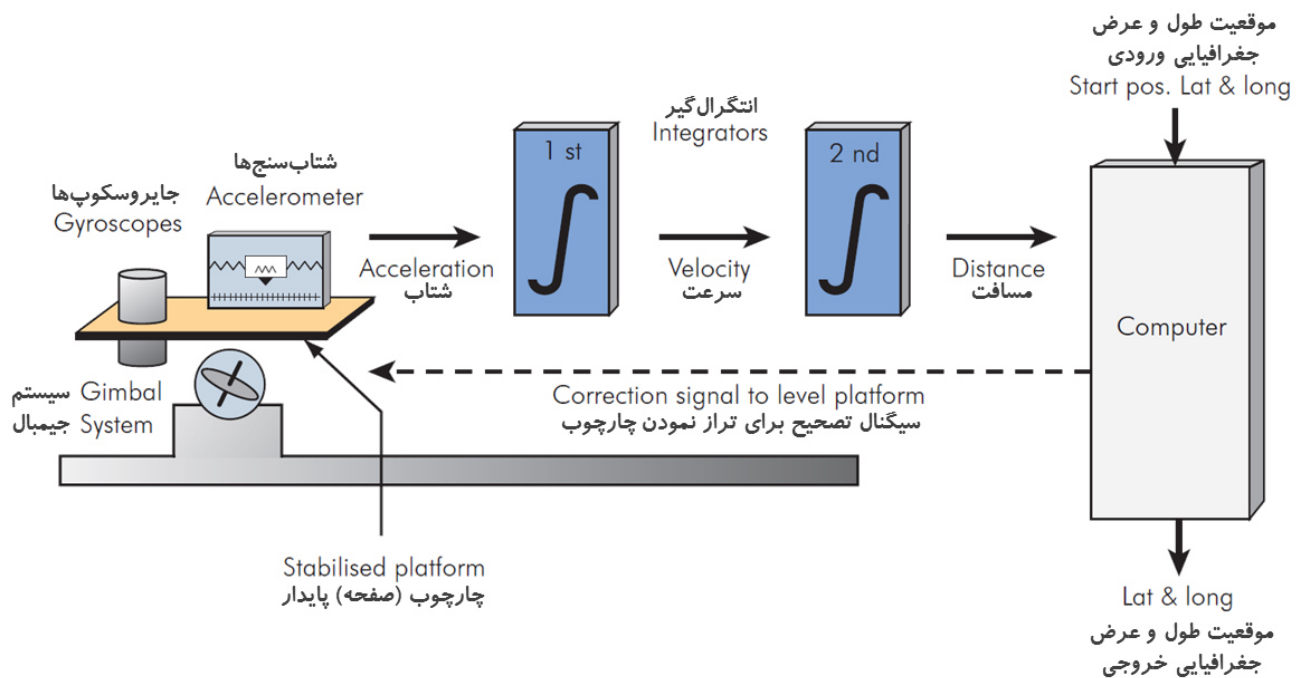
۷- هزینه‌های این سامانه در زمرهٔ معایب این سیستم محسوب می‌شوند؛ از جملهٔ این هزینه‌ها می‌توان به موارد ذیل اشاره نمود:

- هزینه‌های اکتساب و تامین که بعضاً در مرتبهٔ و یا اغلب بزرگتر از هزینه‌های گیرنده‌های GPS می‌باشند.
- هزینه‌های عملیاتی (مشمول بر عملیات انسانی مورد نیاز و زمان مورد نیاز برای مقداردهی اولیه به موقعیت و وضعیت) در این سیستم‌ها عموماً بالاست؛ به عنوان نمونه، زمان مورد نیاز برای مقداردهی اولیه به وضعیت INS و مقداردهی اولیه به راستای قطب‌نمایی، چیزی در حدود چند دقیقه است. در حالی که زمان لازم برای اولین تثبیت، TTFF<sup>۲</sup>، برای گیرنده‌های GPS در حدود حداکثر چند ثانیه است! زمان لازم برای اولین تثبیت، TTFF، معیاری از زمان مورد نیاز برای یک گیرندهٔ GPS جهت اخذ سیگنال از ماهواره و اخذ دیگر داده‌های ناوبری و محاسبهٔ یک موقعیت و یا سرعت و امثال آن است که در اصطلاح Fix نیز نامیده می‌شود.
- ۸- مشکل اصلی در ناوبری اینرسی آن است که یک شتاب‌سنج نمی‌تواند تفاوتی میان شتاب جسم متحرک و شتاب جاذبهٔ زمین قائل شود! بنابراین بایستی به دنبال روشی برای جداسازی اثرات شتاب ثقل زمین و اثرات شتاب خود جسم متحرک باشیم! این مشکل به یکی از دو روش ذیل قابل حل است:
  - در روش اول، شتاب‌سنج‌ها را در صفحه‌ای به موازات سطح افق محلی قرار داده تا بردار شتاب ثقل زمین بر روی آنها اثری نداشته باشد (به عبارت دیگر، در این روش، با استفاده از خروجی شتاب‌سنج‌ها، آنها را به صورت عمود بر بردار ثقل موضعی زمین در همان نقطه قرار می‌دهیم تا اثر جاذبه بر روی آنها حذف گردد). به این روش، در اصطلاح «مکانیزاسیون صفحه پایدار<sup>۳</sup>» گفته می‌شود.

<sup>۱</sup> Initial Alignment

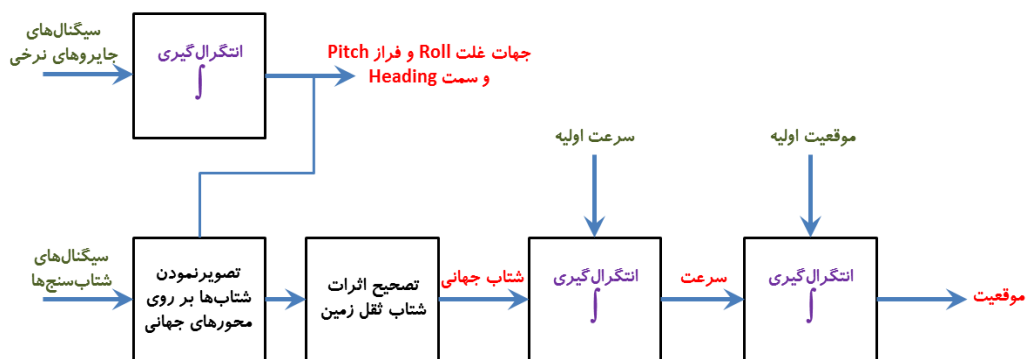
<sup>۲</sup> Time to First Fix

<sup>۳</sup> Stable Platform Mechanization



**شکل (۹)** شماتیکی از مکانیزاسیون صفحه پایدار؛ در این روش، به منظور حذف اثرات شتاب ثقل زمین از فروبی‌های شتاب‌سنج‌های موجود بر روی چارچوب (صفحه) پایدار، ابتدا نسبت به تراز نمودن خود چارچوب (صفحه) پایدار اقدام می‌نماییم. بدین منظور، از فروبی شتاب‌سنج‌های مزبور استفاده نموده و صفحه مزبور را آنقدر در جهات غلت و فراز دوران می‌دهیم تا فروبی شتاب‌سنج واقع در راستای شتاب ثقل موضعی زمین در همان نقطه، به صفر کاهش یابد. در این وضعیت، در اصطلاح گفته می‌شود که صفحه مزبور در وضعیت تراز قرار گرفته است؛ با این روش، می‌توان مطمئن بود که شتاب ثقل زمین و یا مولفه‌ای از آن، تاثیری بر روی محاسبات ناوبری نخواهد داشت.

- در روش دوم، زاویه میان بردار شتاب و بردار شتاب ثقل موضعی زمین را به طور دائمی تعقیب نموده و اثرات شتاب زمین را از خروجی آن کسر می‌نماییم. به این روش در اصلاح «مکانیزاسیون استرپ‌دان»<sup>۱</sup> گفته می‌شود.

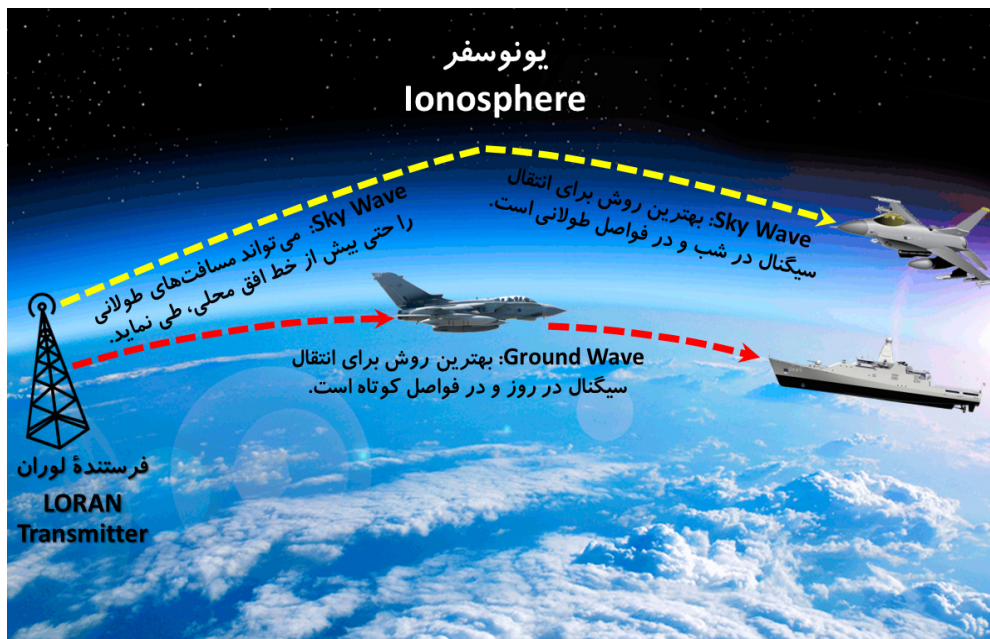


**شکل (۱۰)** شماتیکی از مکانیزاسیون استرپ‌دان؛ در این روش، زاویه میان بردار شتاب و بردار شتاب ثقل موضعی زمین را به طور دائمی تعقیب نموده و اثرات شتاب زمین را از فروبی آن کسر می‌نماییم.

یکی دیگر از روش‌های ناوبری، استفاده از ناوبری مبتنی بر ارسال امواج رادیویی از سمت فرستنده‌های با «موقعیت مشخص» نظیر LORAN و یا OMEGA و یا Tacan است؛ این روش، اگرچه در گذشته از کاربری نسبتاً وسیعی در میان محققین و بالاخص در ناوبری هوایی و یا دریایی برخوردار بوده است، لیکن به واسطه احتمال بروز تداخلات

<sup>۱</sup> Strapdown Mechanization

رادیویی و یا به دلیل احتمال بروز جنگ الکترونیک (یا در اصطلاح جمینگ<sup>۱</sup>) و نیز به واسطه بُرد محدود، دیگر در میان محققین و کاربران سیستم‌های ناوبری از جذابیت گذشته برخوردار نمی‌باشد.



**شکل (۱۱)** گیرنده‌های LORAN، سیگنال‌های مخابره شده از ایستگاه‌های زمینی را چه در قالب امواج انعکاسی از سمت آسمان یا در اصطلاح Sky Wave و یا چه در قالب امواج منتقل شده در فضا به مستقیم (موج زمینی) یا در اصطلاح Ground Wave دریافت می‌نمایند. امواج انعکاسی از سمت آسمان، به میزان سه برابر سریع‌تر از امواج منتقل شده به شکل موج زمینی (انتقالی در فضا به مستقیم) هستند و این امر به واسطه انعکاس امواج آسمانی توسط لایه باردار دور سطح زمین (تحت عنوان «لایه یونوسفر»<sup>۲</sup>) است.

<sup>۱</sup> Jamming

<sup>۲</sup> Ionosphere Layer

## معرفی «سیستم موقعیت یاب جهانی<sup>۱</sup>»، GPS، و «سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی<sup>۲</sup>»، GNSS

سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، یک سیستم ناوبری جهانی است که ایده اولیه آن توسط پارکینسون و همکاران وی ارائه گردید. شکل عملیاتی این سیستم، در دهه ۱۹۷۰ میلادی و توسط وزارت دفاع ایالات متحده جهت ایجاد یک «سیستم ناوبری بلادرننگ<sup>۳</sup>» بنیان‌گذاری شده و از تعدادی ماهواره در حال چرخش به دور زمین و ایستگاه‌های زمینی متعدد و نیز گیرنده‌های متعدد مرتبط تشکیل شده است. در آن زمان، برنامه‌ریزان دفاعی به دنبال سیستمی جهت موقعیت‌یابی، بدون نیاز به هرگونه ارتباطات رادیویی بودند. اگرچه اولین ماهواره از میان ماهواره‌های مرتبط با سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، در سال ۱۹۷۸ میلادی به فضا پرتاب گردید، لیکن اولین استفاده عملیاتی از این سیستم، در سال ۱۹۹۳ میلادی به عمل آمده و از سال ۱۹۹۵ میلادی، استفاده همگانی از این سیستم با استفاده از پوشش ۲۴ عدد ماهواره قرار گرفته در مدارهای ماهواره‌ای چرخشی بسیار دقیق، آغاز گردید. به این سیستم، در اصطلاح NAVSTAR<sup>۴</sup> نیز گفته می‌شود که در واقع مخفف عبارت «ناوبری با استفاده از زمان‌بندی و فاصله‌یابی ماهواره‌ای<sup>۵</sup>» است. هزینه صرف شده بر روی این سیستم تاکنون بالغ بر ۱۲ میلیارد دلار شده است. ماهواره‌های مورد استفاده در این سیستم در ۲۴ ساعت از شبانه‌روز و در تمامی شرایط آب و هوایی، کار کرده و اطلاعات مورد نیاز را در اختیار کاربران قرار می‌دهند. شاید بتوان گفت که این نوع ناوبری، تلفیقی از ناوبری ستاره‌ای و ناوبری مبتنی بر ارسال امواج رادیویی است؛ در واقع، ماهواره‌های ارسالی به سمت فضا، نقش یک سری «ستاره دست‌ساز» را بازی می‌کنند که موقعیت آنها در فضا ثابت نبوده و لازم است که به طریقی - که در ادامه توضیح داده خواهد شد - از موقعیت دقیق آنها در هر لحظه از زمان محاسبات ناوبری، مطلع باشیم. به بیان دیگر، در سیستم موقعیت یاب جهانی، از این «ستاره‌های دست‌ساز» به عنوان نقاط مرجع جهت محاسبه دقیق موقعیت و برخی پارامترهای مرتبط با آن، با دقتی در مرتبه متر، استفاده می‌شود. از سیستم‌های ناوبری جهانی عموماً برای اهداف ذیل استفاده می‌شود:

- ۱- موقعیت‌یابی دقیق (تعیین دقیق موقعیت یک جسم)
- ۲- ناوبری دقیق (تعیین دقیق راستا و سرعت و جهت حرکت یک جسم از یک سمت به سمت دیگر<sup>۶</sup>، کنترل و ناوبری دقیق تجهیزات خودران و خودروها و روبات‌ها، سرویس‌های بر مبنای موقعیت نظیر Google-Earth و یا Facebook و یا خرید اینترنتی از سایت‌های اینترنتی و یا تاکسی‌های اینترنتی و امثال آن)
- ۳- تعقیب (پایش حرکت مردم، حیوانات، خودروها، هواپیماها، کشتی‌ها، قطارها، پایش رانش قاره‌ها<sup>۷</sup> و غیره)
- ۴- نقشه‌کشی دقیق (ترسیم نقشه ساختمان‌ها، راهها، ترسیم خطوط مرزی شهرها و روستاها، استان‌ها و کشورها)
- ۵- تعیین دقیق زمان (ایجاد یک بستر دقیق محاسباتی جهت محاسبه و بیان زمان واقعی و دقیق؛ همزمان‌سازی<sup>۸</sup> ایستگاه‌های مرجع برای کاربردهای مخابراتی و نیروگاه‌های برق، یا فعالیت‌های تجاری نظیر بورس‌های بین‌المللی و امثال آن، یا رصد اجرام آسمانی توسط تلسکوپ‌های بزرگ در نقاط مختلف دنیا)

<sup>۱</sup> Global Positioning System

<sup>۲</sup> Global Navigation Satellite System

<sup>۳</sup> Real-time Navigation System

<sup>۴</sup> NAVigation Satellite Timing And Ranging

<sup>۵</sup> Navigation with Satellite Timing and Ranging

<sup>۶</sup> نکته جالب اینجاست که امروزه با استفاده از چندین گیرنده ماهواره‌ای نصب شده بر روی یک جسم، و با استناد به تغییر فاز میان سیگنال‌های دریافتی، می‌توان وضعیت یا در اصطلاح Attitude یک جسم در کانال‌های غلت Roll و فراز Pitch و سمت Heading را تعیین نمود.

<sup>۷</sup> رانش قاره‌ای، Continental Drift، به حرکت نسبی قاره‌ها بر روی سطح زمین با یک سرعت آهسته (در حدود ۲۵۰ سانتی‌متر در سال) گفته می‌شود.

<sup>۸</sup> Synchronization



شکل (۱۲) برخی از مهمترین کاربردهای سیستم‌های ناوبری جهانی

یکی از ویژگی‌های منحصر به فرد ناوبری ماهواره‌ای، عدم وجود مساله‌ای تحت عنوان خطای انباشتگی (نظیر آن چیزی که در ناوبری کور یا در سیستم ناوبری اینرسی، INS، آن مواجه شدیم) است که ناوبری ماهواره‌ای را به یکی از ناوبری‌های جذاب امروزی مبدل نموده است؛ زمانی که صحبت از سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS، می‌شود، بایستی توجه داشت که این سیستم، تنها سیستم موقعیت‌یابی جهانی موجود نمی‌باشد؛ بلکه GPS یکی از چندین سیستم موقعیت‌یابی و «ناوبری ماهواره‌ای»<sup>۱</sup> موجود است. به بیان دیگر، در کنار سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS، چندین سیستم ناوبری ماهواره‌ای دیگر نیز وجود دارند که بخشی از «سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی» یا در اصطلاح GNSS هستند که همگی جهت موقعیت‌یابی، از ماهواره‌ها استفاده می‌کنند و همگی توانمندی ارائه خدمات ناوبری ماهواره‌ای با پوشش جهانی در هر نقطه از جهان را دارند (هرچند که برخی از این سیستم‌های ناوبری جهانی، فعلاً پوشش منطقه‌ای داشته و در آینده نزدیک و با پرتاب مابقی ماهواره‌های مورد نظر خود به سمت فضا، پوشش جهانی نیز پیدا خواهند نمود)؛ از جمله مهمترین «سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی»، GNSS، می‌توان به گلوناس یا همان GLONASS (توسعه یافته توسط روسیه)، بیدو یا همان BeiDou که بعضاً Compass یا همان قطب‌نما نیز نامیده می‌شود (توسعه یافته توسط چین) و گالیله یا همان Galileo (توسعه یافته توسط اتحادیه اروپا)، ناویک یا همان NaVic (توسعه یافته توسط هند) و QZSS (توسعه یافته توسط ژاپن) اشاره نمود.

با توجه به مطالب فوق، سیستم ناوبری ماهواره‌ای به هر سیستمی گفته می‌شود که از سیگنال‌های زمانی<sup>۲</sup> رادیویی انتقال یافته از سمت ماهواره به سمت گیرنده‌های زمینی، برای تعیین دقیق موقعیت فضایی گیرنده‌های الکترونیکی (یعنی طول و عرض جغرافیایی و ارتفاع از سطح دریای این گیرنده‌ها) با دقت چند متر استفاده می‌کند.

همانطور که در شکل (۱۳) نشان داده شده است، سیستم موقعیت‌یاب جهانی از سه قسمت اصلی تشکیل شده است:

۱- بخش کنترلی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> Satellite Navigation

<sup>۲</sup> Time Signals

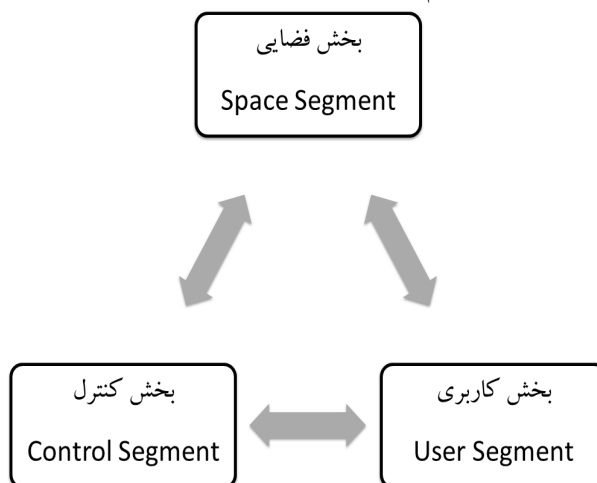
<sup>۳</sup> Control Segment



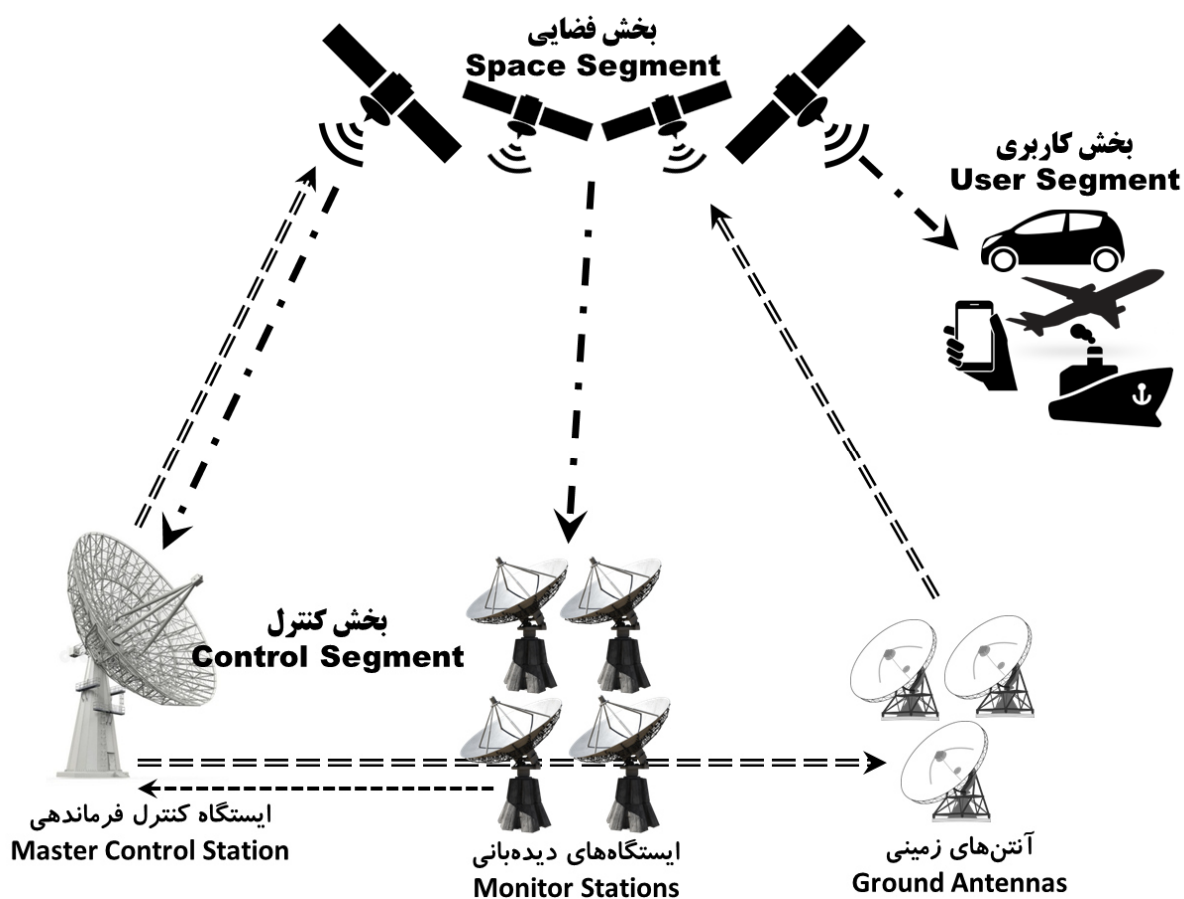
۲- بخش فضایی<sup>۱</sup>

۳- بخش کاربری<sup>۲</sup>

فقط در سایه عملکرد صحیح و دقیق هر یک از این سه بخش است که می‌توان با کارکرد صحیح و قابل اطمینان کل مجموعه سیستم موقعیت‌یاب جهانی مواجه شویم.



شکل (۱۳) شماتیک از اجزای تشکیل دهنده سیستم موقعیت‌یاب جهانی



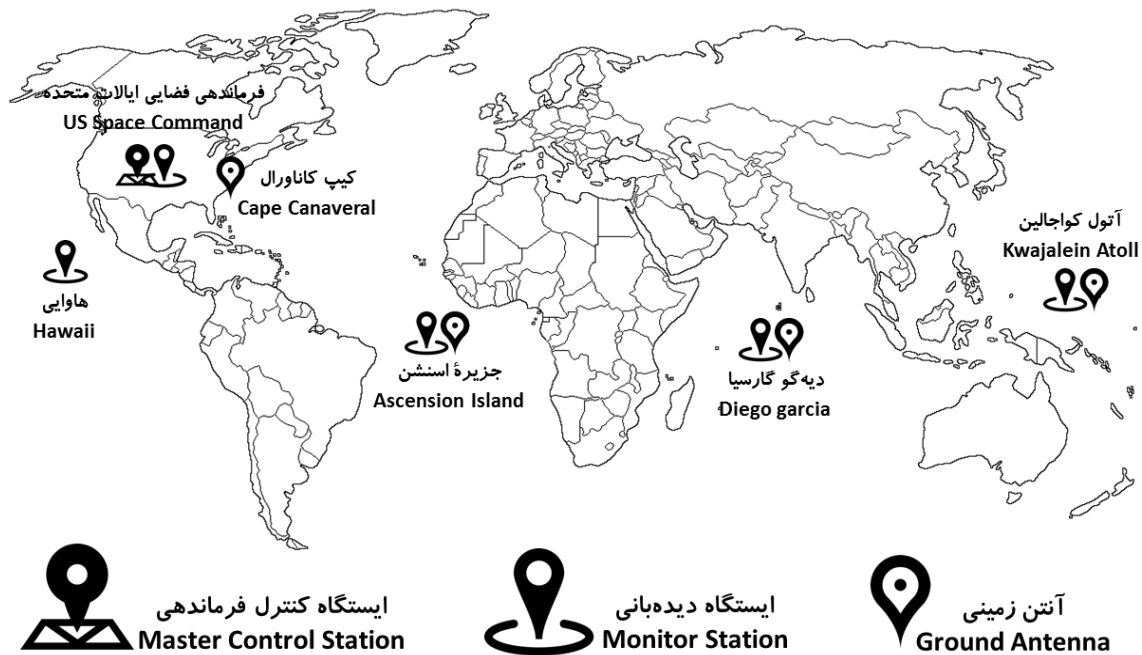
شکل (۱۴) شماتیک دیگری از اجزای تشکیل دهنده سیستم موقعیت‌یاب جهانی

<sup>۱</sup> Space Segment

<sup>۲</sup> User Segment

## معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش کنترل» سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS

همانطور که در شکل (۱۵) نشان داده شده است، بخش کنترل سیستم موقعیت یاب جهانی، متشکل از یک ایستگاه کنترل فرماندهی،<sup>۱</sup> MCS، چهار ایستگاه دیده بانی و سه آنتن زمینی (به علاوه یک آنتن پشتیبان در پایگاه کپ کاناورال ایالات متحده) جهت انتقال اطلاعات به ماهواره‌ها است. ایستگاه کنترل فرماندهی، MCS، که در اصطلاح مرکز عملیات‌های ماهواره‌ای یکپارچه<sup>۲</sup> نیز نامیده می‌شود، در مرکز فرماندهی فضایی نیروی هوایی ایالات متحده (پایگاه نیروی هوایی فالکون<sup>۳</sup>) در ایالت کلرادو آمریکا قرار دارد. این مرکز، مسئول کنترل ماهواره و نیز کلیه عملیات‌های سیستم مزبور است. ایستگاه‌های دیده بانی، MS<sup>۴</sup>، در واقع یک سری سنسورهای سنجش از راه دور هستند که به صورت غیرفعال نسبت به جمع‌آوری داده‌های سیگنال‌های ماهواره و انتقال مجدد آن به صورت بلادرنگ به سمت MCS جهت ارزیابی اقدام می‌کنند. ایستگاه‌های دیده بانی اصولاً به عنوان گیرنده‌های رادیویی بسیار دقیق کار نموده و به محض اینکه یک ماهواره در محدوده دید این ایستگاه‌ها قرار بگیرد، نسبت به رهگیری<sup>۵</sup> آن اقدام می‌کنند. آنتن‌های زمینی نیز به صورت کنترل از راه دور، توسط MCS کنترل می‌گردند. این ایستگاه‌ها در واقع وظیفه انتقال فرامین داده دریافتی از MCS به سمت ماهواره‌های GPS واقع در محدوده دید خود را بر عهده دارند. در شکل (۱۵) شماتیکی از موقعیت جغرافیایی مراکز و ایستگاه‌های مورد استفاده در سیستم موقعیت یاب جهانی نشان داده شده است.



شکل (۱۵) شماتیکی از موقعیت جغرافیایی مراکز و ایستگاه‌های زمینی مورد استفاده در سیستم موقعیت یاب جهانی

همانطور که گفته شد، یکی از وظایف مهم بخش کنترل سیستم موقعیت یاب جهانی، ارسال فرامین به سمت ماهواره‌های GPS است که از آن جمله می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

۱- ارسال ضرایب تصحیح کننده ساعت برای هر ماهواره؛ ارسال این ضرایب جهت حصول اطمینان از کارکرد

<sup>۱</sup> Master Control Station

<sup>۲</sup> Consolidated Satellite Operations Center

<sup>۳</sup> Falcon Air Force Base

<sup>۴</sup> Monitor Stations

<sup>۵</sup> Tracking

تمامی ماهواره‌ها در یک زمان دقیق و یکسان (که در اصطلاح «زمان GPS»<sup>۱</sup> شناخته می‌شود) ضروری است. یک فرض بسیار مهم در سیستم موقعیت‌یاب جهانی آن است که زمان GPS جاری تمامی ماهواره‌های موجود در این سیستم، برابر یکدیگر بوده و به عبارتی ساعت‌های GPS موجود در این ماهواره‌ها با دقت بسیار بالایی، با یکدیگر هم‌آهنگ و هم‌زمان و تنظیم شده‌اند. در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، نیازمند ساعت‌های اندازه‌گیری بسیار دقیق هستیم که در همین راستا، عموماً از «ساعت‌های اتمی»<sup>۲</sup> در ماهواره‌های این سیستم استفاده می‌شود. در واقع، در هر ماهواره، از ۴ عدد ساعت اتمی (هر یک به ارزش تقریبی ۱۰۰ هزار دلار) استفاده می‌شود که همیشه فقط یکی از این ۴ ساعت اتمی، فعال خواهد بود و سه عدد ساعت اتمی دیگر، به صورت یدک و در مواقع ضروری (مثلاً در شرایط از کار افتادن و یا خراب شدن ساعت اتمی جاری سیستم) مورد استفاده قرار خواهند گرفت. جالب اینجاست که علی‌رغم دقیق بودن این ساعت‌ها، دستگاه‌های گیرنده GPS (همانند سیستم GPS موجود در گوشی‌های هوشمند تلفن همراه و یا گیرنده‌های دستی و تجاری موجود در بازار)، فاقد این ساعت اتمی هستند و در ادامه نشان خواهیم داد که اصولاً نیازی به وجود ساعت‌های بسیار دقیق و گرانقیمت در گیرنده‌های GPS نیست و مشکل عدم دقت ساعت‌های موجود در گیرنده‌های تجاری به روشی ابتکاری، حل خواهد شد!

۲- ارسال اطلاعات مربوط به وضعیت پیرامونی بیرون از اتمسفر زمین جهت کمک به تصحیح اختلالات ایجاد شده توسط محیط پیرامونی اتمسفر بر روی سیگنال‌های ماهواره‌ای GPS عبور کننده از داخل لایه یونوسفر اتمسفر زمین (مثلاً در اثر وقوع طوفان‌های خورشیدی<sup>۳</sup>، با اختلالات جدی مواجه می‌شویم که نیازمند ارسال اطلاعات به ماهواره‌ها جهت تصحیح و کالیبراسیون محاسبات آنها متناسب با شدت وقوع این طوفان‌ها هستیم). ۳- ارسال تقویم نجومی<sup>۴</sup> که در واقع گزارشی از موقعیت‌ها و نیز وضعیت سلامتی ماهواره‌ها بوده و به یک گیرنده GPS اجازه می‌دهد تا ماهواره‌هایی را که در نیم کره خود قرار دارند و نیز زمان‌های مربوط به آنها را تشخیص دهد. تقویم مزبور در واقع همانند یک جدول زمانی مورد استفاده در ناوبری ستاره‌ای، به یک گیرنده GPS می‌گوید که در کجا و در چه زمانی، ماهواره‌ها (به عنوان یک سری «ستاره‌های دست‌ساز»<sup>۵</sup> ارسالی به فضا و در حال چرخش به دور زمین) در نقطه دید گیرنده مزبور قرار خواهند داشت؟ این جدول زمانی این قابلیت را به گیرنده‌های GPS خواهد داد که نسبت به انتخاب بهترین و باکیفیت‌ترین سیگنال‌ها جهت استفاده در موقعیت‌یابی خود اقدام کنند.

۴- ارسال داده‌های سالنمای نجومی ماهواره یا در اصطلاح Ephemeris که برای هر ماهواره، مختص و منحصر به همان ماهواره بوده و اطلاعات مربوط به «مدار حرکتی ماهواره در فضا» و نیز «موقعیت بسیار دقیق آن ماهواره در آن لحظه» را به صورت منظم تامین می‌نماید. البته داده‌های مزبور، مشتمل بر اطلاعات مجموعه ماهواره‌های GPS به صورت یک کل نمی‌باشد. داده‌های تقویم نجومی به عنوان بخشی از هر «سیگنال زمانی ماهواره»<sup>۵</sup> منتقل خواهد شد.<sup>۶</sup>

<sup>۱</sup> GPS Time

<sup>۲</sup> Atomic Clocks

<sup>۳</sup> Solar Winds

<sup>۴</sup> Almanac

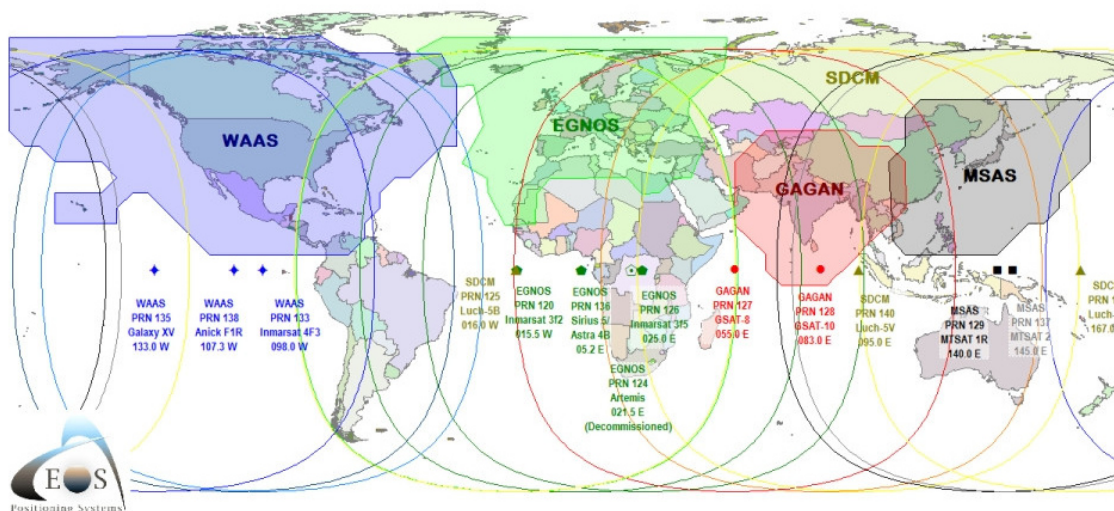
<sup>۵</sup> Satellite's Time Signal

<sup>۶</sup> لازم به ذکر است که در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، GPS، اطلاعات مربوط به داده‌های سالنمای نجومی، هر ۲ ساعت یک بار، به روز رسانی شده و تا ۴ ساعت معتبر است. اطلاعات مربوط به تقویم نجومی نیز هر ۲۴ ساعت یک بار، به روز رسانی می‌شود.

با تلفیق اطلاعات مربوط به تقویم نجومی مربوط به ماهواره‌های GPS و داده‌های سالنمای نجومی ماهواره‌های GPS (که برای هر ماهواره، مختص به همان ماهواره است) می‌توان موقعیت دقیق هر ماهواره را در هر لحظه و به درستی و با دقت بسیار بالا تعیین نمود.

با توجه به مطالب فوق، به نظر می‌رسد که دو عدد از وظایف بخش کنترل، (۱) تشخیص ماهواره‌هایی است که به درستی نسبت به ارسال اطلاعات اقدام نمی‌کنند و از همینرو نیازمند فرمان‌دادن به آنها جهت تشخیص دادن قرار داشتن آن ماهواره در وضعیت ناسالم و نامعتبر است تا دیگر از داده‌های آن ماهواره استفاده نشود و (۲) تشخیص دادن ماهواره‌هایی است که در مدار پروازی مناسب قرار ندارند و از همینرو نیازمند فرمان‌دادن به آنها جهت تصحیح مدار پروازی آنها با استفاده از موتورهای بوستری (تراسترهای<sup>۱</sup>) موجود بر روی آن ماهواره‌ها است.

لازم به ذکر است که در کنار فعالیت بخش‌های ذکر شده فوق، برای بهبود هرچه بیشتر دقت داده‌های دریافتی از سیستم‌های GNSS، از سامانه‌های کمکی دیگری نظیر «سیستم تقویت داده مبتنی بر ماهواره و یا به اختصار SBAS»<sup>۲</sup> نیز استفاده می‌شود؛ استفاده از چنین سیستم‌هایی، منجر به بهبود دقت داده‌های GNSS، بهبود پیوستگی و جامعیت آنها و نیز افزایش در دسترس بودن داده‌های GNSS در هر لحظه در منطقه تحت پوشش این سیستم‌ها (و نه لزوماً در کل کره زمین) می‌شود. برخی از مهمترین سیستم‌های SBAS جاری عبارتند از: WAAS (متعلق به ایالات متحده)، MSAS (متعلق به ژاپن)، EGNOS (متعلق به اتحادیه اروپا)، GAGAN (متعلق به هند) و SDCM (متعلق به روسیه). سیستم WAAS که در اصطلاح «سیستم تقویت منطقه‌ای وسیع»<sup>۳</sup> نیز نامیده می‌شود، یک سیستم کمک ناوبری هوایی است که توسط اداره هوانوردی فدرال ایالات متحده توسعه یافته تا با استفاده از آن بتوان داده‌های GPS را برای بهبود دقت، جامعیت و در دسترس بودن آنها در تمام منطقه تحت پوشش این سیستم، تقویت نمود. هدف اولیه توسعه این سیستم، قادر ساختن کلیه هواپیماهای در حال پرواز در محدوده تحت پوشش این سیستم جهت استفاده از داده‌های GPS در تمام فازهای پروازی آنها و من جمله در هنگام تقرب دقیق هواپیما به باندهای فرودگاهی بود.



**شکل (۱۶)** شماتیک از مهمترین سیستم‌های SBAS جاری و منطقه تحت پوشش آنها مشتمل بر: WAAS (متعلق به ایالات متحده)، MSAS (متعلق به ژاپن)، EGNOS (متعلق به اتحادیه اروپا)، GAGAN (متعلق به هند) و SDCM (متعلق به روسیه)، همانطور که در این شکل نیز مشخص است، هیچ یک از سیستم‌های SBAS جاری، پوشش جهانی ندارند.

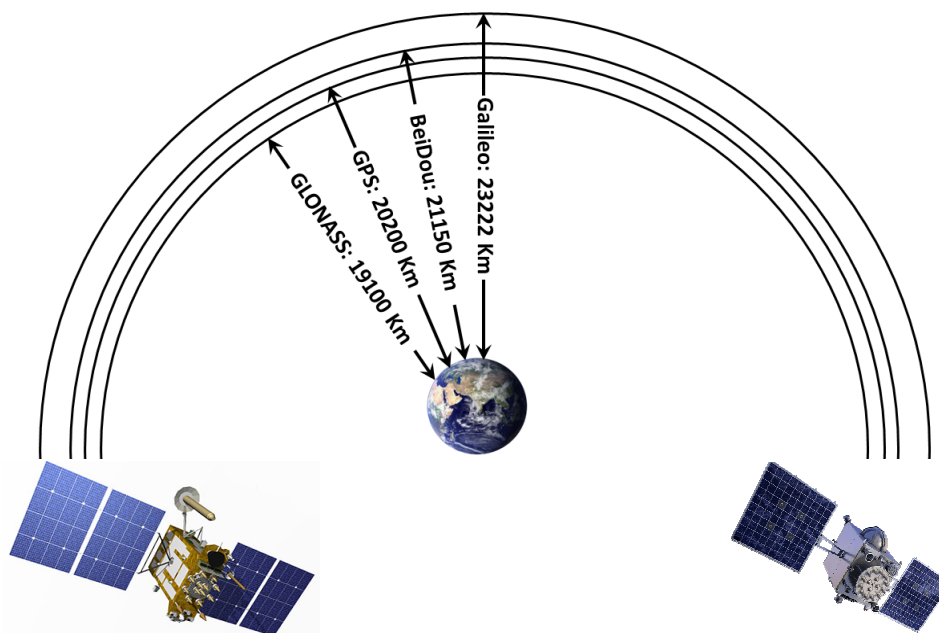
<sup>۱</sup> Thrusters

<sup>۲</sup> Satellite Based Augmentation System

<sup>۳</sup> Wide Area Augmentation System

## معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش فضایی» سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS

بخش فضایی سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، متشکل از مجموعه‌ای از ۳۱ ماهواره فعال و ۱ ماهواره ذخیره در حال چرخش به دور زمین در ۶ صفحه مداری است؛ اگرچه عموماً تعداد ماهواره‌های موجود در این سیستم، ۲۴ عدد ذکر می‌شود، لیکن بایستی خاطرنشان نمود که تعداد ماهواره‌های فعال در هر لحظه، اغلب بیشتر و یا کمتر از ۲۴ عدد است. هر ماهواره در زاویه مداری ۵۵ درجه نسبت به خط استوا قرار گرفته است. شبکه مداری ماهواره‌ها به نحوی چیده شده‌اند که در هر یک از ۶ صفحه مداری تعریف شده، ۴ عدد ماهواره در حال چرخش به دور زمین هستند. تعداد و چینش ماهواره‌های بخش فضایی سیستم موقعیت یاب جهانی به نحوی برنامه‌ریزی شده است که در هر لحظه و به ازای هر نقطه فرضی بر روی کره زمین، در بالای «زاویه فراز»<sup>۱</sup> ۱۵ درجه‌ای بالاتر از خط افق، لااقل ۴ عدد ماهواره در نقطه دید باشد. به عنوان یک اصل کلی، ساعت اتمی موجود در هر ماهواره با ساعت‌های اتمی موجود در دیگر ماهواره‌ها، از انطباق زمانی نسبتاً ایده‌آلی برخوردار است. مدار چرخش هر ماهواره دارای ارتفاع متوسط ۲۰۲۰۰ کیلومتری از سطح زمین (اندازه‌گیری شده نسبت به سطح آزاد آب‌های بین‌المللی) است؛ از طرفی هر ماهواره، در هر ۱۲ ساعت یک دور به دور زمین می‌چرخد؛ به بیان دیگر، سرعت مداری هر ماهواره تقریباً برابر ۲/۹ کیلومتر در هر ثانیه است که این بدان معناست که هر ماهواره از یک افق قابل شهود تا افق قابل شهود بعدی را تقریباً در عرض ۲ ساعت طی خواهد نمود. همچنین این ماهواره‌ها در طول هر شبانه‌روز، لااقل دو بار از روی هر نقطه فرضی بر روی زمین عبور خواهند نمود. به واسطه حرکت ماهواره‌ها به دور زمین و در وضعیتی که یک گیرنده ماهواره در حال گزارش موقعیت خود است، در بهترین حالت قادر به دریافت اطلاعات لحظه‌ای از ۱۰ الی ۱۲ ماهواره و در بدترین حالت قادر به دریافت اطلاعات لحظه‌ای از ۴ الی ۶ ماهواره است. عمر هر ماهواره در حدود ۱۰ سال بوده و وزن هر یک در حدود ۹۰۰ کیلوگرم است. جایگزینی ماهواره‌های قدیمی با ماهواره‌های جدید به صورت مداوم در حال انجام است.



شکل (۱۷) تصویر بالا: ارتفاع پروازی ماهواره‌ها در سیستم‌های GNSS، نظیر GPS، GLONASS، Beidou و Galileo.

ارتفاع پروازی ماهواره‌ها از سطح زمین در هر سیستم به ترتیب برابر ۱۹۱۰۰ کیلومتر برای گلوناس، ۲۰۲۰۰ کیلومتر برای GPS، ۲۱۱۵۰ کیلومتر برای بیرو و ۲۳۲۲۲ کیلومتر برای گالیله بوده و همگی در مدار MEO<sup>۲</sup> مستقر هستند. تصویر پایین - راست: تصویری از یک ماهواره مربوط به سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS؛ تصویر پایین - چپ: تصویری از یک ماهواره مربوط به سیستم موقعیت یاب جهانی، GLONASS.

<sup>۱</sup> Elevation Mask

<sup>۲</sup> Mid Earth Orbit

هر ماهواره مجهز به صفحات خورشیدی به عنوان منبع اصلی (اولیه) تامین توان و نیز باتری‌های نیکل کادمیومی به عنوان منبع ثانویه تولید توان هستند. با کمک موتورهای بوستری (تراسترهای) موجود بر روی هر ماهواره، آن ماهواره در خصوص حفظ ارتفاع مداری و مدار چرخشی خود اقدام می‌کند؛ در وضعیتی که صفحات خورشیدی هر ماهواره باز شده باشد، هر صفحه دارای طول تقریباً ۵ متری هستند. توان ارسالی هر ماهواره به سمت زمین، در حدود ۳۰ الی ۵۰ وات است. اما با توجه به اینکه توان یک سیگنال متناسب با عکس مجذور فاصله، کاهش می‌یابد، بنابراین در فاصله ۲۰۲۰۰ کیلومتری موجود میان ماهواره تا گیرنده GPS بر روی زمین، اندازه توان سیگنال ارسالی از سمت ماهواره، به میزان  $10^{16}$  برابر کاهش یافته و سیگنال دریافتی توسط گیرنده GPS دارای توانی کمتر از نویز حرارتی خواهد شد. هر ماهواره به عنوان بخشی از سیگنال خود، نسبت به ارسال اطلاعات بسیار مهم زیر به سمت ایستگاه‌های زمینی و نیز به سمت کلیه کاربران گیرنده‌های GNSS اقدام می‌کند:

- ۱- سیگنال‌های فاصله‌یابی کدگذاری شده<sup>۱</sup> (برای اجرای فرآیند بسیار مهم و حیاتی «مثلث‌سازی»<sup>۲</sup> که در ادامه همین بحث، به اهمیت بی‌نظیر این فرآیند در موقعیت‌یابی توسط این سیستم اشاره خواهد شد): این سیگنال‌ها در واقع یک کد متشکل از چندین صفر و یک متوالی هستند که در اصطلاح نویز شبه تصادفی<sup>۳</sup>، PRN، و یا کدهای PRN نامیده می‌شوند. با استفاده از این الگو، به گیرنده GPS اجازه داده می‌شود تا با تطبیق‌دهی میان کد دریافتی از ماهواره با همان بخش از کد مشابه ایجاد شده توسط گیرنده GPS، مدت زمان لازم جهت سفر<sup>۴</sup> سیگنال رادیویی از سمت ماهواره تا رسیدن به گیرنده مورد نظر (یا همان تاخیر میان دو بخش یکسان از کد دریافتی از ماهواره و کد ایجاد شده توسط گیرنده GPS) را تعیین نماید. همچنین این سیگنال که متشکل از امواج حامل با الگویی مشخص و از پیش تعریف شده است، دچار تغییر فاز با یک نرخ بسیار دقیق و البته در زمان‌های دقیق خواهد شد؛ این الگوی تغییر فاز برای هر ماهواره منحصر به همان ماهواره بوده و در صورتی که بتوان به هر روشی، نسبت به شناسایی الگوی دریافتی از یک ماهواره اقدام نماییم، قادر خواهیم بود که دقیقاً مشخص نماییم که با کدام ماهواره از میان ماهواره‌های موجود در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، سروکار داریم و یا به عبارتی، در حال گوش دادن به اطلاعات ارسالی از کدام ماهواره هستیم؟
- ۲- داده دیگری که توسط یک ماهواره ارسال می‌شود، داده‌ای است که در اصطلاح «داده ناوبری»<sup>۵</sup> و یا «پیام ناوبری»<sup>۶</sup> نامیده می‌شود؛ این «داده ناوبری» و یا «پیام ناوبری» متشکل از بخش‌های ذیل است:
  - بخش دیگری از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، مجموعه‌ای از اعداد هستند که پیش از این «داده‌های سالنمای نجومی هر ماهواره» یا همان Ephemeris نامیده شده و برای هر ماهواره، مختص و منحصر به همان ماهواره بوده و اطلاعات مربوط به «مدار حرکتی تعریف شده برای آن ماهواره در فضا» و نیز اطلاعات مربوط به «موقعیت بسیار دقیق آن ماهواره در آن لحظه از زمان» را تامین می‌کند.
  - اطلاعات مربوط به وضعیت پیرامونی بیرون از اتمسفر زمین جهت تصحیح خطاهای ناشی از تغییرات محیطی (مثلاً تغییرات وضعیت پیرامونی اتمسفر زمین در مواجهه با طوفان‌های الکترومغناطیسی خورشیدی).
  - اطلاعات مربوط به وضعیت سلامتی ماهواره‌ها.

<sup>۱</sup> Coded Ranging Signals

<sup>۲</sup> Triangulation

<sup>۳</sup> Pseudo-Random Noise

<sup>۴</sup> Travel Time

<sup>۵</sup> Navigation Data

<sup>۶</sup> Navigation Message



- بخشی از اطلاعات بسیار مهم موجود در «پیام ناوبری»، زمان GPS جاری است که بر حسب ثانیه بیان شده و برای تمام ماهواره‌های موجود در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، یک زمان واحد و یکسان است؛<sup>۱</sup> زمان GPS جاری، به تعداد ثانیه‌های گذشته از نیمه شب ۵ ژانویه سال ۱۹۸۰ گفته می‌شود. البته، بخشی از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، اطلاعات مربوط به تصحیح ساعت است که در واقع تعریف کننده زمان دقیق انتقال سیگنال ماهواره (در «زمان GPS») بوده و یک پارامتر تصحیح کننده برای تبدیل «زمان GPS» به ساعت هماهنگ جهانی، UTC<sup>۲</sup>، است.<sup>۳</sup>

### معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش کاربری» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS

همانطور که از نام بخش کاربری سیستم موقعیت‌یاب جهانی بر می‌آید، این بخش مشتمل بر کاربران و استفاده کنندگان از گیرنده‌های GPS است؛ گیرنده‌های GPS عموماً متشکل از آنتن، میکروپروسور سیگنال رادیویی، بخش کنترل و نمایشگر، واحد ثبت اطلاعات و منبع تغذیه (عموماً یک باتری قابل شارژ) هستند. چنانچه بخواهیم نحوه کارکرد یک سیستم موقعیت‌یاب جهانی را به طور خلاصه تشریح کنیم، بایستی بگوییم که گیرنده‌های GPS در هر لحظه به پیام‌های ارسالی از سمت ماهواره‌ها (یعنی پیام‌های دربرگیرنده زمان جاری و نیز موقعیت هر ماهواره) گوش فرا داده و از روی تجزیه و تحلیل پیام‌های دریافتی، اولاً می‌فهمند که زمان حقیقی جاری دقیقاً چند است و ثانیاً موقعیت دقیق خود را به دست خواهند آورد.

گیرنده‌های ماهواره، در واقع یک بخش غیرفعال هستند که تنها به اطلاعات ارسالی از سمت «بخش فضایی» گوش فرا داده و هیچ گونه اطلاعاتی را به سمت هیچ گیرنده بیرونی ارسال نمی‌کنند و از همینرو هیچ گونه پهنای باند یا ظرفیتی را اشغال نمی‌کنند؛ به همین دلیل است که در هر زمان، می‌توان تعداد بی‌شمار گیرنده GPS فعال در هر منطقه از کره زمین (مثلاً در یک شهرک و یا یک محله شهری) داشت، بدون آنکه نگران کاهش پهنای باند و به تبع آن نگران کاهش سرعت دریافت اطلاعات از ماهواره‌ها بود. با توجه به اینکه یک گیرنده ماهواره، هیچ گونه اطلاعاتی را به سمت هیچ گیرنده بیرونی ارسال نمی‌کند، بنابراین بر خلاف تصورات غلط رایج، تقریباً غیرممکن است که بتوان صرفاً با ردیابی اطلاعات دریافتی توسط یک گیرنده GPS، حضور یک گیرنده فعال ماهواره در یک نقطه و یا بر روی هر وسیله را تشخیص داد. از جمله دیگر کاربردهای گیرنده‌های GPS می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- ۱- ناوبری دریایی، هوایی و ستاره‌ای<sup>۴</sup>
- ۲- کمک به عملیات‌های امداد و نجات
- ۳- تسکین و تقلیل فاجعه
- ۴- تعیین میزان پیمایش
- ۵- تجهیزات کنترل از راه دور و نیز هدایت روبات‌ها
- ۶- موقعیت‌یابی و رهگیری ماهواره‌ها

<sup>۱</sup> پیش از این گفته شد که یکی از وظایف مهم بخش کنترل سیستم موقعیت‌یاب جهانی، ارسال ضرایب مورد نیاز جهت حصول اطمینان از کارکرد تمامی ماهواره‌ها در یک زمان دقیق و یکسان است که در اصطلاح «زمان GPS» نامیده شد و عملاً خروجی این فعالیت، کارکرد تمامی ماهواره‌ها در یک زمان GPS یکسان نسبت به یکدیگر و کاملاً منطبق بر هم است.

<sup>۲</sup> Coordinated Universal Time

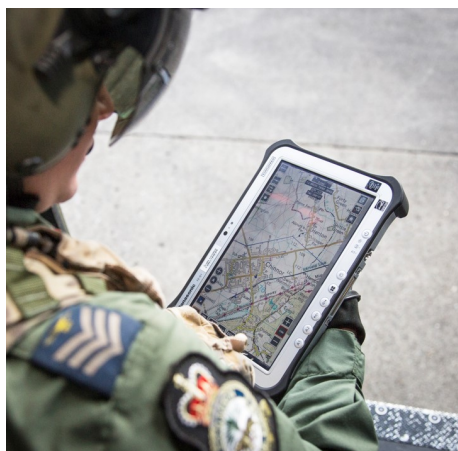
<sup>۳</sup> - ساعت هماهنگ جهانی، یک ساعت استاندارد زمانی همانند ساعت گرینویچ است که تنها ۰/۹ ثانیه با ساعت گرینویچ اختلاف دارد؛ از این ساعت زمانی که بسیار دقیق و در اصطلاح از جنس ساعت اتمی است، برای تنظیم ساعت‌ها با یکدیگر و نیز برای تعیین اختلافات زمانی نسبت به یک ساعت مرجع دقیق (که همان ساعت هماهنگ جهانی است) استفاده می‌شود.

<sup>۴</sup> Terrestrial

۷- کمک به حمل و نقل آسان و سریع و در حداقل زمان

۸- عملیات‌های نظامی

۹- سیستم اطلاعات جغرافیایی یا GIS<sup>۱</sup>



**شکل (۱۸)** شماتیکی از کاربردهای مختلف گیرنده‌های GPS؛ بالا راست: تصویری از یک گیرنده GPS مورد استفاده در دریانوردی؛ بالا چپ: تصویری از یک گیرنده GPS نظامی؛ پایین راست: تصویری از یک گیرنده GPS مورد استفاده در یک کوادراتور کنترل از راه دور؛ پایین چپ: تصویری از یک گیرنده GPS مورد استفاده در هوانوردی (قابل نصب بر روی سکان کنترلی خلبان برقی هواپیماها)

<sup>۱</sup> Geographic Information System

## مثلث‌سازی چیست و چگونه با استفاده از آن می‌توان موقعیت را تعیین نمود؟

یکی از کارهای یک گیرنده GPS، برقراری ارتباط با چهار یا تعداد بیشتری از ماهواره‌های موجود در سیستم موقعیت‌یاب جهانی است تا بتواند فاصله میان خود از هر یک از این ماهواره‌ها را تشخیص دهد تا از این طریق بتواند نسبت به موقعیت‌یابی خود اقدام کند. به عنوان یک اصل کلی، دقت محاسباتی یک گیرنده GPS برای اندازه‌گیری مشخصات ناوبری (نظیر موقعیت، سرعت، زمان دقیق و غیره) وابسته به تعداد ماهواره در نقطه دید آن گیرنده، بالاتر است و هر چه تعداد ماهواره بیشتری توسط گیرنده GPS مورد نظر دیده شود، دقت محاسبات ناوبری آن گیرنده، بالاتر خواهد بود. به طور کلی، برای اندازه‌گیری مشخصات ناوبری (نظیر موقعیت، سرعت، زمان دقیق و غیره)، به لاقل ۴ عدد و یا تعداد بیشتری ماهواره (در ماسک زاویه فراز بالاتر از ۱۵ درجه نسبت به سطح افق محلی) احتیاج است.<sup>۱</sup>

به فرآیند فاصله‌یابی میان گیرنده GPS و ماهواره‌های در نقطه دید آن، که بر اساس اصول ساده هندسی بنا نهاده شده است، در اصطلاح مثلث‌سازی گفته می‌شود؛ با توجه به اینکه فهم چگونگی استفاده از مثلث‌سازی در موقعیت‌یابی در فضای سه‌بعدی می‌تواند قدری پیچیده باشد، از همینرو ابتدا به بیان مثالی از نحوه کاربرد مثلث‌سازی در فضای دو‌بعدی جهت موقعیت‌یابی دو‌بعدی بر روی یک نقشه دو‌بعدی خواهیم پرداخت. در همین راستا، ابتدا فرض کنید در نقطه‌ای از کشور عزیزمان، ایران، قرار داشته باشید و به هر دلیلی موقعیت خود را گم نموده‌اید و مطلقاً نمی‌دانید که حتی در کدام استان قرار دارید! در این میان، دوستی را در نقطه‌ای از کشور پیدا می‌کنید و از وی سوال می‌کنید که «من هم‌اکنون کجا قرار دارم؟»؛ وی به شما می‌گوید: «شما دقیقاً در ۲۱۱ کیلومتری مرکز شهر همدان قرار دارید!». اگرچه این اطلاعات، باز هم خوب است، اما به تنهایی برای تعیین دقیق و مطلق موقعیت شما کافی نیست! چرا که همانند آنچه که در شکل (۱۹) نشان داده شده است، شما می‌توانید در هر نقطه‌ای بر روی دایره‌ای به شعاع ۲۱۱ کیلومتری حول مرکز شهر همدان قرار داشته باشید.



شکل (۱۹) زمانی که فقط از یک نفر، موقعیت نسبی خود را سوال می‌کنید، غیرممکن است که بتوانید موقعیت مطلق خود را به دست آورید.

برای موقعیت‌یابی دقیق‌تر، از نفر دومی که در نقطه دیگری از کشور قرار دارد، نیز سوال می‌کنید که «من هم‌اکنون کجا قرار دارم؟»؛ وی نیز به شما می‌گوید: «شما دقیقاً در ۸۹ کیلومتری مرکز شهر کاشان قرار دارید!». اگرچه این اطلاعات،

<sup>۱</sup> در خصوص ماسک زاویه فراز، جلوتر توضیحاتی ارائه شده است.



باز هم خوب است، اما باز هم به تنهایی برای موقعیت‌یابی دقیق و مطلق شما کافی نیست! لیکن با تلفیق با اطلاعات گرفته شده از نفر اول، می‌توان دریافت که شما در محل تقاطع دو دایره مختلف بر روی نقشه دو بُعدی قرار دارید؛ بنابراین عملاً شما بر روی یکی از دو موقعیت A و یا B نشان داده شده در شکل (۲۰) قرار دارید.



شکل (۲۰) زمانی که از دو نفر، موقعیت نسبی خود را سوال می‌کنید، موقعیت مطلق شما به دو نقطه A و B محدود شده است.

در این میان اگر نفر سومی را در گوشه دیگری از کشور پیدا نمایید که در موقعیت دو نفر قبلی قرار نداشته و از وی نیز سوال کنید که «من هم اکنون کجا قرار دارم؟»، پاسخ وی قطعاً منجر به تعیین قطعی موقعیت دقیق و مطلق شما خواهد شد؛ چرا که دایره سوم تنها از روی یکی از دو نقطه قبلی A و B خواهد گذشت. فرض کنید که پاسخ نفر سوم به اینصورت است که «شما دقیقاً در ۱۸۳ کیلومتری مرکز شهر کرد قرار دارید!». با تلفیق اطلاعات به دست آمده از سه نفر، موقعیت دقیق و مطلق شما مشخص شده است؛ بلکه شما در نقطه B، یعنی شهر محلات قرار دارید.



شکل (۲۱) با تلفیق اطلاعات افزوده از موقعیت نسبی شما نسبت به سه نفر مختلف که در سه نقطه مختلف از کشور قرار دارند، موقعیت دقیق و مطلق شما از میان دو نقطه A و B به دست آمده و موقعیت دقیق و مطلق شما، نقطه B یا شهر محلات خواهد بود.

در ادامه نشان خواهیم داد که در سیستم موقعیت یاب جهانی و با کمک گرفتن از الگوی محاسباتی مشابه می توان برای مثلث سازی در فضای سه بُعدی (یا موقعیت یابی سه بُعدی) استفاده نمود؛ با این تفاوت که در اینجا، ماهواره ها به جای نفرات سوال شونده نشسته اند و گیرنده شما نیز وظیفه انجام محاسبات در موقعیت یابی دقیق و نسبی شما نسبت به هر یک از ماهواره های سوال شونده را بر عهده خواهد داشت. همچنین با توجه به اینکه در فضای سه بُعدی قرار داریم، در این وضعیت، به جای دایره، از گره استفاده می شود. در واقع، در سیستم موقعیت یاب جهانی، موقعیت نسبی خود را نسبت به موقعیت مشخص و معلوم و البته کاملاً دقیق ماهواره ها (به عنوان مرجع موقعیت یابی) تعیین خواهیم نمود. به عنوان یک مثال کاربردی دیگر از چگونگی استفاده از موقعیت یابی نسبی جهت موقعیت یابی مطلق، دریاوردی را در نظر بگیرید که می خواهد از یک «بوق دریایی»<sup>۱</sup> و محاسبه «مدت زمان دریافت سیگنال»، برای موقعیت یابی خود استفاده نماید (لازم به ذکر است که بوق دریایی، سیستمی است که از ارسال امواج و سیگنال های صوتی، جهت ارسال اخطار به کشتی ها و شناورها جهت اجتناب از برخورد به صخره ها و یا موانع طبیعی و مصنوعی در آب و هوای مه آلود دریاها استفاده می کند).



**شکل (۲۲)** تصویری از یک بوق دریایی جهت ارسال اخطار به کشتی ها و شناورها جهت اجتناب از برخورد به صخره ها و یا موانع طبیعی و مصنوعی در آب و هوای مه آلود دریاها با استفاده از ارسال امواج و سیگنال های صوتی

همانطور که در شکل (۲۳) نشان داده شده است، بوق دریایی درست در لحظه  $T_1$  نسبت به انتشار صدای بوق خود اقدام می کند؛ فعلاً فرض بر این است که «شناور مورد نظر، دارای ساعتی دقیقاً همزمان و منطبق بر ساعت بوق دریایی است»؛ در اینصورت فرض نمایید که این شناور صدای منتشره از بوق دریایی را در لحظه  $T_2$  دریافت می کند. بدیهی است که فاصله میان بوق دریایی و شناور را می توان از روی حاصل ضرب «سرعت انتشار صوت<sup>۲</sup>» در «اندازه اختلاف زمانی میان لحظه ارسال صدای بوق از موقعیت بوق دریایی، یا همان ثانیه  $T_1$ ، و لحظه دریافت صدای بوق در موقعیت شناور، یا همان ثانیه  $T_2$ »، به دست آورد:

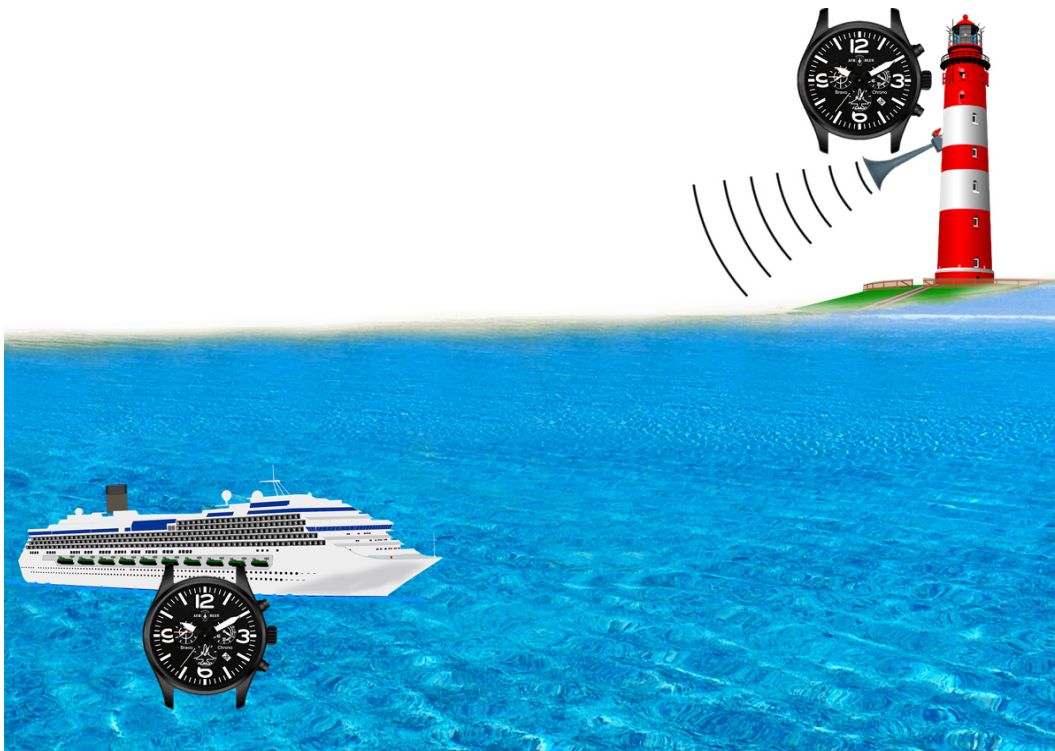
$$\text{Distance} = \text{Sound Speed} \times (T_2 - T_1) = D_1 \quad (۴)$$

در رابطه (۴)،  $(T_2 - T_1)$  بیانگر مدت زمان رسیدن سیگنال (صوت) از فرستنده تا گیرنده است.

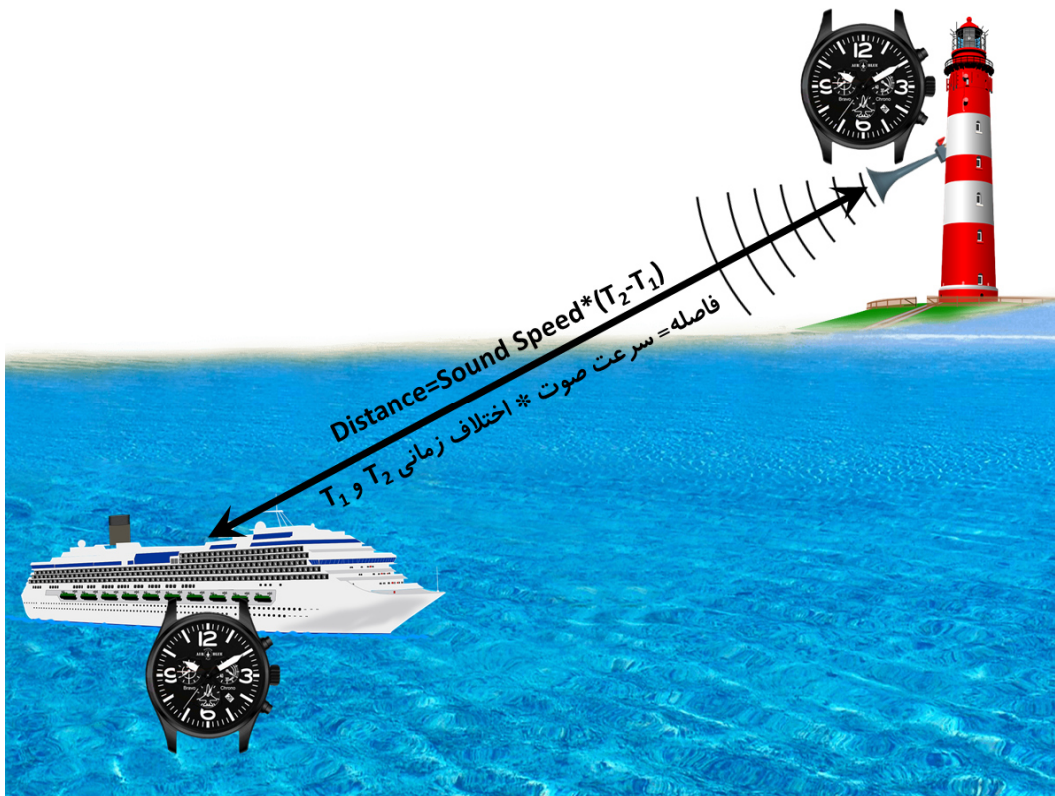
<sup>۱</sup> Foghorn

<sup>۲</sup> Sound Speed





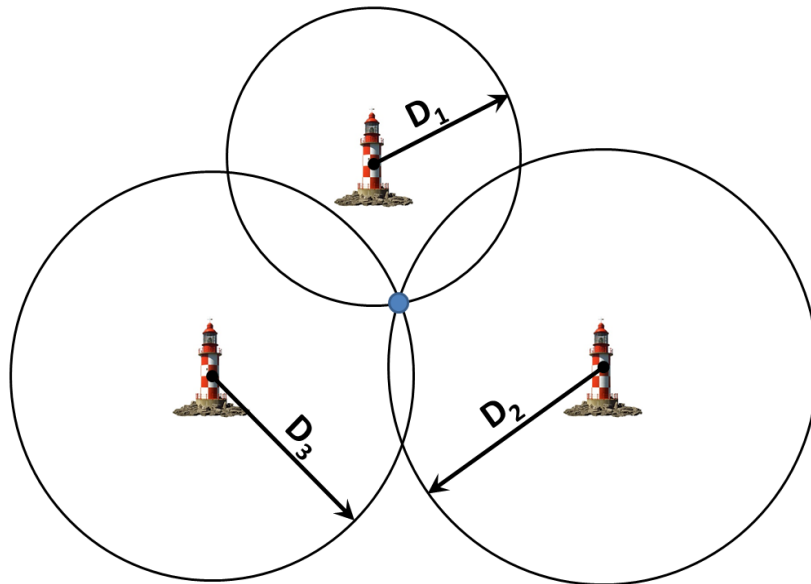
**شکل (۲۳)** دریانوردی را در نظر بگیرید که می‌خواهد از یک بوق دریایی برای موقعیت‌یابی خود استفاده نماید؛ فرض بر این است که ساعت مورد استفاده در شناور، از انطباق بسیار دقیقی با ساعت موجود در بوق دریایی برخوردار است؛ صوت ایثار شده توسط بوق دریایی در لحظه  $T_1$ ، پس از طی مسیر واسط میان بوق دریایی تا شناور، در لحظه  $T_2$  بر روی شناور، شنیده (دریافت) خواهد شد.



**شکل (۲۴)** فاصله میان بوق دریایی و شناور را می‌توان از روی حاصل ضرب سرعت انتشار صوت در اختلاف زمانی میان لحظه  $T_1$  و لحظه  $T_2$  (یا همان مدت زمان رسیدن سیگنال از فرستنده تا گیرنده) به دست آورد.



بدیهی است که با محاسبات فوق، شناور در فاصله  $D_1$  متری از بوق دریایی قرار دارد که عملاً به معنای آن است که شناور بر روی یک دایره به شعاع  $D_1$  متری از بوق دریایی قرار دارد. مجدداً چنانچه از چند عدد بوق دریایی دیگر با فواصل  $D_2$  و  $D_3$  و ... متری از شناور مورد نظر استفاده نماییم، با یک قطعیت محاسباتی بسیار خوب، می توان موقعیت دقیق شناور مورد نظر را تعیین نمود. به اختلاف زمانی میان لحظه ارسال صدای بوق،  $T_1$ ، و لحظه دریافت صدای بوق،  $T_2$ ، در اصطلاح «زمان رسیدن سیگنال»<sup>۳</sup> نیز گفته می شود.



**شکل (۲۵)** چنانچه از چند عدد بوق دریایی دیگر با فواصل  $D_2$  و  $D_3$  و ... متری از شناور مورد نظر استفاده نماییم، با یک قطعیت محاسباتی بسیار خوب، می توان موقعیت دقیق شناور مورد نظر را تعیین نمود.

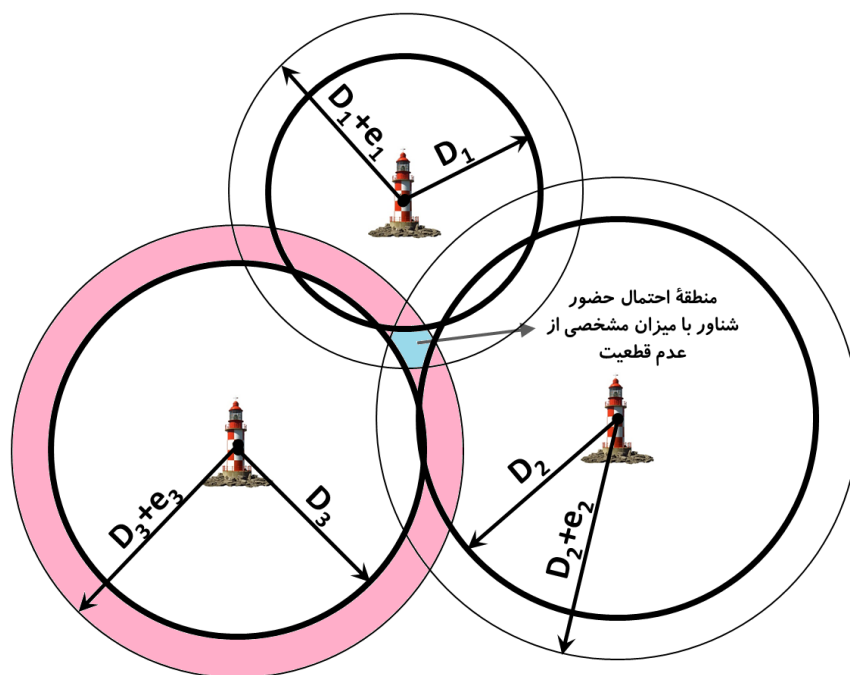
مجدداً با مورد توجه قرار دادن این مثال و با لحاظ نمودن موقعیت یابی سه بُعدی به جای موقعیت یابی دو بُعدی در سیستم موقعیت یاب جهانی، می توان جای بوق دریایی را با ماهواره های مورد استفاده در سیستم موقعیت یاب جهانی و جای شناور را با گیرنده های GPS عوض نمود؛ بدیهی است که به جای سرعت انتشار صوت، بایستی از سرعت انتشار امواج الکترومغناطیسی ارسال شده از سمت ماهواره ها، که همان سرعت نور (برابر  $299792458$  کیلومتر بر ثانیه) است، استفاده نمود. در اینجا نیز، اساس محاسبات در تعیین فاصله میان ماهواره و گیرنده GPS، بر حسب حاصل ضرب یک بازه زمانی اندازه گیری شده، یعنی «اختلاف زمان رسیدن» یا در اصطلاح TDOA<sup>۴</sup> در یک کمیت با مقدار ثابت (یعنی سرعت امواج الکترومغناطیسی یا همان سرعت نور) قرار خواهد داشت.

در مثال مربوط به فاصله یابی میان شناور و بوق دریایی، فرض بر این بود که «شناور مورد نظر، دارای ساعتی دقیقاً همزمان با ساعت بوق دریایی است»؛ اگرچه با فرض ثابت بودن اندازه دمای مطلق هوا و با فرض ثابت بودن ترکیب شیمیایی اجزای تشکیل دهنده هوای اتمسفر، هیچ گونه عدم قطعیتی در اندازه سرعت صوت وجود ندارد، لیکن در فرض همزمان بودن ساعت شناور و ساعت بوق دریایی و اینکه این دو عدد ساعت دقیقاً دارای یک مقدار یکسان در تمام لحظات باشند، اندکی عدم قطعیت وجود دارد که این عدم قطعیت می تواند هم به واسطه تنظیم غیر دقیق نقطه صفر اولیه هر دو ساعت و هم در اثر خطای شناوری (دریفت) هر دو ساعت و یا حتی عوامل دیگر باشد. همین امر، منجر به آن خواهد

<sup>۳</sup> Arrival Time of the Signal

<sup>۴</sup> Time Difference of Arrival

شد که فاصله میان بوق دریایی و شناور که از روی «حاصل ضرب سرعت انتشار صوت در اختلاف زمانی میان لحظه  $T_1$  و لحظه  $T_2$ » به دست آمد، دارای مقداری عدم قطعیت به میزان  $e$  متر باشد. همانطور که در شکل (۲۶) نشان داده شده است، این عدم قطعیت، منجر به آن خواهد شد که حول دایره تشکیل شده برای هر بوق دریایی، یک حلقه عدم قطعیت با ضخامت  $e$  متر ایجاد گردد؛ همانطور که در این شکل نشان داده شده است، در اثر خطای ناشی از عدم قطعیت موجود برای همزمانی ساعت شناور با ساعت‌های بوق‌های دریایی، به جای تعیین یک نقطه برای نقطه حضور شناور، با یک منطقه احتمال حضور و البته دارای عدم قطعیت (فصل مشترک مناطق عدم قطعیت حول هر بوق دریایی) مواجه خواهیم بود که در شکل (۲۶) با رنگ آبی نشان داده شده است؛ بدیهی است که در صورت استفاده از بوق دریایی چهارم، فصل مشترک میان مناطق باز هم باریکتر شده و منطقه حضور شناور، با قطعیت بهتری مشخص خواهد شد.



**شکل (۲۶)** در اثر خطای ناشی از عدم قطعیت موجود برای همزمانی ساعت شناور با ساعت‌های بوق‌های دریایی، به جای تعیین یک نقطه برای نقطه حضور شناور، با یک منطقه احتمال حضور و البته دارای عدم قطعیت (که در واقع فصل مشترک مناطق عدم قطعیت حول هر بوق دریایی است) مواجه خواهیم شد که در این شکل با رنگ آبی نشان داده شده است؛ بدیهی است که در صورت استفاده از بوق دریایی چهارم، فصل مشترک میان مناطق باز هم باریکتر شده و منطقه حضور شناور، با قطعیت بهتری مشخص خواهد شد. در این شکل، دایره‌های با خطوط ضخیم، بیانگر اندازه‌گیری دقیق بوده و دایره‌های با خطوط نازک، بیانگر دایره موقعیتی دارای خطای زمانی هستند. رنگ‌های دایره‌های موجود در اطراف هر بوق دریایی، منطقه احتمالی حضور شناور است که از محل برخورد آنها، منطقه احتمال حضور شناور مورد نظر، با قطعیت بالا به دست خواهد آمد. این رنگ دایره‌ای، برای یکی از بوق‌های دریایی، با رنگ صورتی نشان داده شده است.

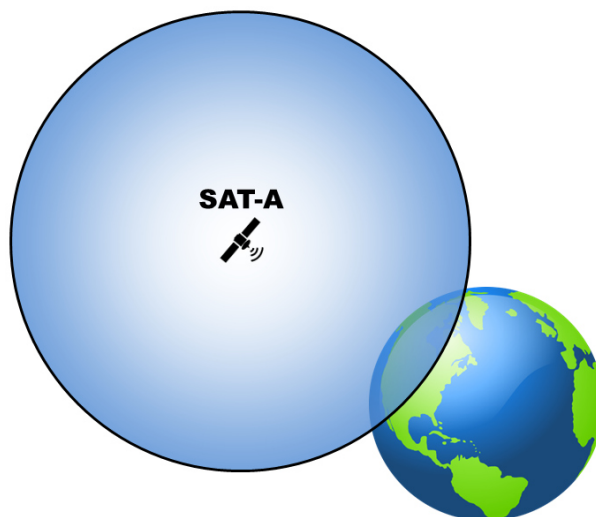
در ادامه نشان خواهیم داد که خطای اندازه‌گیری زمان در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، یک خطای «سازگار»<sup>۵</sup> است؛ بدین معنا که میزان خطا برای تمامی اندازه‌گیری‌ها و در تمام ماهواره‌ها، یکسان بوده و از همینرو، تنظیم زمان از روی زمان دقیق تمام ماهواره‌ها، به صورت اتوماتیک و توسط گیرنده‌های ارزان قیمت GPS (که فاقد ساعت‌های بسیار دقیق اتمی هستند) به انجام می‌رسد. به واسطه وجود شکل مشابهی از عدم قطعیت در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، منطقه حضور گیرنده GPS، با استفاده از تعداد ۴ عدد ماهواره و حتی بیشتر، با قطعیت بهتر و هرچه دقیقتر تعیین خواهد شد.

<sup>۵</sup> Consistent

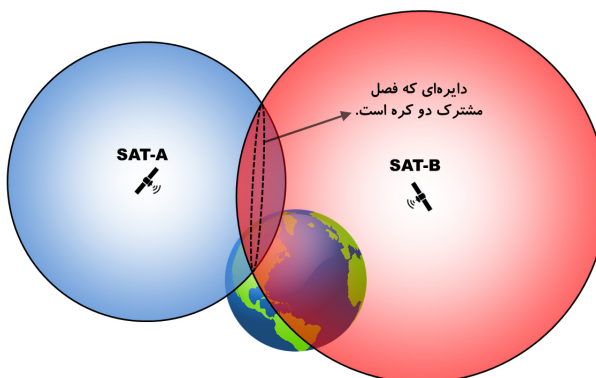
## بیان هندسی چگونگی مثلث‌سازی در سیستم موقعیت‌یاب جهانی در فضای سه‌بعدی

همانطور که در شکل (۲۷) نشان داده شده است، فرض کنید شما به همراه یک گیرنده GPS و در یک فاصله ۲۵۰۰۰ کیلومتری از ماهواره با عنوان SAT-A قرار داشته باشید؛ در اینصورت شما بر روی هر نقطه فرضی از پوسته یک کره به شعاع ۲۵۰۰۰ کیلومتری حول ماهواره SAT-A قرار خواهید داشت. حال فرض کنید که همزمان در فاصله ۲۸۰۰۰ کیلومتری از ماهواره دیگری با عنوان SAT-B نیز قرار داشته باشید؛ در اینصورت شما بر روی هر نقطه فرضی از پوسته یک کره به شعاع ۲۸۰۰۰ کیلومتری حول ماهواره SAT-B نیز قرار خواهید داشت.

**شکل (۲۷)** فرض کنید در فاصله ۲۵۰۰۰ کیلومتری از ماهواره با عنوان SAT-A قرار داشته باشید؛ در اینصورت شما بر روی هر نقطه فرضی از پوسته یک کره به شعاع ۲۵۰۰۰ کیلومتری حول ماهواره SAT-A قرار خواهید داشت.

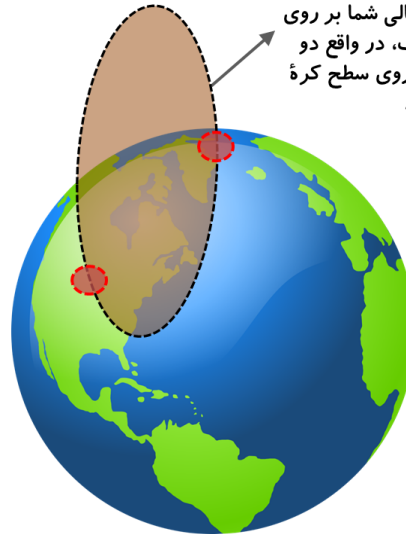


**شکل (۲۸)** فرض کنید که همزمان در فاصله ۲۸۰۰۰ کیلومتری از ماهواره دیگری با عنوان SAT-B نیز قرار داشته باشید؛ در اینصورت شما بر روی هر نقطه فرضی از پوسته یک کره به شعاع ۲۸۰۰۰ کیلومتری حول ماهواره SAT-B نیز قرار خواهید داشت.



همانطور که در شکل (۲۸) نشان داده شده است، با دو فرض مورد اشاره، عملاً شما بر روی محیط پیرامونی دایره‌ای قرار دارید که در واقع فصل مشترک پوسته دو کره نشان داده شده است؛ از یک طرف، بدیهی است که شما به همراه گیرنده GPS مورد نظر بر روی سطح زمین (به عنوان پوسته کره سوم) قرار دارید. بنابراین با تقاطع دادن دایره مورد اشاره در شکل (۲۸) با سطح پوسته کره زمین (به عنوان سومین کره)، عملاً منطقه حضور احتمالی شما بر روی سطح زمین به صورت «دو نقطه» به دست خواهد آمد که در واقع فصل مشترک یک رینگ دایروی با سطح پوسته یک کره (یا همان کره زمین) است.

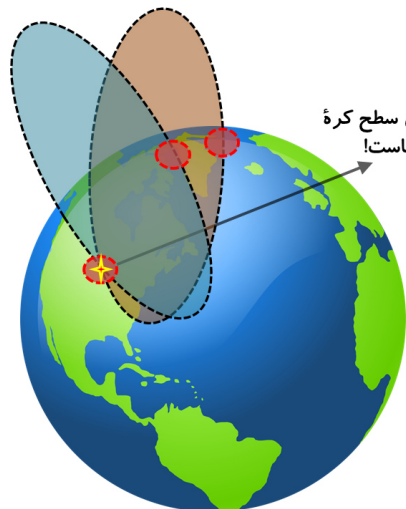
فصل مشترک یک رینگ دایروی با سطح بیرونی پوسته یک کره که موقعیت احتمالی شما بر روی آن قرار دارد. این فصل مشترک، در واقع دو نقطه (و یا دو منطقه محدود) بر روی سطح کره زمین خواهند بود.



**شکل (۲۹)** با تقاطع دادن دایره مورد اشاره با پوسته کره زمین، عملاً نقطه (منطقه) حضور احتمالی شما بر روی سطح زمین به دست خواهد آمد.

همانطور که در شکل (۳۰) نشان داده شده است، با تکرار این امر و تقاطع دادن کره‌های حاصل از محاسبه فاصله از ماهواره‌های مختلف، می‌توان محل حضور احتمالی خود را به دست آورده و از تلاقی دادن نقاط (مناطق حضور) با یکدیگر، موقعیت نقطه محل حضور خود بر روی سطح کره زمین را با دقت خوبی به دست آورد.

نقطه اشتراک به دست آمده بر روی سطح کره زمین، محل حضور احتمالی شماست!



**شکل (۳۰)** با تقاطع دادن کره‌های حاصل از محاسبه فاصله از ماهواره‌های مختلف، می‌توان محل حضور احتمالی خود را به دست آورده و از تلاقی دادن نقاط (مناطق حضور) با یکدیگر، موقعیت نقطه محل حضور خود بر روی سطح کره زمین را با دقت خوبی به دست آورد.

به راحتی می‌توان نشان داد که برای تعیین موقعیت هر جسم بر روی سطح زمین و البته با یک دقت مناسب، به حداقل ۴ عدد ماهواره GPS واقع در نقطه دید گیرنده GPS احتیاج خواهد بود تا با تعیین فاصله گیرنده GPS مورد نظر از هر یک از ماهواره‌ها و مثلث‌سازی در فضای سه‌بعدی، نسبت به تعیین نقطه / محدوده حضور احتمالی خود اقدام نمایید؛ بدیهی است که هر چه تعداد ماهواره‌های واقع در نقطه دید گیرنده GPS بیشتر باشد، موقعیت شما با دقت بالاتر و عدم قطعیت کمتر به دست خواهد آمد.

## نگاه دقیق‌تر به چگونگی کارکرد گیرنده‌های GPS در سیستم موقعیت‌یابی جهانی

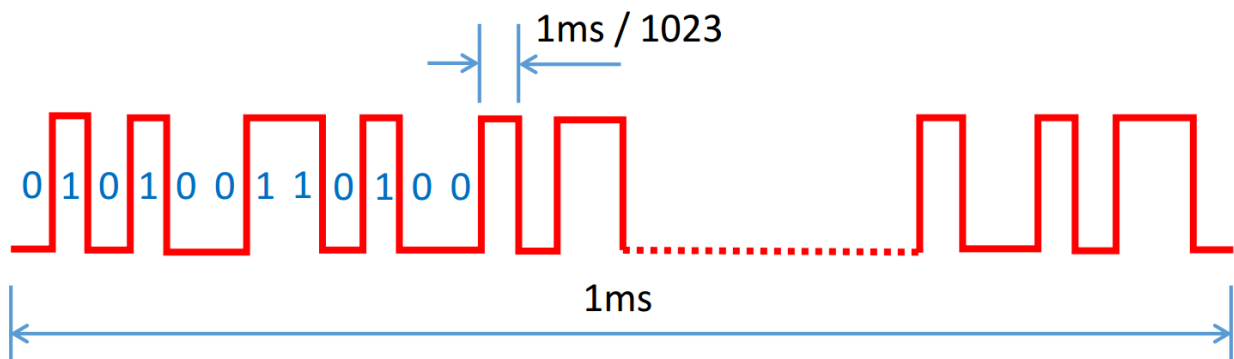
همانطور که پیش از این ذکر شد، هر ماهواره موجود در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، دو سری سیگنال ارسال می‌کند:

- ۱- سیگنال‌های فاصله‌یابی کدگذاری شده که در واقع یک کد متشکل از چندین صفر و یک متوالی هستند که در اصطلاح نویز شبه تصادفی، PRN، و یا کدهای PRN نامیده می‌شوند.

۲- «داده ناوبری» و یا «پیام ناوبری».

همانطور که گفته شد، در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، به طور همزمان، تمام ماهواره‌ها در حال انتشار «الگوهای تغییر فاز دهنده مختص به خود» بوده که این الگوها (که به آنها کدگذاری سیگنال نیز گفته می‌شود)، پس از طی فاصله موجود میان هر ماهواره تا گیرنده GPS، توسط گیرنده GPS مورد نظر دریافت می‌شوند. چنانچه به جای ادبیات تغییر فاز سیگنال، از ادبیات فرکانسی برای سیگنال‌های ماهواره‌ای استفاده نماییم، بایستی خاطرنشان نماییم که تمام ماهواره‌های سیستم موقعیت‌یابی جهانی GPS در دو فرکانس متفاوت (یعنی ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی که به آن در اصطلاح سیگنال  $L_1$  گفته می‌شود و ۱۲۲۷/۶ مگاهرتزی که به آن در اصطلاح سیگنال  $L_2$  گفته می‌شود) کار می‌کنند.

فرکانس سیگنال  $L_1$  دارای دو کد ریاضیاتی است: کد گیرندگی زمخت (غیردقیق)<sup>۶</sup>، یا در اصطلاح کد C/A، و کد دقیق<sup>۷</sup>، یا در اصطلاح کد P. فرکانس سیگنال  $L_2$  فقط کد P را حمل می‌کند. از آنجا که فرکانس حمل کد P بر روی سیگنال  $L_2$  متفاوت از فرکانس حمل کد P بر روی سیگنال  $L_1$  است، لذا از کد P دقیق می‌توان به عنوان یک منبع زمان‌بندی مستقل استفاده نمود. اگرچه فرکانس کاری تمامی ماهواره‌های GPS یکسان است، لیکن کدگذاری سیگنال‌ها به روشی که در اصطلاح  $CDMA^A$  نامیده می‌شود، برای هر ماهواره، منحصر به فرد و مختص به همان ماهواره است و یک گیرنده ماهواره می‌تواند با دریافت سیگنال از هر ماهواره، متوجه شود که سیگنال دریافتی مربوط به کدام ماهواره است و به اصطلاح در حال گوش دادن به سیگنال‌های ارسالی از کدام ماهواره است.



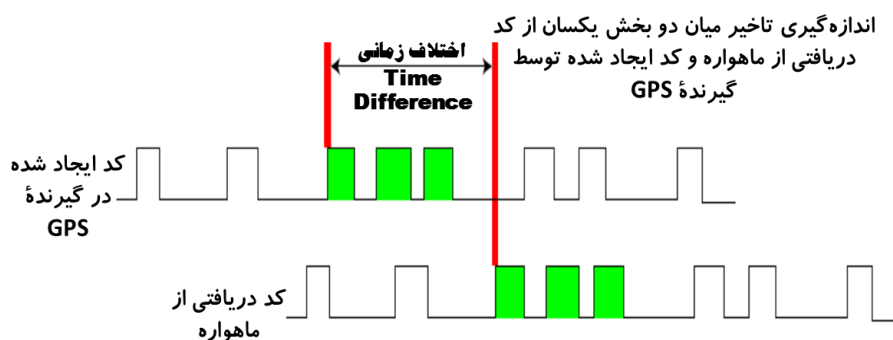
**شکل (۳۱)** شماتیک از یک نویز شبه تصادفی، PRN، و یا کدهای PRN، که در واقع یک توالی منظم و البته طولانی از یک سری صفر و یک‌های توزیع شده به روش تصادفی هستند که دارای عرض پالس یک میلی‌ثانیه‌ای است. این توزیع تصادفی از صفر و یک‌ها، از یک الگوی تولید که مشخص تبعیت می‌نماید که در اصطلاح کد طلایی نیز نامیده می‌شود. شاید باورکردنی نباشد، اما در عرض مدت زمان یک میلی‌ثانیه نشان داده شده در این شکل، ۱۰۲۳ عدد صفر و یک متفاوت قرار گرفته است که عرض پالس هر بیت، برابر ۱/۱۰۲۳ میلی‌ثانیه فواید بود. هر ماهواره، دارای کد PRN منحصراً و مختص به خود است؛ بنابراین یک گیرنده GPS قادر فواید بود تا با تشخیص PRN مربوط به هر ماهواره، تشخیص دهد که دقیقاً سیگنال ارسالی از سمت کدام ماهواره را دریافت نموده است (و به عبارتی در حال گوش دادن به سیگنال ارسالی از سمت کدام ماهواره است). این الگوی رفتاری در هر میلی‌ثانیه تکرار فواید شد؛ در این میان، گیرنده GPS قادر فواید بود که نقطه اتمام کد PRN و یا نقطه شروع کد PRN را تشخیص دهد.

<sup>۶</sup> Coarse Acquisition Code

<sup>۷</sup> Precision Code

<sup>A</sup> Code Division Multiple Access

به واسطه سرعت نور (برابر  $299792458$  کیلومتر بر ثانیه یا به طور تقریبی  $300$  هزار کیلومتر بر ثانیه)، بدیهی است که هر الگوی تغییر فازی، با یک زمان متفاوت - که متناسب با فاصله نسبی میان ماهواره ارسال کننده تا گیرنده GPS مورد نظر است - به گیرنده مزبور خواهد رسید. در همین حین، گیرنده GPS نیز یک کپی کاملاً یکسان (کد یکسانی) از الگوی تغییر فاز مربوط به هر ماهواره را، با همان الگویی که دقیقاً برای آن ماهواره تخصیص داده شده است، ایجاد می‌نماید و سعی می‌کند که آنقدر این الگو را در طول زمان، به سمت جلو و یا عقب، جابجا نماید تا الگوی کپی شده با الگوی دریافتی از آنتن گیرنده یکسان و منطبق گردد؛ به محض ایجاد این انطباق و با توجه به اینکه الگوی تغییر فاز دهنده هر ماهواره، برای هر ماهواره منحصر و مختص به همان ماهواره است، اولین اطلاعات مهمی که کسب می‌شود آن است که الگوی تغییر فازی کدام یک از ماهواره‌ها دریافت شده است که عملاً به معنای آن است که گیرنده، بر روی یکی از ماهواره‌ها قفل نموده است (یا در اصطلاح کدام ماهواره را رهگیری نموده است و یا به زبان ساده‌تر در حال گوش دادن به اطلاعات ارسالی از کدام ماهواره است). دومین اطلاعات مهمی که در این میان کسب می‌شود آن است که، با دانستن میزان جابجایی مورد نیاز در زمان جهت ایجاد انطباق میان «الگوی دریافتی از ماهواره» و «الگوی کپی سازی شده توسط گیرنده»، گیرنده قادر خواهد بود تا فاصله زمانی از ماهواره تشخیص داده شده را محاسبه کند که به این فاصله، در اصطلاح «شبه فاصله»<sup>۹</sup> گفته می‌شود که البته واحد آن نیز واحد زمان (ثانیه) است. به بیان دیگر، چنانچه ماهواره و گیرنده GPS دقیقاً مجاور یکدیگر واقع شده باشند، بدیهی است که الگوی تغییر فاز (کد) دریافتی از ماهواره و الگوی تغییر فاز (کد) ایجاد شده توسط گیرنده GPS دارای انطباق زمانی کامل بر روی یکدیگر خواهند بود و نیازی به جابجا نمودن این الگو در طول زمان نیست، لیکن بدیهی است که به واسطه فاصله قابل توجه موجود میان هر ماهواره با یک گیرنده GPS، یک تاخیر زمانی میان الگوی تغییر فاز (کد) دریافتی از ماهواره و الگوی تغییر فاز (کد) ایجاد شده توسط گیرنده GPS وجود خواهد داشت. به طور خلاصه، در هر گیرنده GPS، سیگنال‌های  $L_1$  و  $L_2$  به نحوی رمزگشایی می‌شوند تا به گیرنده مورد نظر، در یافتن دو مجهول بسیار مهم یعنی (۱) اینکه ماهواره فرستنده سیگنال دریافتی (از بین ماهواره‌های موجود)، دقیقاً کدام ماهواره است و نیز (۲) اینکه فاصله زمانی انتشار سیگنال دقیقاً به چه اندازه است، کمک کنند.



**شکل (۳۲)** شماتیکی از سیگنال‌های فاصله‌یابی که دارای شده ارسال شده توسط ماهواره و ایبار شده توسط گیرنده GPS؛ این سیگنال‌ها در واقع یک سری که متشکل از پندین صفر و یک متوالی هستند که به گیرنده اجازه می‌دهد تا با تطبیق دهی میان کد دریافتی از ماهواره با همان بخش از کد مشابه ایبار شده توسط گیرنده GPS، مدت زمان سفر سیگنال رادیویی از سمت ماهواره تا رسیدن به گیرنده (یا همان تأخیر میان دو بخش یکسان از کد دریافتی از ماهواره و کد ایبار شده توسط گیرنده GPS) را تعیین نماید. بدیهی است که با ضرب نمودن اختلاف زمانی نشان داده شده در این شکل در سرعت نور می‌توان به فاصله دقیق میان گیرنده GPS تا ماهواره مورد نظر دست یافت.

<sup>۹</sup> Pseudo Range



در این میان، بدیهی است که چنانچه ساعت موجود در گیرنده GPS با دقت بسیار بالا، هم آهنگ و هم زمان و کاملاً منطبق بر ساعت اتمی موجود در ماهواره‌ها باشد، در اینصورت آن گیرنده GPS قادر خواهد بود که با استفاده از «شبه فاصله محاسبه شده» و با استفاده از یک سری محاسبات ساده هندسی (که پیش از این در مبحث مثلث‌سازی به آن اشاره گردید) موقعیت مکانی خود را نسبت به آن ماهواره و البته دیگر ماهواره‌هایی که اطلاعات آنها به درستی و در زمان صحیح دریافت شده‌اند، محاسبه نماید. کاری که در واقع یک گیرنده GPS انجام می‌دهد، همین تحلیل سیگنال‌های رادیویی فرکانس بالا و البته کم‌توان دریافتی از سمت ماهواره‌های GPS و محاسبه «زمان رسیدن سیگنال» از سمت هر ماهواره به سمت گیرنده GPS، جهت تعیین میزان فاصله از آن ماهواره (البته با یک عدم قطعیت مشخص) است. اما به واسطه همان نکته‌ای که پیش از این به آن اشاره گردید، مبنی بر اینکه در داخل گیرنده‌های معمولی GPS، خبری از ساعت‌های بسیار دقیق و البته بسیار گرانقیمت اتمی نیست، بدیهی است که ساعت موجود در یک گیرنده GPS هیچ‌گاه با ساعت اتمی موجود در ماهواره‌ها (به عنوان ساعت مرجع در محاسبات سیستم موقعیت‌یاب جهانی) هم آهنگ و هم زمان نخواهد بود و به واسطه مسائلی نظیر خطای شناوری در ساعت، همواره میان این دو ساعت، یک خطای زمانی وجود خواهد داشت؛ این دقیقاً به آن معناست که به اشتباه، انتظار داشته باشید میزان خطای شناوری موجود در یک ساعت گرانقیمت چند هزار دلاری سوئیسی در طول چند سال، با میزان خطای شناوری موجود در یک ساعت ارزان قیمت خریداری شده از یک دستفروش، برابر هم باشند! در این میان بایستی خاطرنشان نمود که زمان تقریبی رسیدن سیگنال‌های رادیویی از سمت ماهواره GPS به سمت زمین، چیزی در حدود  $0.06738$  ثانیه (یا تقریباً  $67$  میلی‌ثانیه) است؛ اما هر میزان خطای هر چند اندک در اندازه‌گیری دقیق این زمان، منجر به یک عدم قطعیت قابل توجه در اندازه‌گیری موقعیت نسبی میان ماهواره تا گیرنده GPS خواهد شد؛ جالب است بدانید که بروز یک خطای زمانی بسیار کوچک در مرتبه  $1$  میلیونیم ثانیه در حین فرآیند موقعیت‌یابی با استفاده از سیستم موقعیت‌یاب جهانی، یک خطای در حدود  $300$  متری در موقعیت‌یابی گیرنده GPS را ایجاد خواهد نمود! این موضوع، اهمیت تعیین دقیق خطای زمانی میان ساعت اتمی دقیق موجود در ماهواره‌ها و ساعت معمولی موجود در گیرنده‌های GPS در جهت دستیابی به خطاهای در مرتبه چند متر (که مورد انتظار است) را نشان می‌دهد.



**شکل (۳۳)** نحوه تعیین فاصله میان فرستنده سیگنال (از طرف ماهواره) تا گیرنده GPS بر روی زمین؛ برهه‌ای است که اندازه فاصله از مایل ضرب «اختلاف زمانی میان زمان ارسال سیگنال تا زمان دریافت سیگنال» در اندازه سرعت نور به دست خواهد آمد.

با توجه به این توضیحات، بدیهی است که پارامتر «شبه فاصله» نه تنها شامل «مدت زمان رسیدن سیگنال از سمت ماهواره به سمت گیرنده» است، بلکه در داخل همین پارامتر «شبه فاصله»، میزان اختلاف زمانی موجود میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» نیز به نوعی دخیل بوده است. به اختلاف زمانی میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» در اصطلاح «آفست ساعت»<sup>۱۰</sup> گفته شده و آن را با  $\Delta T$  نمایش می‌دهیم؛ این آفست ساعت،  $\Delta T$  در کنار سه متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های  $X$  و  $Y$  و  $Z$  (یا همان جهات مختصات) مربوطه به گیرنده، چهار متغیر مجهولی هستند که در حین محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی، بایستی یک دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی، حل شوند.<sup>۱۱</sup> بدیهی است همانند آنچه که در واقعیت امر برای یک ساعت خانگی و یا برای یک ساعت مچی رخ می‌دهد و آن ساعت در طول زمان می‌تواند نسبت به ساعت حقیقی، جلو افتاده و یا از آن عقب بیفتد، مقدار «آفست ساعت» نیز می‌تواند دارای مقداری مثبت و یا منفی باشد؛ همانطور که اندازه «شبه فاصله» بر حسب واحد زمان بیان گردید، اندازه «آفست ساعت» نیز بر حسب واحد زمان بیان می‌گردد. با توجه به اینکه یکی از وظایف مهم بخش کنترل سیستم موقعیت‌یابی جهانی، ارسال ضرایب مورد نیاز جهت حصول اطمینان از کارکرد تمامی ماهواره‌ها در یک زمان دقیق و یکسان است، قاعدتاً انتظار بر این است که تمامی ماهواره‌ها دارای ساعت GPS یکسان و کاملاً منطبق بر هم باشند؛ همچنین با توجه به اینکه ساعت ارزان قیمت موجود در گیرنده قطعاً با ساعت اتمی موجود در ماهواره‌ها هم‌آهنگ و منطبق نیست، بدیهی است که اندازه خطای زمانی «آفست ساعت» یک گیرنده، برای تمام شبه فاصله‌های محاسبه شده از تمام ماهواره‌های موجود در نقطه دید و البته «در همان لحظه» یکسان است؛ چرا که هر گیرنده GPS، از یک ساعت یکسان (هرچند غیردقیق) برای محاسبه تمام شبه فاصله‌های زمانی از خود استفاده می‌کند و اگرچه ساعت موجود در گیرنده GPS، یک ساعت غیردقیق است، اما «محاسبات» این گیرنده GPS بر روی سیگنال دریافتی از ماهواره (که منجر به محاسبه مقدار «شبه فاصله» شد) بسیار دقیق است.

مجدداً به مبحث اصلی باز می‌گردیم: وقتی یک گیرنده بر روی یک ماهواره قفل می‌کند (یا در اصطلاح آن ماهواره را رهگیری می‌نماید)، گیرنده GPS نسبت به پایش پیام ناوبری ارسالی از سمت آن ماهواره اقدام می‌کند که بخشی از اطلاعات موجود در پیام ناوبری، همان ساعت GPS ارسالی از سمت آن ماهواره به سمت گیرنده GPS است. بخش دیگری از پیام ناوبری نیز مجموعه‌ای از اعداد هستند که در اصطلاح Ephemeris نامیده شد و بیان‌کننده مدار ماهواره و نیز موقعیت دقیق آن ماهواره بر روی آن مدار در آن لحظه خاص است؛ به بیان دیگر، در سیگنال ارسالی از سمت آن ماهواره به سمت گیرنده GPS در یک لحظه خاص، موقعیت‌های دقیق  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به ماهواره در آن لحظه خاص نیز ارسال خواهد شد.<sup>۱۲</sup> بر طبق قرارداد، مقادیر موقعیت‌های دقیق  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به ماهواره، نسبت به دستگاه مختصات تعریف شده توسط «سیستم ژئودتیک جهانی»<sup>۱۳</sup> توسعه یافته در سال ۱۹۸۴، که در اصطلاح WGS84 نامیده می‌شود، بیان می‌شوند؛ همانطور که در شکل (۳۴) نشان داده شده است، مبدا دستگاه مختصات WGS84، در نزدیکی مرکز جرم کره زمین است؛ محور  $Z$  دستگاه مختصات WGS84، منطبق بر محور چرخش

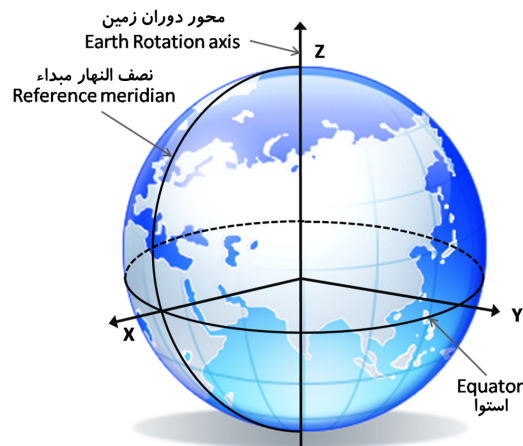
<sup>۱۰</sup> Clock Offset

<sup>۱۱</sup> با تعیین موقعیت دقیق گیرنده GPS و با لحاظ نمودن این نکته که اندازه زمان محاسبه شده توسط گیرنده GPS، یک زمان دقیق است، می‌توان با لحاظ نمودن نرخ تغییرات زمانی موقعیت گیرنده GPS، عملاً انتظار داشت که سرعت لحظه‌ای گیرنده GPS نیز در جهات مختلف و البته با دقت و رزولوشن بسیار مناسب تعیین گردد.

<sup>۱۲</sup> به تفاوت میان نحوه نگارش موقعیت گیرنده،  $X$  و  $Y$  و  $Z$  (با استفاده از حروف کوچک انگلیسی) و نحوه نگارش موقعیت ماهواره،  $X$  و  $Y$  و  $Z$  (با استفاده از حروف بزرگ انگلیسی) توجه نمایید.

<sup>۱۳</sup> World Geodetic System

زمین است که در آن  $Z$  به سمت قطب شمال است، محور  $X$  این دستگاه مختصات، از محل تقاطع نصف النهار مبدأ و استوا و درست در جنوب کشور غنا و غرب کشور گابن در اقیانوس اطلس، بیرون زده و محور  $Y$  این دستگاه مختصات نیز از روی استوا به سمت  $90^\circ$  درجه نصف النهاری و در نقطه‌ای در اقیانوس هند به سمت جنوب شرقی سریلانکا و غرب سوماترا، کشیده شده است و این سه محور، تشکیل یک دستگاه مختصات راستگرد را می‌دهند.



**شکل (۳۴)** بر طبق قرارداد، مقادیر موقعیت‌های دقیق  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به ماهواره، نسبت به دستگاه مختصات تعریف شده توسط «سیستم ژئودتیک جهانی» توسعه یافته در سال ۱۹۸۴، که در اصطلاح WGS84 نامیده می‌شود، بیان می‌شوند.

تا به اینجای کار، یک گیرنده ماهواره، دو دسته اطلاعات را که مجموعاً ۴ مقدار معلوم را برای حل یک دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی تشکیل می‌دهند، به دست آورده است:

- ۱- سه عدد از مقادیر معلوم مورد اشاره، «موقعیت دقیق هر ماهواره یا همان مقادیر  $X$  و  $Y$  و  $Z$  هستند که در واقع بخشی از اطلاعات موجود در پیام ناوبری ارسالی از سمت ماهواره و یا همان Ephemeris آن ماهواره است.
- ۲- مقدار معلوم دیگر که در حل دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی استفاده خواهد شد، «شبه فاصله زمانی تا آن ماهواره» است که با جابجا نمودن الگوی دریافتی از ماهواره (در طول زمان) و جهت ایجاد انطباق بر روی الگوی کپی شده توسط گیرنده GPS به دست آمد.

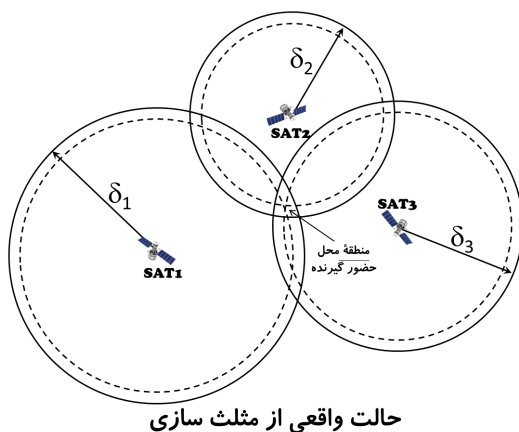
از طرفی، چهار مجهول موجود در دستگاه معادله چهار مجهولی، عبارتند از: آفست ساعت،  $\Delta T$ ، در کنار سه متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوطه به گیرنده. این کمیت‌ها، چهار متغیر مجهولی هستند که در حین محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی و به روش مثلث‌سازی، بایستی تعیین مقدار شوند.

**شکل (۳۵)** گیرنده ماهواره، دو دسته اطلاعات مهم را به عنوان دو مقدار معلوم به دست آورده است: (۱) موقعیت دقیق هر ماهواره یا همان مقادیر  $X$  و  $Y$  و  $Z$  و (۲) شبه فاصله زمانی تا آن ماهواره که مجموعاً تشکیل ۴ مقدار معلوم را می‌دهند؛ از طرفی آفست ساعت،  $\Delta T$ ، در کنار سه متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوطه به گیرنده، چهار متغیر مجهولی هستند که در حین محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی و به روش مثلث‌سازی، بایستی تعیین مقدار شوند.

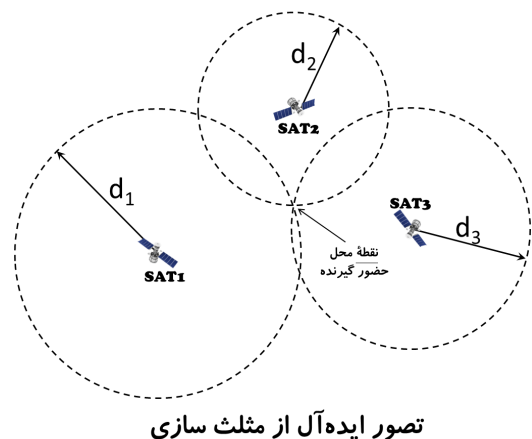


بنابراین با استفاده از محاسبات هندسی و تشکیل گرات مورد اشاره در فرآیند مثلث‌سازی، حالا ما یک دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی در اختیار داریم که می‌توان با حل این دستگاه معادله، مقدار آفست ساعت،  $\Delta T$ ، و نیز اندازه دقیق سه متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به گیرنده GPS را به دقت تعیین نمود که در

ادامه نشان خواهیم داد که روش حل این دستگاه معادله، اصولاً بر مبنای تئوری‌های هندسی بنا نهاده شده است؛ همانطور که در شکل (۳۶) نشان داده شده است، چنانچه در یک فضای دوبعدی فرضی (به جای فضای سه‌بعدی)، شبه فاصله‌های یک گیرنده از ماهواره‌های SAT1 و SAT2 و SAT3 را به ترتیب با  $d_1$  و  $d_2$  و  $d_3$  بیان نماییم، بدیهی است که انتظار داریم از تقاطع سه دایره ترسیم شده، موقعیت دقیق گیرنده GPS به دست آید؛ اما همانطور که گفته شد، متأسفانه، پارامتر «شبه فاصله» نه تنها شامل «مدت زمان رسیدن سیگنال از سمت ماهواره به سمت گیرنده» است، بلکه در داخل همین پارامتر «شبه فاصله»، میزان اختلاف زمانی موجود میان «ساعت گیرنده GPS» با «ساعت ماهواره GPS» نیز به نوعی دخیل بوده است و همین امر منجر به نوعی عدم قطعیت در موقعیت‌یابی دقیق گیرنده خواهد شد؛ در اینجا، شبه فاصله‌های آن گیرنده از ماهواره‌های SAT1 و SAT2 و SAT3 برابر  $\delta_1$  و  $\delta_2$  و  $\delta_3$  (مقادیری متفاوت از  $d_1$  و  $d_2$  و  $d_3$ ) فرض خواهند شد. این موضوع به خوبی در شکل (۳۶) و برای دو وضعیت «تصور ایده‌آل از مثلث‌سازی» و «حالت واقعی از مثلث‌سازی» نشان داده شده است؛ در این میان توجه داشته باشید که در این شکل، نه موقعیت ماهواره‌ها عوض شده است و نه موقعیت گیرنده؛ بلکه این عدم قطعیت، تنها به واسطه تفاوت موجود میان «شبه فاصله واقعی» و «شبه فاصله ایده‌آل» از یکدیگر است که به واسطه اختلاف زمانی موجود میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» رخ داده است. البته در شکل (۳۶)، شعاع دایره‌ها، همان شبه فاصله‌های هر گیرنده تا هر ماهواره است که با ضرب شدن در سرعت نور، به صورت یک مسافت طولی بیان شده‌اند.



حالت واقعی از مثلث‌سازی

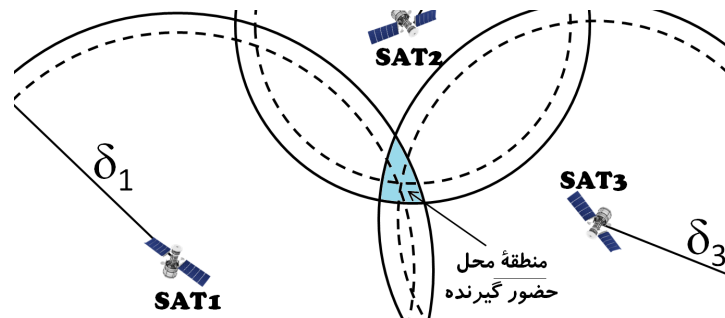


تصور ایده‌آل از مثلث‌سازی

**شکل (۳۶) چنانچه** در یک فضای دوبعدی فرضی (به جای فضای سه‌بعدی)، شبه فاصله‌های یک گیرنده از ماهواره‌های SAT1 و SAT2 و SAT3 را به ترتیب با  $d_1$  و  $d_2$  و  $d_3$  بیان نماییم، بدیهی است که انتظار داریم از تقاطع سه دایره ترسیم شده، موقعیت دقیق گیرنده GPS به دست آید؛ اما متأسفانه، میزان اختلاف زمانی موجود میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» منجر به نوعی عدم قطعیت در موقعیت‌یابی دقیق گیرنده GPS خواهد شد و به تبع این عدم قطعیت، شبه فاصله‌های آن گیرنده از ماهواره‌های SAT1 و SAT2 و SAT3 برابر  $\delta_1$  و  $\delta_2$  و  $\delta_3$  (مقادیری متفاوت از  $d_1$  و  $d_2$  و  $d_3$ ) خواهند شد (خطوط توپر بیانگر شبه فاصله‌های واقعی از ماهواره‌ها بوده و خطوط خط‌پین نیز بیانگر شبه فاصله‌های ایده‌آل از ماهواره‌ها هستند).

چنانچه مجدداً به توضیحات مندرج بر روی شکل (۳۷) توجه شود، به واسطه عدم قطعیت ناشی از تفاوت موجود میان «شبه فاصله واقعی» و «شبه فاصله ایده‌آل» از یکدیگر، به جای «نقطه» دقیق محل حضور گیرنده GPS (در تصور ایده‌آل)، با «منطقه» احتمالی محل حضور گیرنده GPS (در حالت واقعی) سروکار داریم؛ به بیان دیگر، عدم قطعیت ناشی از اختلاف زمانی موجود میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» به میزان «آفست ساعت» با مقدار  $\Delta T$  ثانیه، منجر به آن شده است که موقعیت گیرنده، منحصر به یک نقطه

مشخص نشده و با یک عدم قطعیت، محدود به یک منطقه گردد. بدیهی است که هرچه تعداد ماهواره‌های موجود در نقطه دید گیرنده GPS بیشتر باشد، محل تلاقی «منطقه» احتمالی محل حضور گیرنده GPS، کوچکتر و کوچکتر شده و به تبع آن، موقعیت گیرنده GPS با قطعیت بهتر و به عبارتی، با دقتی بالاتر محاسبه خواهد شد. تصویر زوم شده «منطقه» احتمالی محل حضور گیرنده GPS، در شکل (۳۷) نشان داده شده است؛ مثلث نشان داده شده در شکل (۳۷)، مثلی است که اضلاع آن، خطوط مستقیم نبوده و در واقع کمان‌هایی از دایره‌های تلاقی کننده هستند.



شکل (۳۷) عدم قطعیت ناشی از اختلاف زمانی موبور میان «ساعت غیردقیق موبور» در گیرنده GPS با «ساعت کاملاً دقیق موبور» در ماهواره GPS، منبر به آن شده است که موقعیت گیرنده، منبر به یک نقطه مشخص نشده و با یک عدم قطعیت، مبرور به یک منطقه گردد.

همانطور که گفته شد، به واسطه اختلاف زمانی میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» به میزان «آفست ساعت» با مقدار  $\Delta T$  ثانیه، «محل تقاطع» سه دایره ترسیم شده، لزوماً یک نقطه نشده و این محل تقاطع، در واقع یک «منطقه تقاطع» با یک مساحت نسبتاً قابل توجه بر روی سطح کره زمین (به عنوان منطقه احتمالی محل حضور گیرنده GPS) خواهد شد. حال چنانچه شبه فاصله‌ها (شعاع دایره ترسیم شده که در واقع دارای واحد زمان بودند و با ضرب شدن در اندازه سرعت نور، دارای واحد مسافت شدند) را به طور همزمان و به میزان یکسان، آنقدر تغییر دهیم که محل تقاطع سه دایره مزبور، تبدیل یک نقطه تقاطع (و یا لااقل، یک منطقه تقاطع با مسافت حداقلی) گردد، در اینصورت این میزان تغییر شبه فاصله‌ها، همان اندازه آفست ساعت،  $\Delta T$  ثانیه، خواهد بود که به این روش هندسی نیز، عملاً می‌توان اختلاف زمانی میان «ساعت گیرنده GPS» با «ساعت ماهواره GPS» را با دقت بسیار خوبی به دست آورد. بنابراین، حالا نه تنها موقعیت خود را می‌دانیم (که همان موقعیت گیرنده GPS یا محل تقاطع دایره ترسیم شده است) بلکه اختلاف زمانی میان ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» به میزان «آفست ساعت» با مقدار  $\Delta T$  ثانیه، البته با رزولوشن موجود در گیرنده GPS نیز به دست خواهد آمد؛ به بیان دیگر، علی‌رغم آنکه در گیرنده GPS از یک زمان سنج ارزان قیمت (به جای ساعت‌های اتمی گرانقیمت موجود در ماهواره‌ها) استفاده شده است، لیکن با همین روش محاسباتی بیان شده، می‌توان با استفاده از یک گیرنده GPS مجهز به یک ساعت ارزان قیمت و البته نه چندان دقیق، می‌توان اندازه زمان واقعی را با دقتی بسیار بالا و البته قابل رقابت با دقت ساعت اتمی موجود در ماهواره‌ها تعیین نمود<sup>۱۴</sup>. شاید برای شما جالب باشد که بدانید میزان اختلاف زمانی موجود میان «ساعت محاسباتی به دست آمده از محاسبات هندسی در یک گیرنده GPS» با «ساعت مرجع UTC»، تنها در حدود ۱۰ نانوثانیه است که نشان دهنده دقت بالای فرآیند زمان‌یابی در یک گیرنده GPS است.

<sup>۱۴</sup> رزولوشن زمانی موجود در گیرنده‌های GPS اغلب در مرتبه میکروثانیه است و تجربه نشان داده است که تعیین زمان دقیق به دست آمده به روشی که اشاره گردید، از هر فرآیند زمان‌یابی دیگر به مراتب دقیق‌تر است.

## چند سوال مهم و کاربردی در خصوص ناوبری GNSS

### (۱) تفاوت میان گیرنده‌های تک‌فرکانسی و گیرنده‌های دوفرکانسی چیست؟

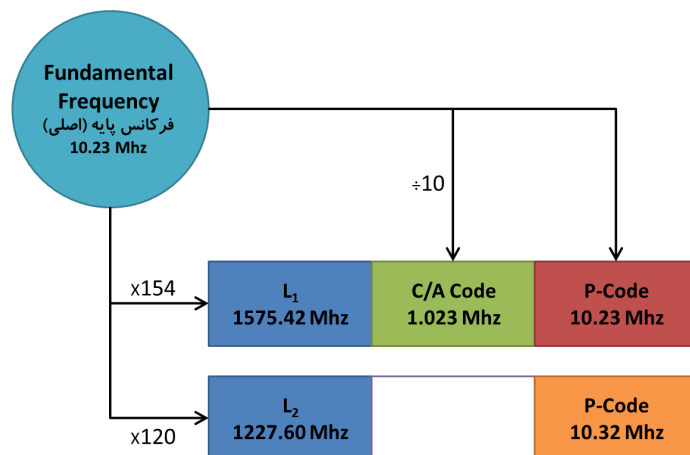
گیرنده‌های تک‌فرکانسی، اطلاعات دریافتی را تنها بر روی  $L_1$  دریافت می‌کنند؛ برخی از گیرنده‌های تک‌فرکانسی، طوری طراحی شده‌اند که هر دو کد غیردقیق C/A و کد دقیق P را رمزگشایی نموده، در حالی که برخی دیگر از گیرنده‌های تک‌فرکانسی، تنها کد غیردقیق C/A را رمزگشایی می‌کنند. به عنوان یک اصل کلی، گیرنده‌های تک‌فرکانسی که هر دو کد غیردقیق C/A و کد دقیق P را پردازش می‌کنند، عموماً دقیق‌تر از گیرنده‌های تک‌فرکانسی هستند که فقط کد غیردقیق C/A را پردازش می‌کنند. در مقابل گیرنده‌های تک‌فرکانسی، گیرنده‌های دوفرکانسی نیز وجود دارند که اطلاعات مورد نیاز خود را هم بر روی  $L_1$  و هم بر روی  $L_2$  دریافت می‌کنند. از آنجا که گیرنده‌های دوفرکانسی، اطلاعات بیشتری را از روی  $L_1$  و  $L_2$  پردازش می‌کنند، لذا این نوع گیرنده‌ها از گیرنده‌های تک‌فرکانسی دقیق‌تر هستند. گیرنده‌های دوفرکانسی که هر دو کد غیردقیق C/A و کد دقیق P را بر روی  $L_1$  پردازش می‌کنند، عموماً دقیق‌تر از گیرنده‌های دوفرکانسی هستند که فقط کد غیردقیق C/A را پردازش می‌کنند. به همین ترتیب، چنانچه یک گیرنده دوفرکانسی، کد دقیق P را بر روی  $L_2$  پردازش نکند، در اینصورت این گیرنده از دقت کمتری نسبت به گیرنده‌ای برخوردار است که کد دقیق P را برای محاسبات  $L_2$  مورد استفاده قرار می‌دهد.

### ویژگی عمومی سیگنال‌های GNSS و نیز ساختار انحصاری سیگنال GPS چگونه است؟

با توجه به مطالبی که تا به اینجای بحث ارائه گردید، به طور کلی، اندازه‌گیری و ناوبری در یک سیستم GPS به کمک ۵ بخش از داده‌های دریافتی توسط یک گیرنده GPS صورت خواهد گرفت: (۱) نرخ فرکانس  $L_1$  (۲) اطلاعات کد C/A موجود بر روی  $L_1$  (۳) اطلاعات کد P موجود بر روی  $L_1$  (۴) نرخ فرکانس  $L_2$  (۵) اطلاعات کد P موجود بر روی  $L_2$ . بدیهی است که هرچه یک گیرنده GPS به تعداد بخش‌های بیشتری از داده‌های دریافتی، دسترسی داشته باشد و پس از اندازه‌گیری آن بخش‌ها، از روی آنها محاسبات مورد نظر را به انجام رساند، به دقت بالاتری نیز دست خواهد یافت. به همین ترتیب، هرچه یک گیرنده GPS تعداد ماهواره بیشتری را در هر لحظه ببیند، اطلاعات بیشتری دریافت نموده، پردازش کرده و در نهایت از روی آنها به محاسبات دقیق‌تری از داده‌های ناوبری دست خواهد یافت.

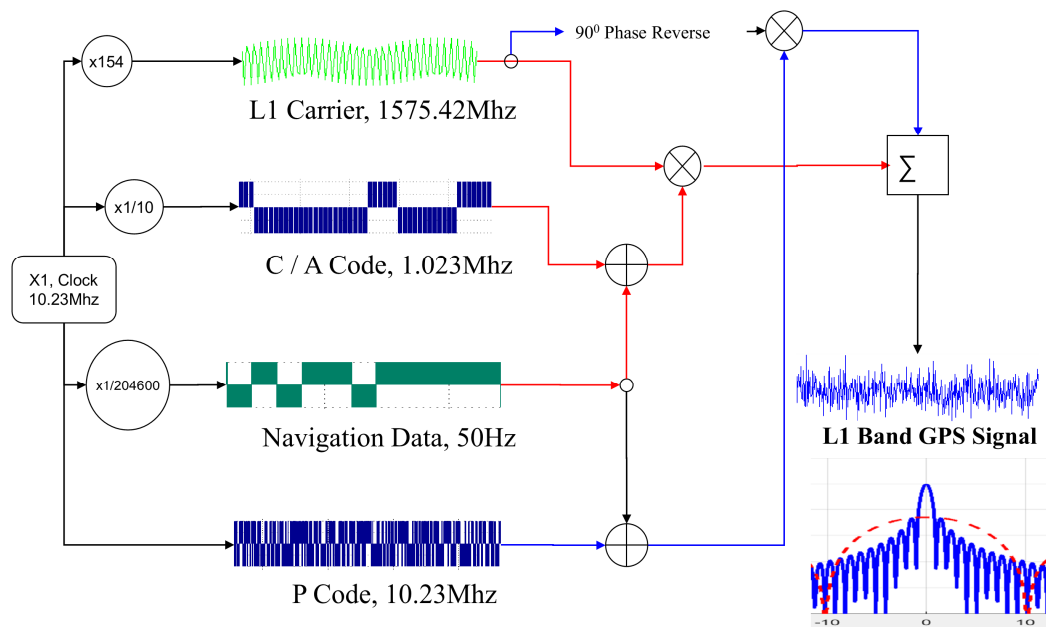
#### شکل (۳۸) اندازه‌گیری و ناوبری مورد

نظر در یک سیستم GPS به کمک ۵ بخش از داده‌های دریافتی توسط یک گیرنده GPS صورت خواهد گرفت: (۱) نرخ فرکانس  $L_1$  (۲) اطلاعات کد C/A موجود بر روی  $L_1$  (۳) اطلاعات کد P موجود بر روی  $L_1$  (۴) نرخ فرکانس  $L_2$  (۵) اطلاعات کد P موجود بر روی  $L_2$ . از آنجا که فرکانس حامل کد P بر روی سیگنال  $L_2$  متفاوت از فرکانس حامل کد P بر روی سیگنال  $L_1$  است، لذا از این کد P دقیق می‌توان به عنوان یک منبع زمان‌بندی مستقل استفاده نمود.





از طرفی، تمام سیگنال‌های GNSS (به جز نسل فعلی GLONASS) بر مبنای CDMA بنا نهاده شده‌اند؛ در روش رایج، به هر ماهواره، یک کد PRN مختص به همان ماهواره داده خواهد شد، لیکن در سیستم GLONASS فعلی، از روش متفاوتی تحت عنوان FDMA استفاده می‌شود که در آن، از یک کد PRN یکسان برای تمام ماهواره‌ها استفاده شده، لیکن هر ماهواره دارای فرکانس مختص به خود است؛ به بیان دیگر، فرکانس کاری GLONASS در  $L_1$  برابر  $1602.000 + k \times 0.5625$  و در  $L_2$  برابر  $1246.000 + k \times 0.4375$  است که در آن عدد  $k$  عددی صحیح و بین ۰ الی ۲۴ بوده و هر ماهواره دارای یک عدد  $k$  مختص به خود است که منجر به آن خواهد شد که هر ماهواره دارای یک فرکانس مختص به خود باشد. اگرچه سیگنال‌های جدید GLONASS نیز در حال استفاده از CDMA هستند.



شکل (۳۹) شماتیکی از ساختار سیگنال GPS

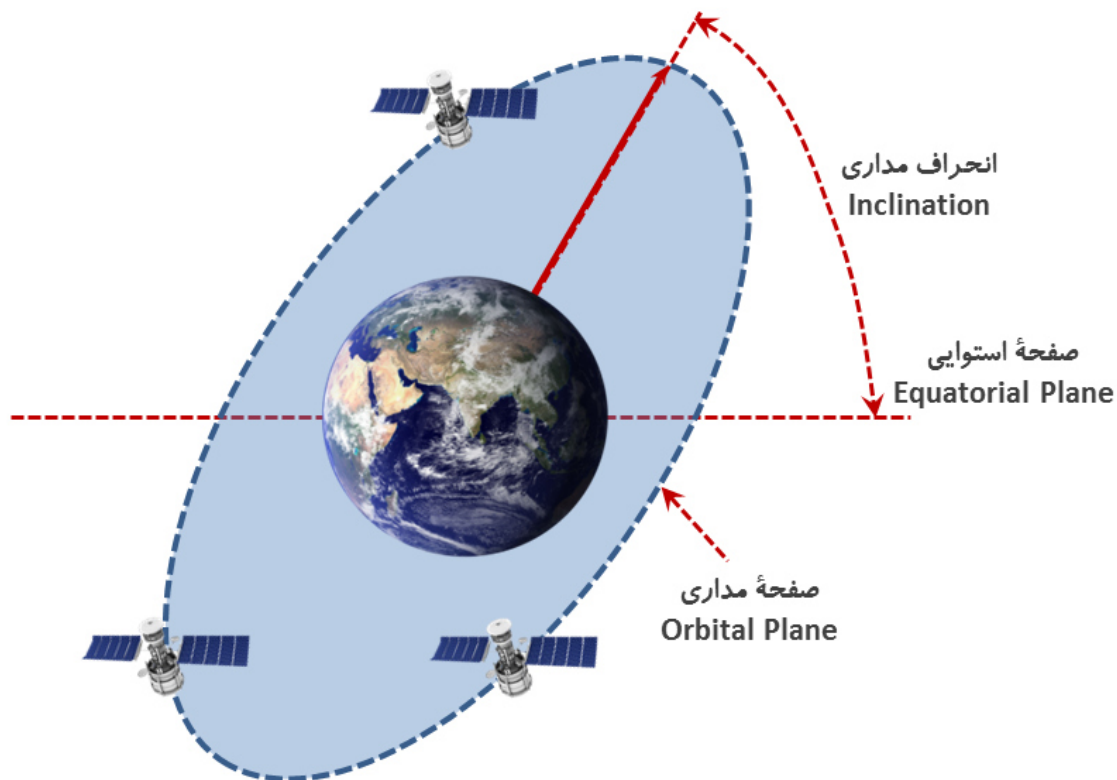
در جدول (۱)، دو روش CDMA (مورد استفاده در GPS، QZSS، Galileo، BeiDou، IRNSS) و نیز نسل‌های آینده GLONASS) و نیز روش FDMA (مورد استفاده در نسل فعلی GLONASS) بیان شده‌اند.

جدول (۱) تفاوت میان دو روش CDMA و FDMA در سیگنال‌های GNSS		
روش FDMA (مورد استفاده در نسل فعلی GLONASS)	روش CDMA (مورد استفاده در GPS، QZSS، Galileo، BeiDou، IRNSS) و نیز نسل‌های آینده GLONASS)	
یک کد PRN یکسان برای تمام ماهواره‌ها وجود دارد؛ لیکن هر ماهواره توسط فرکانس مرکزی مختص به همان ماهواره، شناسایی می‌شود.	دارای کد PRN متمایز و منحصر به فرد برای هر ماهواره است؛ در واقع هر ماهواره، توسط کد PRN مختص به همان ماهواره شناسایی می‌شود.	کد PRN
هر ماهواره، دارای فرکانس مختص به خود است.	یک فرکانس یکسان، برای تمام ماهواره‌ها دارد.	فرکانس
طراحی گیرنده پیچیده است / دارای مشکل بایاس میان کانالی و یا در اصطلاح Inter-Channel Bias می‌باشد / در مقابل جمینگ، از آسیب پذیری کمتری برخوردار است.	طراحی گیرنده ساده است / دارای مشکل بایاس میان کانالی و یا در اصطلاح Inter-Channel Bias نمی‌باشد / در مقابل جمینگ، آسیب پذیر است.	مزایا و معایب

## مقایسه میان مهمترین ویژگی‌های GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU

در جداول (۲)، به مقایسه میان ویژگی‌های عمومی و فرکانسی میان سیستم‌های ناوبری جهانی GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU (یا همان Compass) پرداخته شده است. در خصوص این جداول لازم است توضیحاتی در خصوص برخی از پارامترها و ویژگی‌های درج شده ارائه شود:





- **FOC یا Full Operational Capability:** منظور تاریخی است که از آن به بعد، تمام قابلیت‌های سیستم مزبور، عملیاتی شده است.
- **صفحه مداری یا Orbital Plane:** به صفحه عبوری از روی مکان هندسی نقاط حرکت عبور ماهواره و یا در اصطلاح، به صفحه در برگیرنده مدار حرکت یک ماهواره به دور یک ستاره یا سیاره (مثل زمین) گفته می‌شود. شماتیکی از این صفحه در شکل (۴۰) نشان داده شده است.
- **زاویه انحراف مداری یا Inclination:** به زاویه میان صفحه مداری با صفحه استوایی گفته می‌شود؛ صفحه استوایی، صفحه‌ای است که از استوا گذشته و کره زمین را به دو نیم کره شمالی و جنوبی تقسیم می‌کند. شماتیکی از این زاویه نیز در شکل (۴۰) نشان داده شده است.



شکل (۴۰) شماتیکی از صفحه مداری و زاویه انحراف مداری

- **صُور فلکی یا Constellation:** به توزیع ماهواره‌ها در صفحات مداری مختلف گفته می‌شود.
- **تناوب مداری یا Orbital Period:** به مدت زمان لازم جهت چرخش کامل یک ماهواره به دور زمین در مدار تعیین شده برای آن ماهواره گفته می‌شود.

**جدول (۱-۲) مقایسه ویژگی‌های عمومی GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU**

عنوان ویژگی	GPS	GLONASS	GALILEO	BEIDOU یا Compass
کشور صاحب فناوری	ایالات متحده	روسیه	اتحادیه اروپا	چین
نشان تجاری				
اولین پروتایپ	۲۲ فوریه ۱۹۷۸	۱۲ اکتبر ۱۹۸۲	۲۸ دسامبر ۲۰۰۵	۱۳ آوریل ۲۰۰۷
ارتفاع مداری از سطح زمین	۲۰۲۰۰ کیلومتر	۱۹۱۰۰ کیلومتر	۲۳۲۲۲ کیلومتر	۲۱۱۵۰ کیلومتر
منطقه تحت پوشش	پوشش جهانی	پوشش جهانی	از سال ۲۰۲۰ با پوشش جهانی	از سال ۲۰۲۰ با پوشش جهانی
FOC	۱۷ ژوئیه ۱۹۹۵	۱۸ ژانویه ۱۹۹۶	۲۰۱۲	۲۰۱۳
خدمات قابل ارائه	نظامی	نظامی	تجاری	نیازمند مجوز
	غیرنظامی	غیرنظامی	آزاد	آزاد / تجاری
تعداد کل ماهواره‌ها	۳۱	۲۴	۲۷	۲۷
تعداد صفحات مداری	۶	۳	۳	۳
تعداد ماهواره در هر صفحه مداری	۴	۸	۱۰	۵
زاویه انحراف مداری	۵۵ درجه	۶۴/۸ درجه	۵۶ درجه	۵۵/۵ درجه
صور فلکی	۳۱ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد.	۲۴ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد؛ ۶ عدد یدکی نیز در مدار فعال است.	۲۷ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد؛ ۳ عدد یدکی نیز در مدار فعال است.	۲۷ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد؛ ۵ عدد یدکی نیز در مدار GEO فعال بوده و ۳ عدد یدکی نیز در مدار IGSO فعال است.

۲۷۸۴۰	۲۹۶۰۱	۲۵۵۰۸	۲۶۵۶۰	محور شبه اصلی (کیلومتر)
۱۲ ساعت و ۵۰ دقیقه	۱۴ ساعت و ۰۵ دقیقه	۱۱ ساعت و ۱۵ دقیقه	۱۱ ساعت و ۵۸ دقیقه	تناوب مداری یا پریود یک دور دوران کامل به دور زمین
CGCS2000	GTRF	PZ-90	WGS-84	دستگاه مختصات مرجع
China UTC	GST	UTC (SU)	GPST	سیستم زمانی
CDMA	CDMA	CDMA/FDMA	CDMA	کد گذاری
CDMA B1: 1559.052~1591.788 CDMA B2: 1162.220~1217.370 CDMA B3: 1250.618~1286.423	CDMA E1: 1575.420 CDMA E6: 1278.750 CDMA E5b: 1207.140 CDMA E5: 1191.795 CDMA E5a: 1176.450	FDMA L1: 1602.000+k×0.5625* CDMA L1: 1757.42 FDMA L2: 1246.000+k×0.4375* CDMA L2: 1242.000 CDMA L3: 1202.025 CDMA L5: 1176.450	CDMA L1/L1C: 1575.420 MHz CDMA L2/L2C: 1227.600 MHz CDMA L5: 1176.450 MHz	فرکانس ها
30.69 MHz	40.96 MHz	40.96 MHz	30.69 MHz	ماکزیمم پهنای باند
المان های کپلر به همراه تغییرات زمانی	المان های کپلر به همراه تغییرات زمانی	دستگاه مختصات کارترین <sup>۲</sup> ژئوستریک به همراه تغییرات زمانی	المان های کپلر <sup>۱</sup> به همراه تغییرات زمانی	سالنمای نجومی
موقعیت: ۱۰ متر	موقعیت: ۱ متر	موقعیت: ۵ الی ۱۰ متر	موقعیت: ۳/۵ الی ۷/۸ متر	دقت موقعیت یابی (در شرایط دسترسی آزاد برای عموم کاربران)
سرعت: ۰/۲ متر بر ثانیه		سرعت: ۰/۱ متر بر ثانیه		
زمان: ۲۰ نانو ثانیه		زمان: ۲۰۰ نانو ثانیه		
هر ۱ ساعت یک بار	هر ۳ ساعت یک بار	هر نیم ساعت یک بار	هر ۲ ساعت یک بار	بازه زمانی به روز رسانی اطلاعات سالنمای نجومی
۱۸ ثانیه	حدود ۳۰ ثانیه	۱۰ ثانیه	۱۸ ثانیه	طول سالنمای نجومی
۳۰ ثانیه	۵۰ ثانیه	۳۰ ثانیه	۳۰ ثانیه	پریود تکرار سالنمای نجومی
۲ ساعت	۴ ساعت	نیم ساعت	۴ ساعت	مدت زمان بقای سالنمای نجومی

<sup>۱</sup> Kepler Elements

<sup>۲</sup> Geocentric Cartesian Coordination

طول پیام <sup>۳</sup> (طول فریم اطلاعات <sup>۴</sup> )	۱۲/۵ دقیقه یا ۷۵۰ ثانیه	۲/۵ دقیقه یا ۱۵۰ ثانیه	۱۰ دقیقه یا ۶۰۰ ثانیه	۱۲ دقیقه یا ۷۲۰ ثانیه
نرخ داده	۵۰ بیت بر ثانیه	۵۰ بیت بر ثانیه	۲۵ بیت بر ثانیه	۵۰ بیت بر ثانیه
طول زیر فریم اطلاعات <sup>۵</sup>	۶ ثانیه	۳۰ ثانیه	۵۰ ثانیه	۶ ثانیه
(*) مقدار k به ازای هریک از ۲۴ عدد ماهواره Glonass، یک عدد صحیح بوده و این مقدار از صفر الی ۲۴ متغیر است؛ هر ماهواره نیز دارای یک کانال FDMA است.				

جدول (۲-۲) مقایسه ویژگی های فرکانسی GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU			
عنوان سیگنال	فرکانس حامل (بر حسب MHz)	پهنای باند (بر حسب MHz)	خدمات ارائه شده
GPS L1 C/A	۱۵۷۵/۴۲	۲۰/۴۶	SPS
GPS L1 P(Y)	۱۵۷۵/۴۲	۲۰/۴۶	PPS
GPS L1 C	۱۵۷۵/۴۲	۳۰/۶۹	Civil
GPS L1 M-Code	۱۵۷۵/۴۲	تقریباً ۲۴	M
GPS L2 P(Y)	۱۲۲۷/۶۰	۲۰/۴۶	PPS
GPS L2 M-Code	۱۲۲۷/۶۰	تقریباً ۲۴	M
GPS L2 C	۱۲۲۷/۶۰	۲۰/۴۶	Civil
GPS L5	۱۱۷۶/۴۵	۲۴	SoL
GLONASS L1	۱۶۰۲/۰۰	۷/۸۷۵	SP
GLONASS L1	۱۶۰۲/۰۰	افشا نشده است	HP
GLONASS L2	۱۲۴۶/۰۰	۷/۸۷۵	SP
GLONASS L2	۱۲۴۶/۰۰	افشا نشده است	HP

<sup>۳</sup> Message Length

<sup>۴</sup> Length of Frame

<sup>۵</sup> Length of Sub-frame

OS	۲۰/۴۶	۱۱۷۶/۴۵	Galileo E5A
OS/CS/SoL	۲۰/۴۶	۱۲۰۷/۱۴	Galileo E5B
CS	۴۰/۹۲	۱۲۷۸/۷۵	Galileo E6
SoL	۲۴/۵۵۲	۱۵۷۵/۴۲	Galileo E1
OS/M	۴/۰۹۲	۱۵۶۱/۱۰	Compass B1
OS/M	۴/۰۹۲	۱۵۸۹/۷۴	Compass B1-2
OS/M	۲۴	۱۲۰۷/۱۴	Compass B2
M	۲۴	۱۲۶۸/۵۲	Compass B3
شرحی بر اصطلاحات مندرج در خدمات ارائه شده			
OS: مخفف Open Service بوده و به معنای «برای استفاده عموم» است.	CS: مخفف Commercial Service بوده و به معنای «برای استفاده تجاری» است.	SoL: مخفف Safety of Life بوده و به معنای «برای استفاده حمل و نقل عمومی نظیر هوانوردی، دریانوردی، راه آهن، ترانزیت کالا و امثال آن» است.	SPS: مخفف Standard Positioning Service است و دارای دقت ناوبری معمولی در تعیین موقعیت و سرعت و امثال آن است.
PPS: مخفف Precise Positioning Service است و دارای دقت ناوبری بالا در تعیین موقعیت و سرعت و امثال آن است.	SP: مخفف Standard Precision است و دقت ناوبری استاندارد را ارائه می کند.	HP: مخفف High Precision است و دقت ناوبری بالا را ارائه می کند.	M: مخفف Military/Authorized است و دقت ناوبری در کلاس نظامی و مقاوم به جَمینِگ را ارائه می کند.



## معرفی برخی از مهمترین منابع ایجاد کننده خطا در سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS

فرآیند انتقال، دریافت و تشخیص یک سیگنال GPS، یک فرآیند فیزیکی است که نظیر هر فرآیند فیزیکی دیگر، دارای منابعی از خطا است. در ادامه به معرفی چند منبع ایجاد کننده خطا در سیستم موقعیت یاب جهانی خواهیم پرداخت.

### ۱- خطای ساعت<sup>۶</sup> ماهواره

خطای ساعت ماهواره، به واسطه اندک اختلافات موجود میان ساعت های اتمی موجود در ماهواره ها ایجاد می شود. این خطاها به صورت دائمی توسط ایستگاه کنترل فرماندهی، MCS، پایش و اصلاح می شود. بزرگی این خطا، در مرتبه ۱ الی ۲ متر است؛ اگرچه ساعت های موجود در ماهواره ها، اگرچه دارای دقتی در مرتبه نانو ثانیه هستند، لیکن ساعت ماهواره نیز (علی رغم ارسال ضرایب تصحیح کننده ساعت از سمت ایستگاه های کنترل فرماندهی MCS زمینی)، لزوماً یک ساعت حقیقی و دقیق نبوده و باز هم مقدار هر چند بسیار کوچکی خطا در کارکرد آنها وجود خواهد داشت.

### ۲- خطای ساعت گیرنده GPS

ساعت موجود در گیرنده GPS نیز مستعد خطاست؛ بدین معنا که رفتار این ساعت، ناپایدار بوده و حول ساعت حقیقی، به صورتی نامنظم نوسان می کند؛ در اغلب گیرنده ها، محاسبه شبه فاصله از یک ماهواره، در هر ثانیه، چندین بار صورت می پذیرد و در نهایت از روی محاسبات انجام شده، یک متوسط گیری به عمل می آید. چنانچه ساعت موجود بر روی گیرنده GPS، نویزی باشد و با یک نرخ یکنواخت کار نکند، مدت زمانی که در طول آن، یک محاسبه انجام می شود، می تواند تغییر نماید؛ این امر می تواند منجر به آن گردد که مشاهده صورت گرفته در یک بازه زمانی، منحصر به همان بازه زمانی شده و به همین دلیل، متوسط گیری صورت گرفته، دچار خطا خواهد شد. حضور نویز بر روی خود سیگنال دریافتی نیز منجر به تضعیف محاسبات خواهد شد.

### ۳- خطای سائنمای نجومی هر ماهواره<sup>۷</sup>

بزرگی این خطا در مرتبه ۲ الی ۳ متر است؛ همانطور که پیش از این گفته شد، گیرنده GPS، موقعیت خود را نسبت به موقعیت معلوم ماهواره ها تعیین می کند. بنابراین، دانستن موقعیت دقیق هر ماهواره از اهمیت بالایی در موقعیت یابی یک گیرنده GPS برخوردار است. اگرچه بدیهی است که تمام ماهواره ها بر روی مدار چرخشی مشخصی در حال حرکت هستند، اما با توجه به اینکه اندازه گیری موقعیت دقیق ماهواره ها توسط مشاهدات انجام شده از ایستگاه های زمینی صورت می گیرد، لذا مقادیر سائنمای نجومی هر ماهواره دارای دقتی در مرتبه ۳۰ سانتی متر خواهند بود. اندازه خطاهای مداری، وابسته به ارتفاع، موقعیت، تراژکتوری (مسیر حرکت) و سرعت ماهواره ها، متغیر است. مدارات چرخش ماهواره تحت تاثیر دو عامل «کشش گرانشی» و «فشار خورشیدی» یا همان پالس های انرژی ساطع شده از سمت خورشید» دائماً در حال تغییر و نوسان هستند. این خطاها نیز به صورت دائمی توسط ایستگاه کنترل فرماندهی، MCS، پایش و اصلاح می شود. در صورتی که هر ماهواره نسبت به مدار چرخشی تعیین شده خود، دچار انحرافی هر چند اندک گردند، در اینصورت، ایستگاه کنترل فرماندهی، MCS، - که وظیفه پایش ۲۴ ساعته وضعیت ماهواره ها و حرکت آنها را بر عهده دارد - سیگنال اصلاح کننده ای را به

<sup>۶</sup> Clock Error

<sup>۷</sup> Ephemeris Error

سمت ماهواره ارسال می کنند. اگرچه این سیگنال، گاهی منجر به اصلاح مدار حرکتی ماهواره نیز نمی گردد، لیکن در عوض، موقعیت دقیق ماهواره که توسط ایستگاه زمینی پایش شده است، به سمت زمین ارسال خواهد شد.

#### ۴- خطای ناشی از محدودیت های سخت افزاری و محاسبات نرم افزاری گیرنده GPS

بزرگی این خطا، در مرتبه ۰/۵ متر است؛ این خطا مربوط به محدودیت های سخت افزاری یک گیرنده GPS و میزان پیچیدگی مدارات به کار رفته در طراحی و ساخت آن است؛ گیرنده ای که موقعیت خود را محاسبه می کند، تنها می تواند سیگنال دریافتی را با دقت مشخصی دریافت نماید که متأثر از طول موجود حامل (برای اندازه گیری های اختلاف فاز حامل) و یا طول بیت کد (برای انطباق دهی الگوی کد) و نیز رزولوشن جابجاکننده کد و یا فاز است. همچنین برخی از خطاهای ناشی از گیرنده ها، متأثر از دقت محاسبات و فرآیندهای محاسباتی نظیر «خطاهای گرد کردن»<sup>۸</sup> محاسبات و یا «خطاهای ناشی از برش»<sup>۹</sup> در ارقام و اعشار است. بدیهی است، دقت محاسبات در یک گیرنده GPS دویست دلاری (با مدارات الکتریکی ساده و نه چندان گرانبه)، قطعاً به پای دقت یک گیرنده GPS چند ده هزار دلاری (با مدارات الکتریکی پیچیده و البته گرانبه) نخواهد رسید.

#### ۵- خطای ناشی از سرعت نسبی ماهواره نسبت به گیرنده GPS (خطای داپلر)

سیگنال GPS توسط ماهواره ای به سمت زمین ارسال می شود که دارای سرعت بسیار بالایی در حین چرخش به دور زمین است؛ با توجه به اینکه ماهواره های GPS در ارتفاع ۲۰۲۰۰ کیلومتری در بالای کره زمین با شعاع ۶۳۷۰ کیلومتری و با یک سرعت بسیار بالا در حال چرخش به دور زمین هستند، با احتساب محیط طی شده (به میزان ۱۶۶۹۴۴ کیلومتری) و با احتساب اینکه هر ماهواره، در طول شبانه روز ۲ بار به دور زمین می چرخد، بنابراین سرعت چرخش هر ماهواره GPS به دور زمین، با مقدار حدودی ۱۳۹۱۲ کیلومتر بر ساعت، آنقدر بالاست که می تواند به واسطه اثر شیف داپلر، منجر به تاثیر گذاری بر روی طول موج سیگنال های ارسالی از سمت ماهواره و دریافتی توسط گیرنده GPS گردد<sup>۱۰</sup>. با توجه به اینکه سرعت چرخش ماهواره ها به دور زمین، یک سرعت نسبتاً ثابت است، لذا هرچه گیرنده GPS نصب شده بر روی یک پرنده (مثلاً یک هواپیما و یا یک بالگرد) از سرعت بالاتری برخوردار باشد، قطع یقین نیاز به تصحیح خطای ناشی از اثرات داپلر، مشهودتر خواهد بود.

#### ۶- خطای ناشی از نویز گیرنده GPS

خطای ناشی از نویز گیرنده GPS، در واقع خطای ناشی از یک میدان الکترومغناطیسی ایجاد شده توسط مدارات الکترونیکی داخلی گیرنده است که بر روی امواج رادیویی دریافتی توسط گیرنده GPS، تاثیر مخرب گذاشته و بر روی زمان حرکت سیگنال های GPS، پیش از آنکه توسط گیرنده پردازش شوند، نیز تاثیر مخرب خواهد داشت. اگرچه آنتن های بیرونی گیرنده GPS، می توانند بر روی بهبود وضعیت نویز گیرنده GPS تاثیر گذار باشند، لیکن نمی توانند منجر به اصلاح کامل تاثیرات الکترومغناطیسی مخرب ناشی از خطوط جریان برق، حضور ژنراتورها و یا موتورهای الکتریکی دورانی، رادیوهای دوج و امثال آن در نزدیکی محل حضور گیرنده GPS گردند.

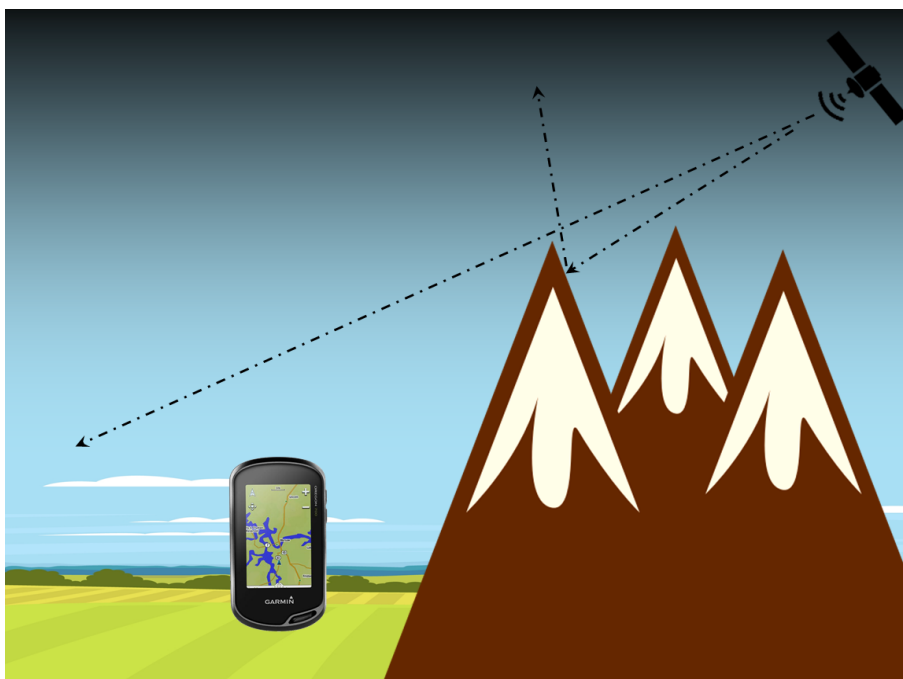
<sup>۸</sup> Round of Error

<sup>۹</sup> Truncation

<sup>۱۰</sup> رجوع به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم های اندازه گیری» از همین نویسنده.

## ۷- خطای ناشی از انسداد خط دید<sup>۱۱</sup>، LOS میان ماهواره و گیرنده GPS

این خطا به واسطه قرار گرفتن یک گیرنده GPS در سایه الکترومغناطیسی محیط اطراف (مثلاً قرار داشتن گیرنده GPS در سایه موانع طبیعی و یا مصنوعی و یا در داخل دره‌ها و یا قرار داشتن در سایه یک یا چند ساختمان و یا حتی قرار داشتن در سایه بدن شما نسبت به امواج الکترومغناطیسی ساطع شده از سمت ماهواره) ایجاد می‌شود. شماتیکی از این خطا در شکل (۴۱) نشان داده شده است؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، گیرنده GPS نشان داده شده در این شکل، هیچ‌گاه امواج الکترومغناطیسی ساطع شده توسط ماهواره را به طور مستقیم دریافت نخواهد کرد و یا اگر هم این امواج را دریافت نماید، در واقع انعکاس امواج برخوردی به کوه‌ها و زمین‌های اطراف و دریافت شده توسط گیرنده GPS خواهد بود که در ادامه نشان خواهیم داد که همین بازتابش امواج، منجر به بروز خطا در موقعیت‌یابی خواهد شد. در شرایط سخت، این خطا می‌تواند مانع از دیده شدن تعداد کافی از ماهواره‌ها جهت محاسبه دقیق یک موقعیت گردد؛ اما معمولاً این نوع خطا منجر به آن می‌شود که دیگر «یک ترکیب بهینه» از ماهواره‌های در خط دید را در اختیار نداشته باشیم و به همین علت، وجود این خطا منجر به تضییع و تخریب دقت محاسبات با استفاده از GPS خواهد شد. به طور کلی، استفاده از گیرنده GPS بدون تجهیزات کمکی و در داخل فضاهای محصور (نظیر داخل ساختمان و یا بین چند ساختمان مرتفع و یا در داخل جنگل) عموماً غیرممکن خواهد بود.



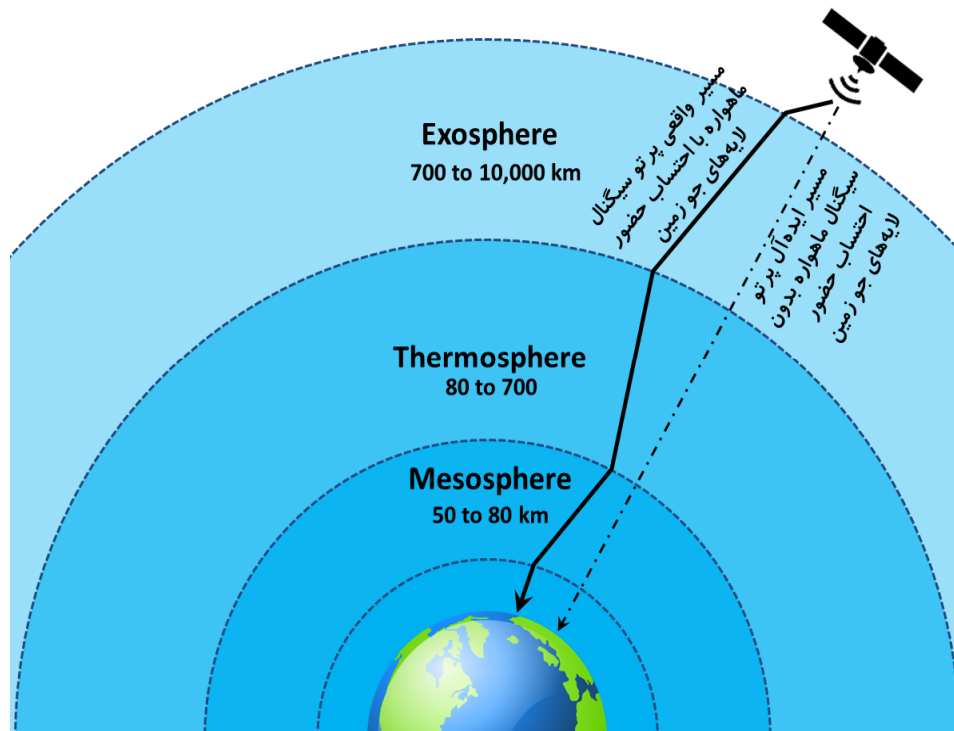
شکل (۴۱) به واسطه قرار گرفتن گیرنده GPS در سایه موانع طبیعی مویور، این گیرنده هیچ‌گاه امواج ساطع شده توسط ماهواره مورد نظر را به صورت مستقیم دریافت نخواهد نمود و عملاً در سایه الکترومغناطیسی کوه‌های نشان داده شده قرار گرفته است.

## ۸- خطای ناشی از شکست امواج الکترومغناطیسی ساطع شده توسط ماهواره در داخل اتمسفر

این خطا به واسطه عبور امواج الکترومغناطیسی از داخل لایه‌های مختلف تشکیل دهنده اتمسفر زمین ایجاد می‌شود؛ در اثر شکست موج الکترومغناطیسی (نظیر شکست نور در حین ورود به آب)، موج با یک مسافت طی شده بیشتر از مسافت مستقیم میان ماهواره و گیرنده GPS، به گیرنده مزبور خواهد رسید و در اثر مسافت طی شده افزوده و به

<sup>۱۱</sup> Line of Sight Error

تبع آن بروز یک تاخیر بیشتر در رسیدن سیگنال به گیرنده GPS، یک خطا در محاسبه فاصله میان ماهواره و گیرنده GPS ایجاد خواهد شد. به این پدیده، در اصطلاح «خطای ناشی از چندمسیری شدن»<sup>۱۲</sup> نیز گفته می‌شود.



**شکل (۴۲)** همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، در اثر شکست موج الکترومغناطیسی، موج با یک مسافت طی شده بیشتر از مسافت مستقیم میان ماهواره و گیرنده GPS، به گیرنده می‌رسد و در اثر این مسافت طی شده افزوده و به تبع آن بروز تأثیر بیشتر در رسیدن سیگنال به گیرنده GPS، یک خطا در محاسبه فاصله دقیق میان ماهواره مورد نظر و گیرنده GPS ایجاد خواهد شد.

## ۹- خطای ناشی از لایه یونوسفر<sup>۱۳</sup> و تروپوسفر<sup>۱۴</sup>

بزرگی این خطا، در مرتبه ۵ متر برای یونوسفر و در مرتبه ۰/۵ متر برای تروپوسفر است<sup>۱۵</sup>؛ یونوسفر، لایه باردار اتمسفر احاطه کننده زمین است. خطاهای تداخل یونوسفر، به واسطه کند شدن سیگنال‌های GPS و پراکنش آنها در حین عبور از داخل یونوسفر رخ می‌دهند. سیگنال‌های GPS دارای اطلاعاتی هستند که با استفاده از آنها می‌توان تقریباً نیمی از این خطای تداخلی را تصحیح نمود. در داخل لایه تروپوسفر (که لایه تحتانی اتمسفر زمین بوده و اغلب تغییرات آب و هوایی در این لایه رخ می‌دهد)، لایه‌ای مملو از ذرات آب وجود دارد که ما آن را عمدتاً به شکل توده‌های حجیم ابر در آسمان مشاهده می‌کنیم. خطاهای تداخل تروپوسفر، عمدتاً به واسطه حضور ذرات و بخارات آب و البته به میزان کمتری، به واسطه تغییرات دما و فشار لایه تحتانی اتمسفر زمین رخ می‌دهند. هر دو لایه یونوسفر و تروپوسفر، بر روی «مسیر حرکت» و نیز «سرعت سیگنال‌های ارسالی از سمت ماهواره‌ها به سمت زمین» تأثیر گذار هستند؛ یونوسفر تمایل به کشیدن سیگنال‌ها و کاهش فرکانس آنها دارد؛ تروپوسفر نیز تمایل به فشرده نمودن سیگنال‌ها و افزایش فرکانس آنها دارد. میزان تأثیر گذاری یونوسفر بر روی امواج، به سادگی قابل

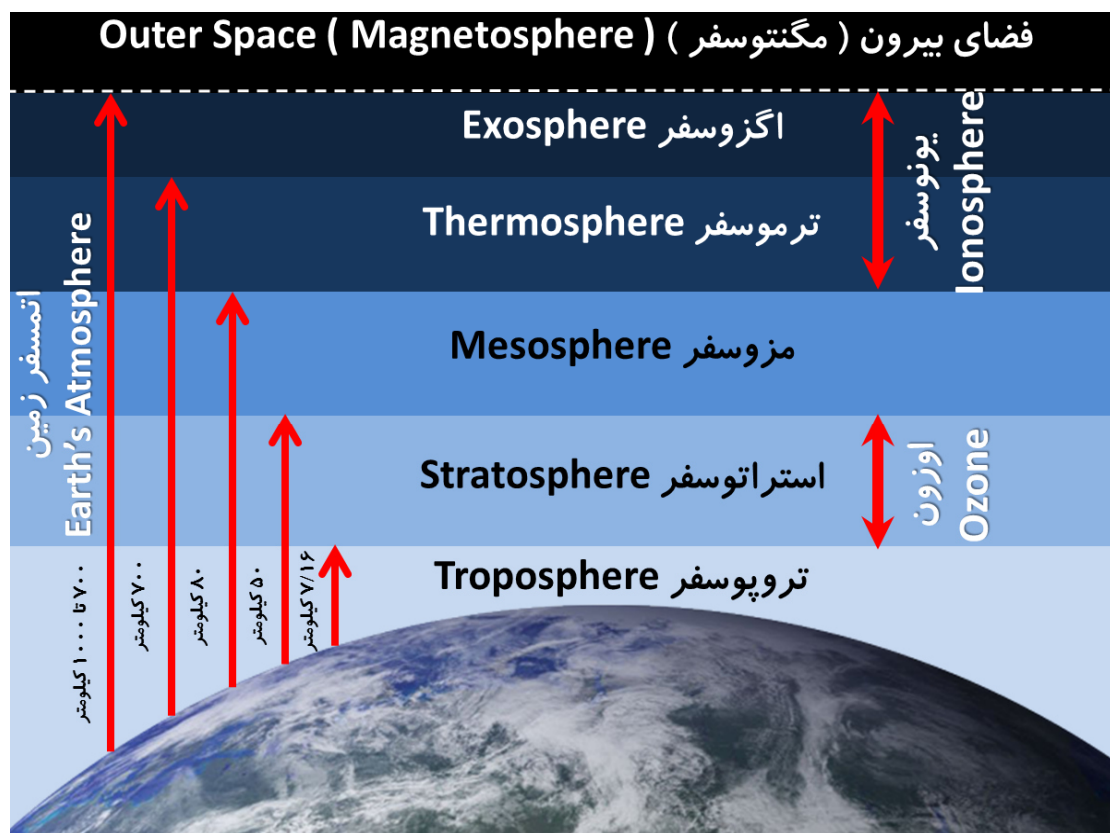
<sup>۱۲</sup> Multipath Error

<sup>۱۳</sup> Ionosphere

<sup>۱۴</sup> Troposphere

<sup>۱۵</sup> البته در برخی از مراجع، اندازه خطای ناشی از یونوسفر از مرتبه چند متر تا چند ده متر نیز برشمرده شده است.

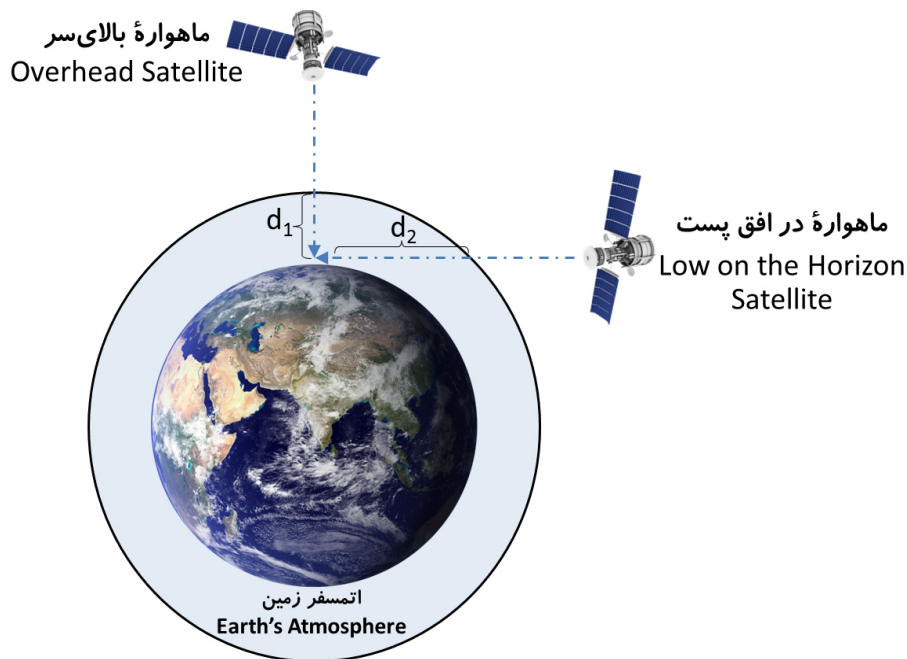
محاسبه است؛ لیکن میزان تاثیر گذاری تروپوسفر بر روی امواج، به واسطه نیاز به اندازه گیری دقیق میزان ذرات آب موجود در داخل لایه های اتمسفر، اندکی سخت خواهد بود. در شکل (۴۳) شماتیکی از لایه های مختلف تشکیل دهنده اتمسفر زمین و ضخامت هر لایه نشان داده شده است.



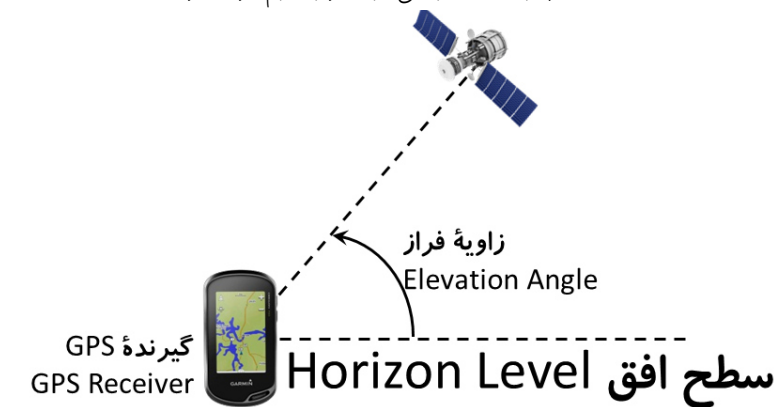
شکل (۴۳) لایه های مختلف تشکیل دهنده اتمسفر زمین و ضخامت هر لایه

به واسطه تاثیر گذاری لایه های یونوسفر و تروپوسفر بر روی امواج ساطع شده از سمت ماهواره به سمت زمین، هر چه مسافت طی شده این سیگنال ها در داخل این لایه ها بیشتر باشد، حجم و میزان تاثیر گذاری مخرب این لایه ها بر روی سیگنال ارسالی از سمت ماهواره بیشتر خواهد شد. با توجه به شکل (۴۴)، بدیهی است در مقایسه میان دو سیگنالی که یکی از ماهواره ای درست در بالای سر گیرنده GPS دریافت شده است و دیگری از ماهواره ای در «افق پست» نسبت به گیرنده GPS دریافت شده است، سیگنالی که از ماهواره واقع در «بالای سر» دریافت شده است، در مقایسه با سیگنالی که از ماهواره واقع در «افق پست» دریافت شده است، مسافت به مراتب کوتاه تر را در داخل لایه های یونوسفر و تروپوسفر طی نموده است؛ به بیان دیگر، مطابق شکل (۴۴)، از آنجا که  $d_1 < d_2$  است، لذا میزان تاثیر گذاری لایه های یونوسفر و تروپوسفر بر روی سیگنال دریافتی از ماهواره واقع در «بالای سر» به مراتب کمتر از میزان تاثیر گذاری لایه های یونوسفر و تروپوسفر بر روی سیگنال دریافتی از ماهواره واقع در «افق پست» خواهد بود و به همین دلیل، دقت سیگنال های دریافتی از ماهواره اول بهتر از دقت سیگنال های دریافتی از ماهواره دوم خواهد بود. به بیان دیگر، ماهواره هایی که به خط افق نزدیکتر هستند، علاوه بر آنکه دارای سیگنال های ضعیفتر بوده و به همین دلیل نسبت به پذیرش نویز مستعدتر هستند، سیگنال های آنها نسبت به وقوع چند مسیری شدن نیز مستعدتر هستند. به همین دلیل است که برخی گیرنده های GPS از یک فیلتر ماسک زاویه فراز استفاده می کنند تا از دریافت سیگنال های ماهواره هایی که پایینتر از یک زاویه فراز حداقلی هستند، جلوگیری به عمل آید.





**شکل (۴۴)** در مقایسه میان دو سیگنالی که یکی از ماهواره واقع در «بالای سر» گیرنده GPS دریافت شده است و دیگری از ماهواره واقع در «افق پست» نسبت به گیرنده GPS دریافت شده است، سیگنالی که از ماهواره اول دریافت شده است (نسبت به سیگنال دریافتی از ماهواره دوم)، مسافت به مراتب کوتاه‌تری را در داخل لایه‌های یونوسفر و تروپوسفر طی نموده است؛ بنابراین دقت سیگنال‌های دریافتی از ماهواره اول به مراتب بهتر از سیگنال دریافتی از ماهواره دوم خواهد بود.



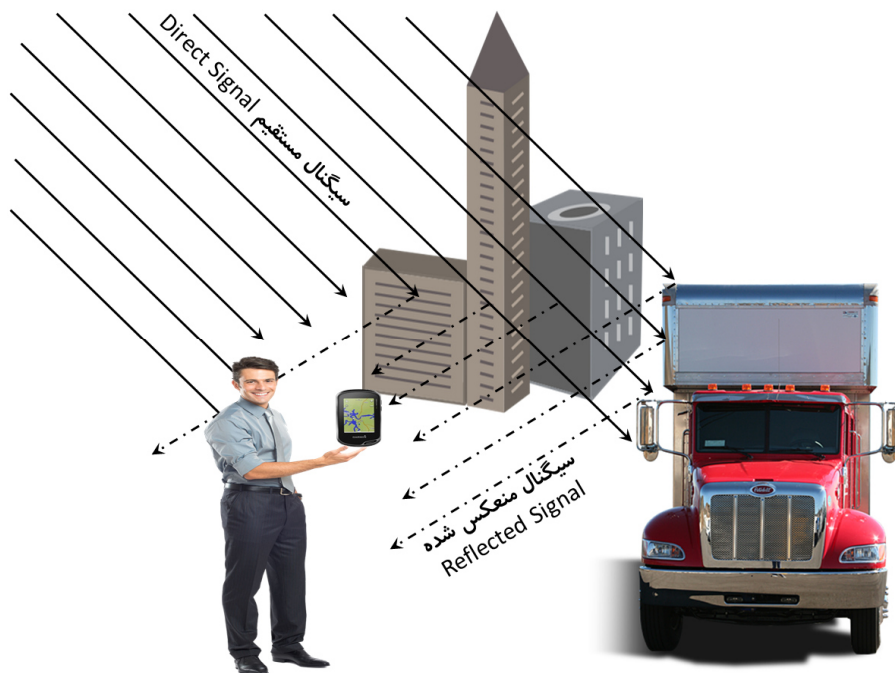
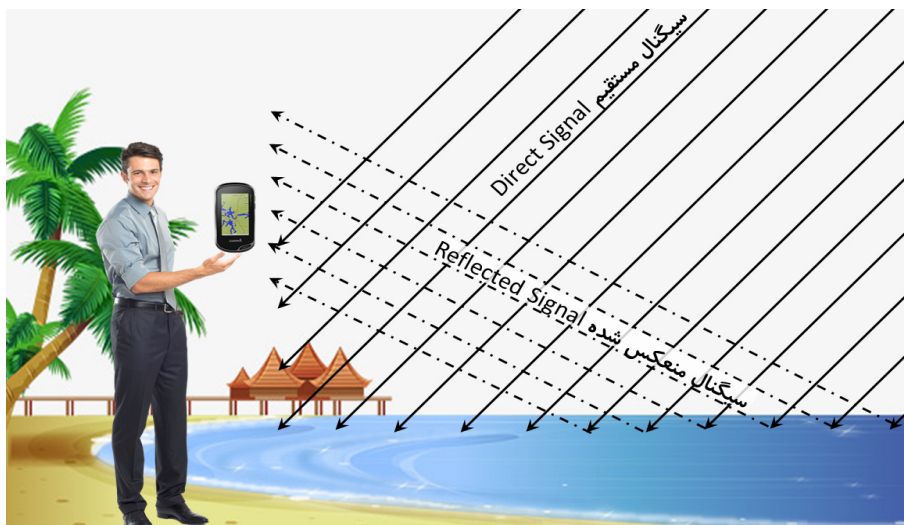
**شکل (۴۵)** شماتیکی از زاویه فراز یک ماهواره GPS نسبت به گیرنده GPS



**شکل (۴۶)** برخی گیرنده‌های GPS از یک فیلتر ماسک زاویه فراز جهت اجتناب از دریافت سیگنال‌های ماهواره‌هایی که پایین‌تر از یک زاویه فراز مراقلی هستند، استفاده می‌کنند.

## ۱۰- خطای ناشی از بازتابش امواج الکترومغناطیسی ساطع شده توسط محیط اطراف

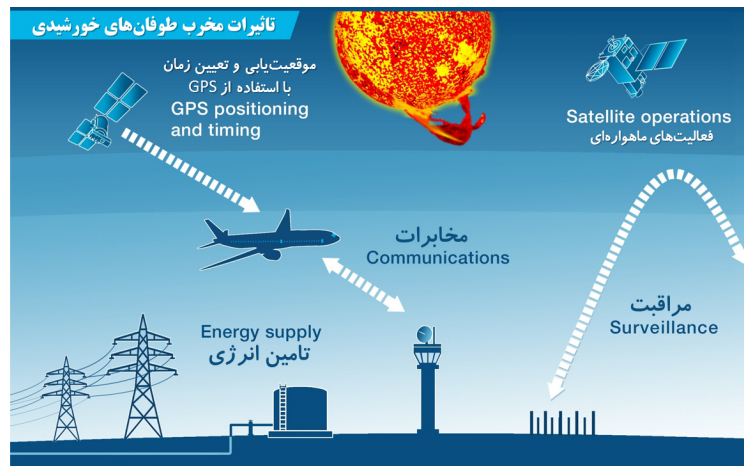
بزرگی این خطا، در مرتبه ۱ متر است؛ این خطا نیز به واسطه بازتابش امواج الکترومغناطیسی از روی سطح زمین، کوه و دشت، ساختمان، دریا و یا دریاچه و خودروها ایجاد می‌شود؛ در این حالت نیز در اثر انعکاس موج الکترومغناطیسی، موج با یک مسافت طی شده بیشتر از مسافت مستقیم میان ماهواره و گیرنده GPS، به گیرنده مزبور خواهد رسید و در اثر این مسافت طی شده بیشتر و به تبع آن بروز تاخیر در رسیدن سیگنال به گیرنده GPS مورد نظر، یک خطا در محاسبه فاصله دقیق میان ماهواره مورد نظر و گیرنده GPS ایجاد خواهد شد. به بیان دیگر، انعکاس سیگنال‌های GPS از روی سطوح موجود در نزدیکی گیرنده GPS، هم می‌تواند بر روی سیگنال واقعی GPS اثر تداخلی داشته و هم اینکه سیگنال منعکس شده را به اشتباه به عنوان سیگنال اصلی (که قاعدتاً بایستی در یک مسیر مستقیم از سمت ماهواره به گیرنده GPS می‌رسید) فرض نماید.



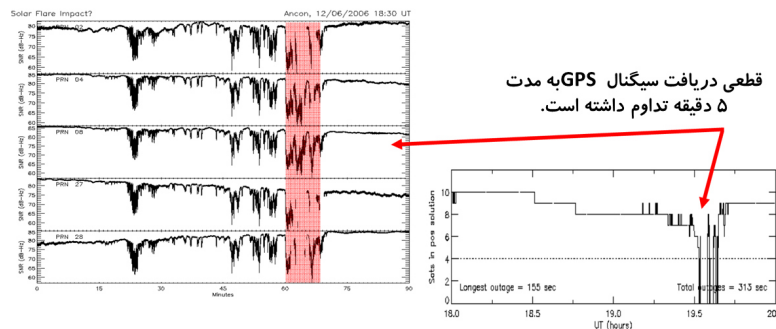
**شکل (۴۷)** همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، در اثر انعکاس موج الکترومغناطیسی از روی سطح دریا و یا دریاچه و یا ساختمان و خودرو، موج با یک مسافت طی شده بیشتر از مسافت مستقیم میان ماهواره و گیرنده GPS، به گیرنده مزبور خواهد رسید و در اثر این مسافت طی شده بیشتر و به تبع آن بروز تاخیر در رسیدن سیگنال ماهواره به گیرنده GPS، یک خطا در محاسبه فاصله میان ماهواره مورد نظر و گیرنده GPS ایجاد خواهد شد.

## ۱۱- خطای ناشی از طوفان‌های مغناطیسی خورشیدی

به واسطه وابستگی محاسبات ناوبری در GPS به کیفیت سیگنال‌های رادیویی ارسالی از سمت ماهواره‌های مربوطه، بدیهی است که هر آنچه که بر روی کیفیت این سیگنال‌ها تاثیرگذار باشند، و من جمله طوفان‌های مغناطیسی خورشیدی، می‌تواند بر روی دقت و کیفیت محاسبات ناوبری در GPS نیز تاثیرگذار باشد. میزان خطای ناشی از این طوفان‌ها، بسته به شدت طوفان می‌تواند از چند متر تا از کار افتادن کلی سیگنال‌ها، متغیر باشد.

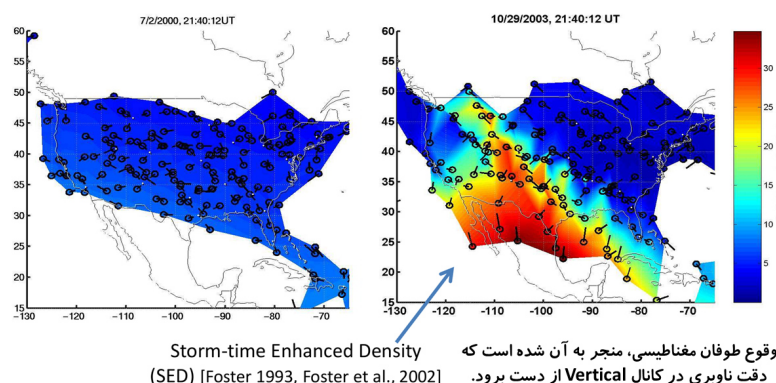


شکل (۱-۴۸) یکی از اثرات مستقیم وقوع طوفان‌های خورشیدی، ایجاد اختلال در کارکرد گیرنده‌های GPS (و البته دیگر گیرنده‌های سیستم ناوبری GNSS، جهانی)، در موقعیت‌یابی و تعیین زمان دقیق است. در این شکل، برخی از مهمترین اثرات وقوع طوفان‌های خورشیدی، نشان داده شده است.



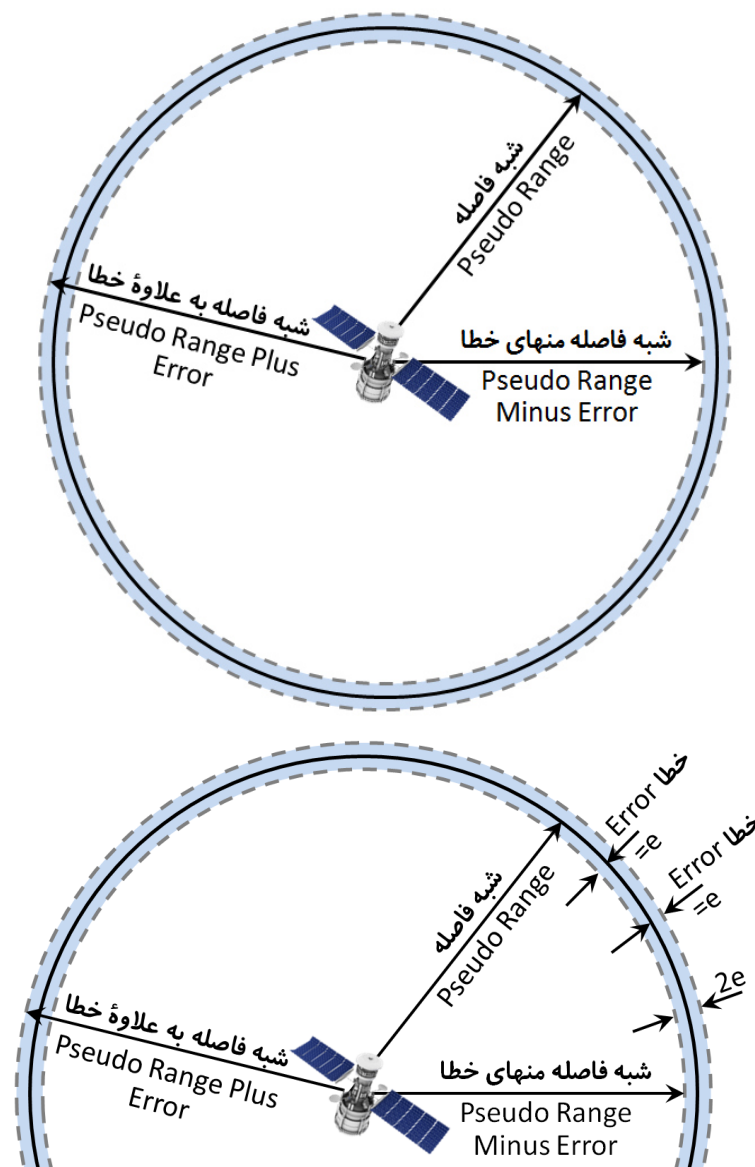
شکل (۲-۴۸) در سال ۲۰۰۶، وقوع یک طوفان خورشیدی قوی، منجر به قطعی سیگنال‌های دریافتی از ماهواره به مدت ۵ دقیقه گردید.

### WAAS Reference Station Measurements



شکل (۳-۴۸) در سال ۲۰۰۳، وقوع یک طوفان خورشیدی قوی، منجر به بروز خطای ناوبری قابل توجه در سیستم WAAS گردید.

نتیجه تمام منابع خطای ذکر شده (و دیگر منابع خطا) این است که «شبه فاصله محاسباتی»، در واقع یک تخمین خطادار از «شبه فاصله واقعی (حقیقی)» خواهد شد که اندازه خطای ایجاد شده را می توان با استفاده از روش های آماری محاسبه نمود. بنابراین در زمانی که مشغول محاسبه موقعیت خود نسبت به یک ماهواره هستیم، به جای آنکه خود را بر روی سطح یک کره فرضی حول ماهواره مورد نظر پیدا نماییم، خود را در داخل فضایی مابین دو کره هم مرکز خواهیم یافت که یکی از کره ها دارای شعاعی برابر «شبه فاصله به علاوه خطا» بوده و کره دیگر نیز دارای شعاعی برابر «شبه فاصله منهای خطا» است. در شکل (۴۹) این موضوع در یک فضای دو بُعدی به خوبی نشان داده شده است؛ اندازه خطا در این شکل با حرف  $e$  نشان داده شده است. دایره های ترسیم شده با خط توپر، بیانگر دایره ترسیم شده با شعاع «شبه فاصله» بوده و دایره های ترسیم شده با خط چین، بیانگر دایره ترسیم شده با شعاع «شبه فاصله خطادار» (شبه فاصله به علاوه خطا یا منهای خطا) بوده که به آنها «دایره عدم قطعیتی» نیز گفته می شود.



**شکل (۴۹)** شکل بالا وجود خطا در محاسبات «شبه فاصله» میان یک ماهواره و گیرنده GPS (که این گیرنده، در شرایط ایده آل، قادر است بایستی بر روی محیط پیرامونی کره ای به مرکزیت ماهواره مزبور قرار داشته باشد)، منجر به آن خواهد شد که وقتی مشغول محاسبه موقعیت خود نسبت به یک ماهواره هستیم، به جای آنکه خود را بر روی سطح یک کره حول ماهواره مورد نظر پیدا نماییم، خود را در داخل فضایی مابین دو کره هم مرکز خواهیم یافت؛ شکل پایین: نمای نزدیک شبه فاصله و تأثیرات خطا بر روی محاسبات فاصله میان گیرنده GPS و ماهواره.

در جدول (۳)، خلاصه‌ای از مهمترین منابع ایجاد کننده خطا به همراه مقدار عددی خطا (مقادیر خطای معمول) در موقعیت‌یابی ماهواره‌ای به کمک سیستم موقعیت‌یاب جهانی درج شده است.

<b>جدول (۳) مهمترین منابع ایجاد کننده خطا به همراه مقدار عددی خطا (مقادیر خطای معمول) در موقعیت‌یابی ماهواره‌ای به کمک سیستم موقعیت‌یاب جهانی</b>	
منبع ایجاد کننده خطا	مقدار عددی خطا
خطاهای ساعت ماهواره	بین ۱/۵ الی ۳/۶ متر
خطاهای مداری	کمتر از ۱ متر
خطاهای ناشی از یونوسفر	بین ۵ الی ۷ متر
خطاهای ناشی از تروپوسفر	بین ۰/۵ الی ۰/۷ متر
خطای ناشی از نویز گیرنده	بین ۰/۳ الی ۱/۵ متر
خطای ناشی از چندمسیری شدن	بین ۰/۶ الی ۱/۲ متر
خطای ناشی از انسداد خط دید	وابسته به میزان انسداد خط دید (از چند متر تا از کار افتادگی کلی سیگنال‌ها)
خطای ناشی از طوفان‌های خورشیدی	وابسته به شدت طوفان خورشیدی رخ داده (از چند متر تا از کار افتادگی کلی سیگنال‌ها)
خطای ناشی از کاربر	وابسته به میزان خطای کاربر

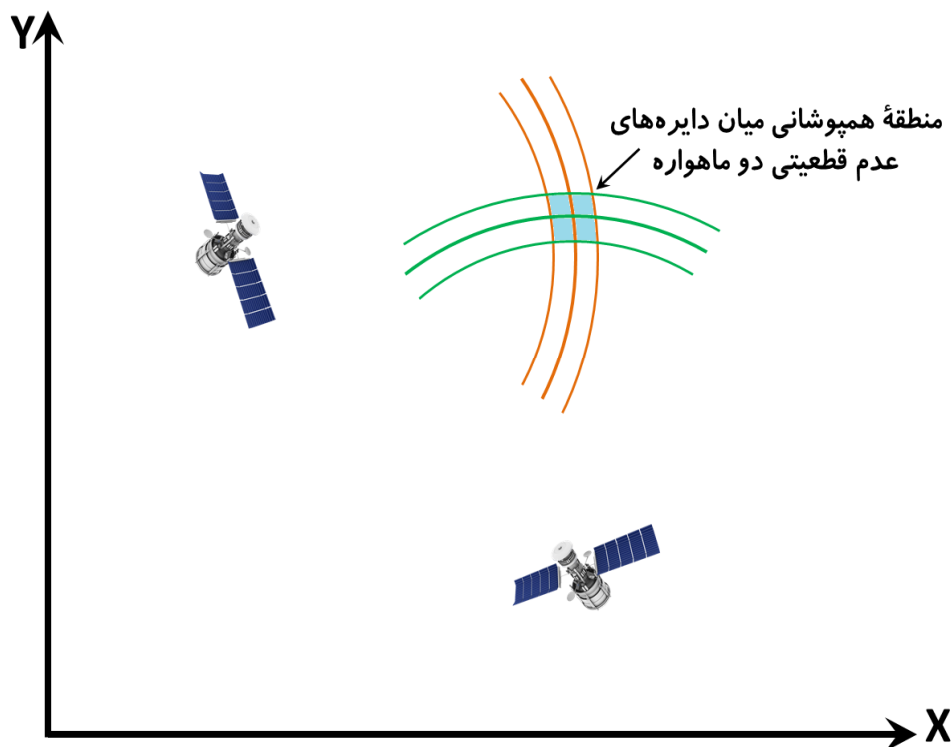
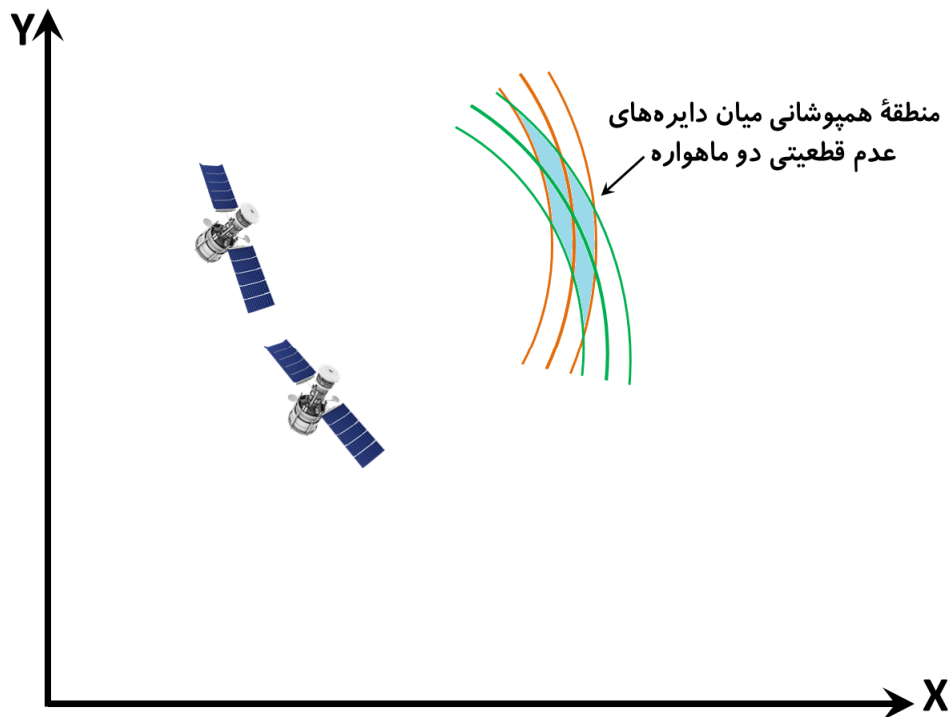
شاید یکی از مهمترین منابع ایجاد کننده خطا که کمتر مورد توجه قرار می‌گیرد، خطای مربوط به توزیع (پراکندگی) ماهواره‌های در نقطه دید گیرنده GPS باشد؛ در ادامه به بیان توضیحاتی در خصوص این منبع ایجاد کننده خطا در موقعیت‌یابی گیرنده‌های GPS پرداخته شده است.

### آشنایی با خطای ناشی از تضييع دقت يا خطای $DOP^6$

این خطا در اثر تمرکز تعدادی از ماهواره‌ها در بخشی از آسمان ایجاد می‌شود؛ جهت تشریح بهتر چگونگی ایجاد این خطا، همانطور که در شکل (۵۰) نشان داده شده است، چنانچه منطقه همپوشانی میان دایره‌های عدم قطعیتی دو ماهواره در نظر گرفته شده و اندازه مساحت منطقه همپوشانی میان دایره‌های عدم قطعیتی دو ماهواره، ملاکی از اندازه خطای موقعیت‌یابی توسط گیرنده GPS باشد (یعنی هرچه اندازه این مساحت، بزرگتر باشد، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر بوده و هرچه اندازه این مساحت، کوچکتر باشد، میزان خطای موقعیت‌یابی کمتر خواهد بود)، همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، در صورتی که دو ماهواره مورد نظر در نزدیکی یکدیگر قرار داشته باشند (فاقد پراکندگی در آسمان باشند)، محل تقاطع دو دایره مربوط به دو ماهواره، منطقه وسیعی خواهد شد که این به معنای افزایش عدم قطعیت در موقعیت‌یابی گیرنده GPS است که به معنای افزایش خطای موقعیت‌یابی توسط گیرنده GPS است. لیکن در صورتی که دو ماهواره مورد نظر (با همان مقادیر شبه فاصله و با همان مقادیر خطا) دور از یکدیگر قرار داشته باشند (از پراکندگی و پخش مناسبی در آسمان برخوردار باشند)، در اینصورت، محل تقاطع دو دایره مربوط به دو ماهواره، منطقه کوچکی خواهد شد که این به معنای افزایش قطعیت در موقعیت‌یابی گیرنده GPS است که به معنای کاهش خطای موقعیت‌یابی توسط گیرنده GPS است.

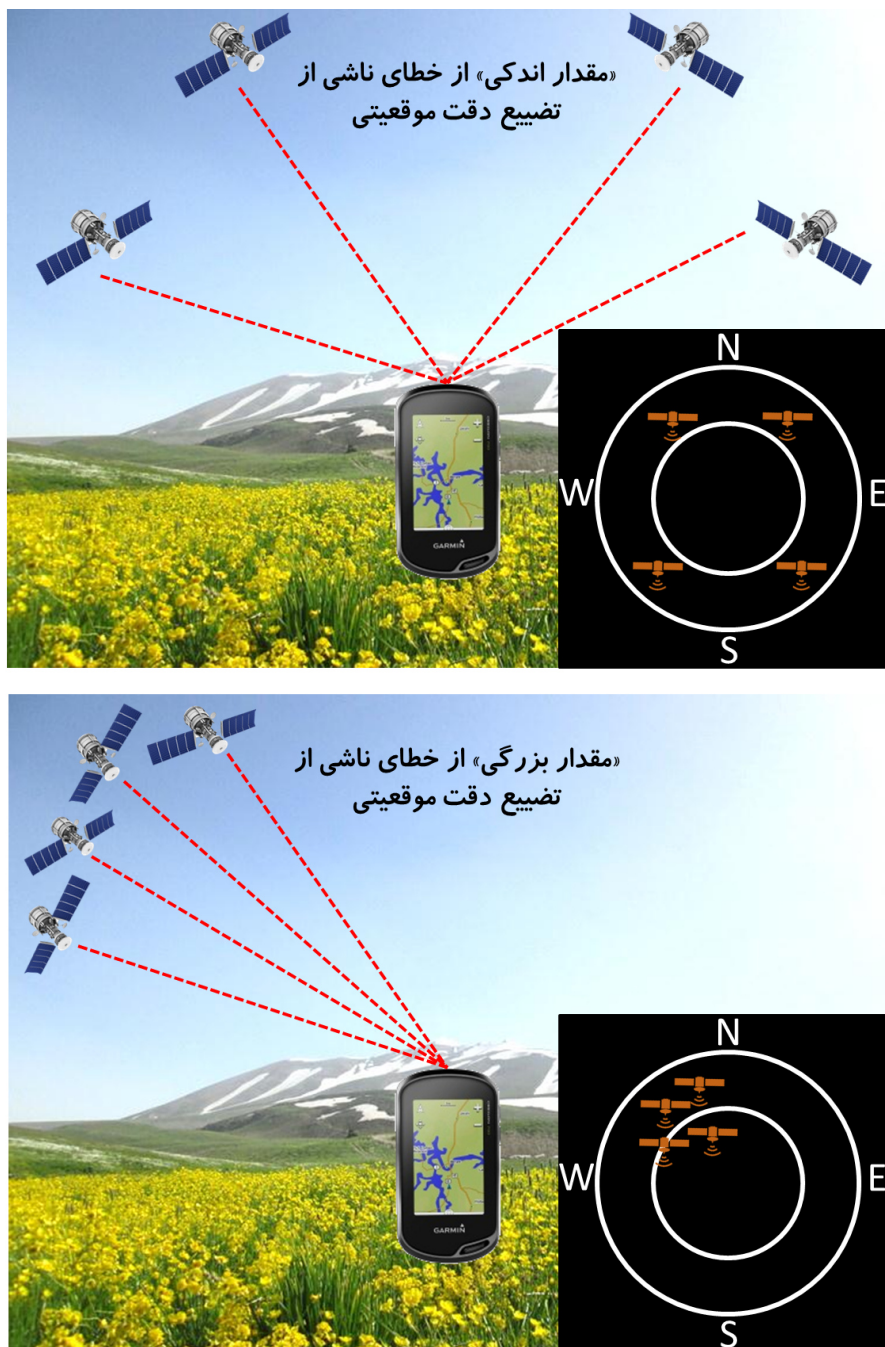
<sup>6</sup>Dilution of Precision





**شکل (۵۰)** پهنای منطقه همپوشانی میان دایره‌های عدم قطعیتی دو ماهواره در نظر گرفته شود، همانطور که در شکل بالا مشاهده می‌شود، در صورتی که دو ماهواره مورد نظر در نزدیکی یکدیگر قرار داشته باشند (فاصله پراکنندگی در آسمان باشند)، محل تقاطع دو دایره مربوط به دو ماهواره، منطقه وسیعی خواهد شد که این به معنای افزایش عدم قطعیت در تعیین محل حضور گیرنده GPS است. لیکن همانطور که در شکل پایین نشان داده شده است، در صورتی که دو ماهواره مورد نظر (با همان مقادیر شبه فاصله و با همان مقادیر خطا) دور از یکدیگر قرار داشته باشند (دارای پراکنندگی در آسمان باشند)، در اینصورت، محل تقاطع دو دایره مربوط به دو ماهواره، منطقه کوچکی خواهد شد که این به معنای افزایش قطعیت در تعیین محل حضور گیرنده GPS است. به تفاوت مشهود میان نایم عدم قطعیت بزرگ مشاهده شده در شکل بالا نسبت به نایم عدم قطعیت کوچک مشاهده شده در شکل پایین دقت نمایید.

به بیان دیگر، همانطور که در شکل (۵۱) نشان داده شده است، هر چه ماهواره‌های در دسترس (در خط دید) گیرنده GPS، از پراکندگی بیشتری و پخش وسیعتری در آسمان برخوردار باشند، از عدم قطعیت موقعیتیابی توسط گیرنده GPS کاسته شده و به بیان دیگر، دقت موقعیتیابی گیرنده GPS بالاتر خواهد رفت؛ لیکن، هر چه ماهواره‌های در دسترس گیرنده GPS از پراکندگی کمتری در آسمان برخوردار باشند و به عبارتی ماهواره‌های مزبور، به جای آنکه به صورت نسبتاً یکنواخت در تمام آسمان پراکنده شده باشند، تنها در بخش محدودی از آسمان متمرکز شده باشند، در اینصورت بر عدم قطعیت مربوط به موقعیتیابی گیرنده GPS افزوده شده و به بیان دیگر، دقت موقعیتیابی گیرنده GPS کاهش خواهد یافت.



**شکل (۵۱)** هر چه ماهواره‌های در دسترس گیرنده GPS از پراکندگی بیشتری در آسمان برخوردار باشند، از عدم قطعیت موقعیتیابی گیرنده GPS کاسته شده و به بیان دیگر، دقت موقعیتیابی گیرنده GPS بالاتر خواهد رفت؛ لیکن، هر چه ماهواره‌های در دسترس گیرنده GPS از پراکندگی کمتری در آسمان برخوردار باشند، بر عدم قطعیت موقعیتیابی گیرنده GPS افزوده شده و به بیان دیگر، دقت موقعیتیابی گیرنده GPS کاهش خواهد یافت.

تأثیر پراکندگی هندسی ماهواره‌ها در فضا بر روی محاسبات خطای کل منجر به چیزی می‌شود که در اصطلاح خطای تضییع دقت یا خطای DOP نامیده می‌شود؛ چنانچه یک حالت کاملاً فرضی و ایده‌آل هندسی را فرض نماییم که در آن تمام ماهواره‌ها، در تمام جهات ممکن در آسمان باز وجود داشته باشند، در اینصورت در اصطلاح گفته می‌شود که اندازه DOP برابر واحد (۱) است. در شرایط واقعی که در آن، به تعداد ۶ تا ۱۲ عدد ماهواره به صورت غیریکنواخت در بالای خط افق و در نقطه دید گیرنده GPS قرار داشته باشند، مقدار عددی DOP به مقادیر بزرگتر از واحد افزایش خواهد یافت که نشان‌دهنده افزایش خطای محاسبات در تعیین موقعیت و پارامترهای مرتبط با آن است. زمانی که «موقعیت حقیقی» و نیز میزان «آفت ساعت» محاسبه می‌شوند، در اینصورت اندازه خطای موجود بر روی این مقادیر و نیز خطای دیگر پارامترهای محاسبه شده از روی این دو پارامتر را می‌توان با ضرب نمودن اندازه خطای ترکیبی مشاهدات در مقدار عددی DOP به دست آورد؛ به عنوان مثال، در صورتی که DOP برابر ۵ باشد، این بدان معناست که مجموع خطاهای ذکر شده قبلی (یعنی مجموع خطاهای «محاسبات تعیین موقعیت و نیز خطای محاسبه آفت ساعت»)، ۵ برابر خواهد شد. بنابراین هرچه اندازه عددی DOP کمتر و کوچکتر باشد، بدیهی است که میزان افزایش خطا در محاسبات موقعیت‌یابی یک گیرنده GPS کمتر خواهد شد. جمله کلی DOP را در اصطلاح تضییع دقت هندسی<sup>۱۷</sup> و یا GDOP نیز می‌نامند؛ GDOP را می‌توان به دو مولفه تجزیه نمود: (۱) یک مولفه که وابسته به موقعیت و تمرکز ماهواره‌ها در بخشی از آسمان است که در اصطلاح «تضییع دقت موقعیتی»<sup>۱۸</sup> یا PDOP نامیده می‌شود<sup>۱۹</sup>، و (۲) یک مولفه که وابسته به محاسبه و تعیین زمان است که در اصطلاح «تضییع دقت زمانی»<sup>۲۰</sup> یا TDOP نامیده می‌شود. اگرچه PDOP وابسته به پراکندگی هندسی ماهواره‌ها است، لیکن TDOP صرفاً وابسته به مبنای زمانی گیرنده و تمام ماهواره‌ها است؛ بنابراین، TDOP تنها تابعی از تعداد ماهواره‌های رهگیری شده است. مقادیر GDOP و PDOP و TDOP توسط رابطه (۵) به یکدیگر مرتبط هستند<sup>۲۱</sup>:

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2 \quad (5)$$

به همین ترتیب، مقدار PDOP را نیز می‌توان به دو مولفه تجزیه نمود: (۱) مقدار PDOP افقی که در اصطلاح HDOP<sup>۲۲</sup> نامیده شده و (۲) مقدار PDOP عمودی که در اصطلاح VDOP<sup>۲۳</sup> نامیده می‌شود. این دو کمیت نیز توسط رابطه (۶) به PDOP وابسته هستند:

$$PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2 \quad (6)$$

در اینجا است که محدودیت‌های سیستم GPS ظاهر می‌گردد: با توجه به شکل (۵۲)، مولفه افقی خطا، اصولاً متأثر از

<sup>۱۷</sup> Geometric Dilution of Precision

<sup>۱۸</sup> Positional Dilution of Precision

<sup>۱۹</sup> مقدار PDOP، عددی بین ۰ الی ۹۹ بوده و هر چه این عدد کوچکتر باشد، دقت موقعیت‌یابی GPS بالاتر خواهد بود. معمولاً مقدار PDOP کمتر از ۴، به معنای موقعیت‌یابی با دقت عالی است؛ مقدار PDOP بین ۴ الی ۸ به معنای موقعیت‌یابی با دقت خوب است؛ مقادیر PDOP بالاتر از ۸ ارزش موقعیت‌یابی چندانی برخوردار نبوده و از «موقعیت‌یابی تخمینی» تا «موقعیت‌یابی بی ارزش» را شامل خواهد شد.

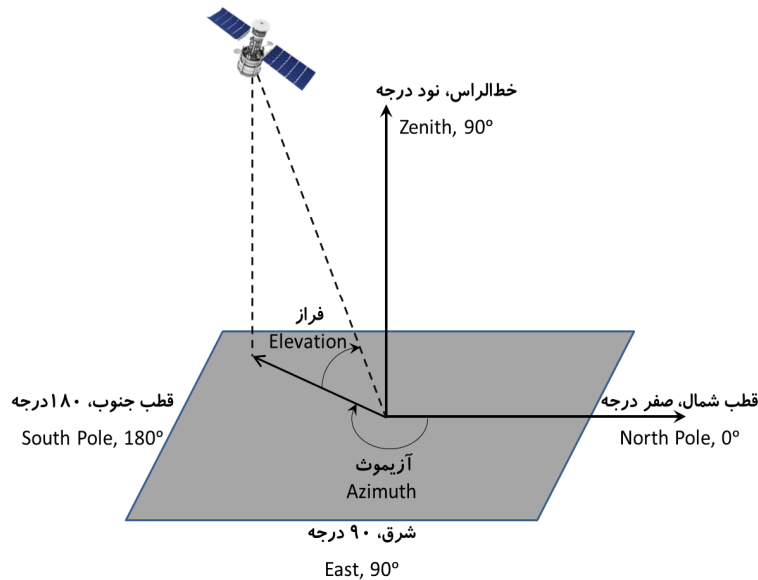
<sup>۲۰</sup> Time Dilution of Precision

<sup>۲۱</sup> چنانچه یک گیرنده ماهواره در اختیار داشته باشیم که به طور همزمان داده‌های چندین سیستم موقعیت‌یاب ماهواره‌ای (مثل GPS و گلوئاس) را دریافت نموده باشد، چنانچه این مقادیر داده‌ها از نزدیکی و انطباق مناسبی بر روی یکدیگر برخوردار باشند، به نحوی که هر دو سری داده دریافتی، حتی با وجود اختلاف اندک نسبت به هم، معتبر به نظر می‌رسند و همین امر ما را در انتخاب اینکه کدام یک از دو داده را باید استفاده کنیم، سردرگم نموده است، در اینصورت توصیه جدی بر این است که از میان دو داده مزبور، تنها به آن داده‌ای استناد شود که دارای مقدار DOP (و یا GDOP) کمتری است.

<sup>۲۲</sup> Horizontal Dilution of Precision

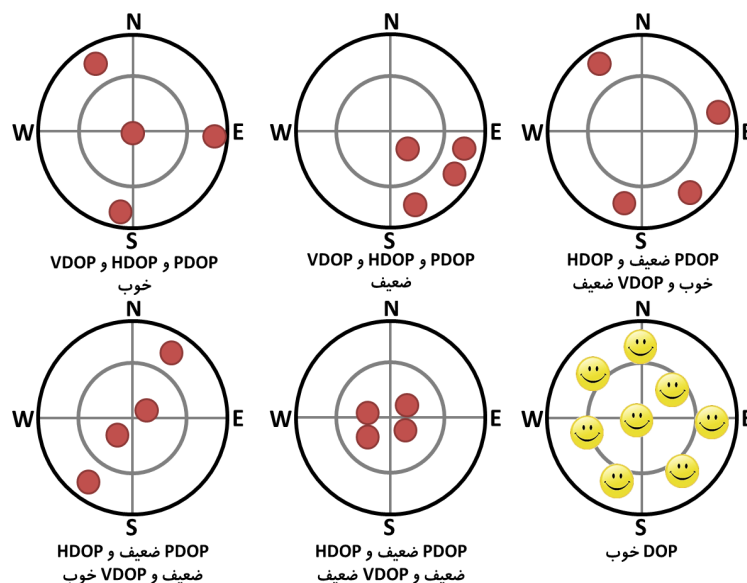
<sup>۲۳</sup> Vertical Dilution of Precision

میزان پراکندگی ماهواره‌ها در زاویهٔ آزیموت حول گیرنده است؛ به بیان دیگر، چنانچه تمام ماهواره‌ها تنها در یک جهت پراکنده شده باشند، در اینصورت مقدار عددی HDOP بزرگتر از زمانی است که همان تعداد ماهواره به صورت یکنواخت در خط افق پراکنده شده باشند. در نقطهٔ مقابل، VDOP قرار دارد که وابسته به زاویهٔ فراز ماهواره‌ها است؛ لیکن از آنجا که ماهواره‌های زیر خط افق را نمی‌توان توسط یک گیرنده مشاهده نمود، لذا لزوماً تمام ماهواره‌هایی که توسط گیرنده در حال استفاده هستند، قطعاً از سطح افق محلی گیرنده بالاتر هستند. از آنجا که احتمال پراکندگی ماهواره‌ها در آزیموت  $360^\circ$  درجه‌ای بیشتر از احتمال پراکندگی ماهواره‌ها در فراز  $180^\circ$  درجه‌ای است، به همین دلیل سازندگان گیرنده‌های GPS مقادیر بزرگتری از خطای VDOP را نسبت به خطای HDOP بیان می‌کنند.



**شکل (۵۲)** شماتیکی از زوایای آزیموت و فراز نسبت به قطب شمال و قطب جنوب؛ با توجه به این شکل، محدودهٔ زاویهٔ آزیموت برای یک ماهواره، عددی بین  $0^\circ$  الی  $360^\circ$  درجه است و محدودهٔ زاویهٔ فراز برای یک ماهواره، عددی بین  $0^\circ$  الی  $180^\circ$  درجه است.

در شکل (۵۳) شماتیکی از توزیع ماهواره‌ها نسبت به جهات جغرافیایی به همراه کیفیت PDOP و HDOP و VDOP مربوطه نشان داده شده است.



**شکل (۵۳)** شماتیکی از توزیع ماهواره‌ها نسبت به جهات جغرافیایی به همراه کیفیت PDOP و HDOP و VDOP مربوطه

## معرفی روش‌های اخذ اطلاعات توسط یک گیرنده GPS

به طور کلی، روش‌های اخذ اطلاعات توسط یک گیرنده GPS به سه دسته کلی طبقه‌بندی می‌شوند:

۱- استاتیک<sup>۲۴</sup>

۲- استاتیک سریع<sup>۲۵</sup>

۳- سینماتیک زمان واقعی (سینماتیک بلادرنگ)<sup>۲۶</sup>، RTK

در روش استاتیک، گیرنده‌های GPS بر روی یک نقطه مشخص و برای مدت زمان طولانی نصب می‌شوند تا نسبت به جمع‌آوری داده‌های دریافتی از ماهواره‌ها (پیش از جابجایی گیرنده به یک نقطه دیگر) اقدام کنند. از این روش، عموماً برای دستیابی به دقت‌های بسیار بالای ناوبری استفاده می‌شود. داده‌های جمع‌آوری شده در این روش، بعداً و توسط نرم‌افزارهای خاص پردازشی، مورد پس‌پردازش یا در اصطلاح Post Processing قرار گرفته تا بتوان داده‌ها و موقعیت‌های GPS را به دقت مورد محاسبه و مورد مقایسه قرار داد. در این روش و بسته به اینکه به چه مدت زمان در یک نقطه متوقف شده بودید و بسته به اینکه چه تعداد ماهواره و با چه میزان از پراکندگی ماهواره‌ها را مشاهده نموده باشید، انتظار بر این است که در بهترین شرایط و با فرض بهترین مقادیر DOP، به دقت‌هایی در مرتبه ۰/۲ سانتی‌متر (به صورت افقی) نیز بتوان دست یافت<sup>۲۷</sup>.

در روش استاتیک سریع، همانند روش استاتیک اقدام می‌شود، با این تفاوت که در اینجا، گیرنده‌های GPS به جای آنکه برای مدت زمان طولانی مدت، در یک موقعیت ثابت مستقر شده باشند، دیگر خبری از این توقف طولانی مدت نبوده و لذا دیگر نمی‌توان انتظار داشت که به همان میزان اطلاعات جهت پس‌پردازش، جمع‌آوری شده باشد. روش استاتیک سریع، از دقت کمتری در مقایسه با روش استاتیک برخوردار بوده و در این روش، انتظار بر این است که در بهترین شرایط و با فرض بهترین مقادیر DOP، به دقت‌هایی در مرتبه ۰/۵ سانتی‌متر (به صورت افقی) نیز بتوان دست یافت.

در روش سینماتیک زمان واقعی (سینماتیک بلادرنگ)، می‌توان با توقف گیرنده GPS در یک نقطه مشخص به مدت یک دقیقه و حتی کوتاه‌تر (حتی کمتر از چند ثانیه) و در یک محیط با گیرندگی خوب GPS، به دقت ناوبری مناسبی دست یافت و بر خلاف دو روش دیگر، نیازی به جمع‌آوری اطلاعات و سپس پردازش آنها در یک محیط دیگر با استفاده از نرم‌افزارهای خاص پردازشی نبوده و به صورت بلادرنگ و با استفاده از همان گیرنده GPS، نسبت به محاسبه و ارائه اطلاعات ناوبری لحظه‌ای اقدام می‌شود. به همین دلیل است که روش سینماتیک زمان واقعی (بلادرنگ)، از کمترین دقت در مقایسه با دو روش استاتیک و استاتیک سریع برخوردار بوده و در این روش، انتظار بر این است که در بهترین شرایط و با فرض بهترین مقادیر DOP، به دقت‌هایی در مرتبه ۱ الی ۲ سانتی‌متر (به صورت افقی) نیز بتوان دست یافت.

<sup>۲۴</sup> Static

<sup>۲۵</sup> Rapid Static

<sup>۲۶</sup> Real Time Kinematic

<sup>۲۷</sup> به صورت کلی، خطای ناوبری در راستای قائم با استفاده از GPS، به میزان ۲ الی ۳ برابر ضعیف‌تر از خطای ناوبری در راستای افق است.



## دسته‌بندی دقت محاسبات ناوبری در GPS

از لحاظ دقت محاسبات ناوبری در GPS، عموماً سه دسته‌بندی متفاوت ارائه می‌شود:

- ۱- «ناوبری اتوماتیک»<sup>۲۸</sup> (با دقتی در مرتبه ۵ الی ۳۰ متر به صورت افقی)
  - ۲- ناوبری با استفاده از «تصحیح تفاضلی»<sup>۲۹</sup> یا در اصطلاح DGPS (با دقتی در مرتبه ۰/۳ الی ۵ متر به صورت افقی)
  - ۳- ناوبری با استفاده از «موقعیت فازی تفاضلی»<sup>۳۰</sup> (با دقتی بهتر از ۰/۲ سانتی‌متر به صورت استاتیکی و بهتر از ۰/۳ متر به صورت زمان واقعی یا بلادرنگ به صورت افقی)
- از بین روش‌های فوق، روش ناوبری اتوماتیک و روش ناوبری با تصحیح تفاضلی، در زمره روش‌های ناوبری تک‌فرکانسی محسوب می‌شوند؛ در حالی که روش ناوبری با موقعیت فازی تفاضلی، در زمره روش‌های ناوبری دوفرکانسی محسوب می‌شوند.
- در روش ناوبری اتوماتیک، به عنوان رایج‌ترین روش ناوبری، گیرنده‌های GPS تنها از اطلاعات مخبره شده توسط ماهواره‌ها برای محاسبه یک موقعیت استفاده می‌کنند. این نوع محاسبات ناوبری، در زمره روش‌های محاسبات ناوبری غیرتصحیح‌یافته و تخمینی محسوب می‌شود. همانطور که گفته شد، دقت محاسبات ناوبری در این روش، در مرتبه ۵ الی ۳۰ متر به صورت افقی است. در این روش، از گیرنده‌های ساده GPS استفاده شده و استفاده از این روش در کاربردهای تفریحی، تجاری، نظامی و غیره بسیار رایج است. در حال حاضر، گیرنده‌های به کار برنده این روش ناوبری، عموماً بین ۱۰۰ الی ۵۰۰ دلار قیمت دارند.

### ناوبری با استفاده از «تصحیح تفاضلی»، یا در اصطلاح DGPS

با توضیحاتی که تا به اینجا بحث ارائه گردید، مشخص شد که تعداد متنوعی از منابع خطا بر روی اندازه‌گیری‌های GPS تاثیرگذار هستند: برخی از منابع خطا مربوط به ماهواره‌ها بوده، برخی از منابع خطا مربوط به خود سیگنال در حال حرکت از سمت ماهواره به سمت آنتن گیرنده GPS بوده و برخی از منابع خطا نیز مرتبط با خود گیرنده GPS هستند. «تصحیح تفاضلی» می‌تواند منجر به تصحیح بلادرنگ بسیاری از منابع خطای ذکر شده گردد.

به فرآیند اندازه‌گیری شبه فاصله در یک گیرنده GPS مجدداً توجه نمایید؛ همانطور که پیش از این گفته شد، گیرنده GPS نسبت به اندازه‌گیری اختلاف زمان میان «زمانی که سیگنال ماهواره را ترک می‌کند» و «زمانی که سیگنال توسط گیرنده GPS دریافت می‌شود»، اقدام می‌کند. این اختلاف زمان، مشتمل بر زمان واقعی حرکت سیگنال از ماهواره تا گیرنده GPS، به علاوه اثرات خطا (نظیر خطاهای ناشی از ماهواره، خطاهای ناشی از مسیر سیگنال از سمت ماهواره تا گیرنده GPS و خطاهای ناشی از خود گیرنده GPS) است. به همین ترتیب، به فرآیند موقعیت‌یابی توسط گیرنده GPS مجدداً توجه نمایید؛ یادآوری می‌نمایم که گیرنده GPS از داده‌های سالنمای نجومی جهت تعیین موقعیت ماهواره استفاده می‌کند. این مقدار نیز در معرض چندین خطای متنوع در موقعیت‌یابی است. به بیان دیگر، حتی اگر چنانچه به هر روشی بتوان خطاهای موجود در اندازه‌گیری شبه فاصله را به هر نحوی تصحیح نمود، باز هم کماکان یک مولفه خطاساز دیگر در موقعیت حاصل از این محاسبات و پردازش‌ها وجود خواهد داشت.

در کاربری‌های معمول نقشه‌برداری، داده‌های به دست آمده از یک «گیرنده مرجع»<sup>۳۱</sup> یا گیرنده مبنا و داده‌های به دست

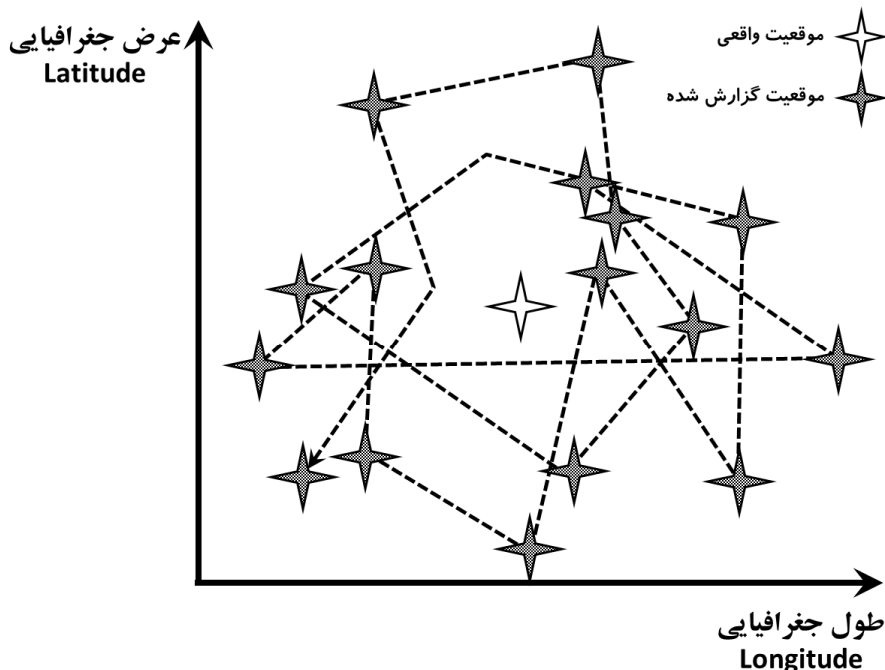
<sup>۲۸</sup> Autonomous Navigation

<sup>۲۹</sup> Differential Correction

<sup>۳۰</sup> Differential Phase Position

آمده از گیرنده(هایی) که نسبت به نقشه‌برداری از نقاط مورد نظر نقشه‌بردار اقدام می‌کنند، در یک محیط پس‌پردازشی<sup>۳۲</sup> با یکدیگر تلفیق شده و با استفاده از روش‌های ریاضیاتی، خطاهای رایج از روی این داده‌ها حذف می‌شوند. نتیجه حاصله منجر به موقعیتی خواهد شد که در بازه‌ای به کوچکی ۱ الی ۲ میلی‌متر تکرار خواهد شد (و به عبارتی در این روش، به دقتی در مرتبه میلی‌متر خواهیم رسید). لیکن این امر تنها پس از جمع‌آوری تعداد زیادی از مشاهدات و پس از انجام حجم قابل توجهی از محاسبات سنگین ریاضی میسر خواهد شد. البته روش دیگری نیز وجود دارد که به صورت بلادرنگ کار می‌کند، لیکن دارای نتایج چندان قابل توجهی نمی‌باشد.

برای تشریح بهتر چگونگی کارکرد «تصحیح تفاضلی GPS» که به آن در اصطلاح «GPS تفاضلی یا GPS دیفرانسیلی<sup>۳۳</sup>» یا به طور خلاصه DGPS نیز گفته می‌شود، به مثال زیر توجه نمایید: فرض کنید که یک گیرنده GPS در اختیار دارید و در گوشه‌ای از یک پارکینگ و درون خودروی خود نشسته‌اید؛ در این وضعیت، فرض کنید که در ابتدا موقعیت دقیق خود را نمی‌دانید. حال دستگاه گیرنده GPS خود را روشن نموده و موقعیت‌های خود را که توسط گیرنده GPS گزارش می‌شود، به مدت یک ساعت ثبت نمایید؛ همانطور که در شکل (۵۴) نشان داده شده است، به واسطه خطاهایی که پیش از این گفته شد، موقعیت دریافتی شما (علی‌رغم اینکه در یک گوشه متوقف ایستاده‌اید)، در طول مدت زمان یک ساعت مورد اشاره، دارای تغییراتی عجیب است. چنانچه این موقعیت‌ها را بر روی نقشه ترسیم نمایید، به نظر خواهد رسید که شما در طول مدت یک ساعت مورد اشاره، به طور مداوم در حال جابجا شدن بوده‌اید! در حالی که در واقعیت امر، شما به صورت ساکن در گوشه‌ای از این پارکینگ و درون خودروی خود نشسته‌اید.



**شکل (۵۴)** فرض کنید که یک گیرنده GPS در اختیار دارید و در گوشه‌ای از یک پارکینگ و درون خودروی خود متوقف نشسته‌اید؛ در این وضعیت، فرض کنید که در ابتدا موقعیت دقیق خود را نمی‌دانید. حال دستگاه گیرنده GPS خود را روشن می‌کنید و موقعیت خود را، که توسط گیرنده GPS گزارش می‌شود، به مدت یک ساعت ثبت نمایید؛ همانطور که نشان داده شده است، به واسطه خطاهایی که پیش از این گفته شد، موقعیت دریافتی شما (علی‌رغم اینکه در یک گوشه متوقف ایستاده‌اید)، در طول این مدت زمان یک ساعت مورد اشاره، دارای تغییرات عجیب می‌باشد. موقعیت واقعی و ثابت شما بر روی این شکل با یک ستاره توفالی و موقعیت‌های خطا دار و گزارش شده توسط گیرنده GPS با یک ستاره توپر نشان داده شده است.

<sup>۳۱</sup> Reference Receiver

<sup>۳۲</sup> Post Processing

<sup>۳۳</sup> Differential GPS

حال حالتی را تصور نمایید که یک گیرنده GPS در اختیار دارید و در یک موقعیت دقیقاً از پیش مشخص شده و کاملاً معلوم قرار دارید؛ مجدداً موقعیت دریافتی توسط این گیرنده، به واسطه همان دلایلی که پیش از این گفته شد، در طول زمان تغییر خواهد نمود، اما این بار، شما موقعیت واقعی و درست خود را از قبل به دقت و به درستی می‌دانید. این بدان معناست که شما قادر به تعیین میزان «تصحیح» مورد نیاز جهت اصلاح خطای میان موقعیت حقیقی شما و موقعیت گزارش شده توسط «گیرنده GPS مرجع یا گیرنده مبنا» خواهید بود. این «تصحیح» یک «تصحیح تفاضلی» بوده و می‌تواند برای دیگر موقعیت‌های گزارش شده توسط دیگر گیرنده‌های GPS واقع در منطقه حضور شما - مثلاً برای تمام گیرنده‌های موجود در آن پارکینگ - مورد استفاده قرار گرفته تا آنها نیز با استفاده از این «تصحیح محاسبه شده» جهت رسیدن به موقعیت صحیح و دقیق و حقیقی (موقعیت دقیق اصلاح شده) خود استفاده کنند. در اینجا، گیرنده GPS مرجع یا راساً نسبت به جستجوی موقعیت محلی (توسط سیستم‌های نصب شده محلی) اقدام می‌کند و یا آنکه اطلاعات مربوط به موقعیت دقیق و حقیقی این گیرنده، توسط اعداد و ارقام وارد شده توسط کاربر به گیرنده داده شده تا در داخل گیرنده ذخیره گردد. این گیرنده مرجع، درست شبیه به دیگر گیرنده‌های معمولی GPS، نسبت به انجام مشاهدات و محاسبه شبه فاصله‌ها اقدام می‌کند. این گیرنده، همچنین به داده‌های سالنمای نجومی ماهواره‌ها گوش داده و از تلفیق داده‌های سالنمای نجومی ماهواره‌ها و زمان جاری، جهت محاسبه موقعیت ماهواره استفاده می‌کند. با استفاده از موقعیت محاسبه شده ماهواره و موقعیت حقیقی از پیش دانسته شده گیرنده مرجع، این گیرنده نسبت به محاسبه و تخصیص یک «مدل ریاضیاتی مربوط به فاصله از هر ماهواره» اقدام می‌کند که به آن «فاصله مدلی»<sup>۳۴</sup> از هر ماهواره گفته می‌شود. چنانچه هیچ نوع خطایی در داده‌های سالنمای نجومی ماهواره‌ها و نیز در موقعیت ماهواره‌ها وجود نداشته باشد، بدیهی است که فاصله مدلی قادر خواهد بود که نسبت به بیان شبه فاصله در همان مقداری که انتظار داریم، اقدام نماید. چنانچه شبه فاصله مشاهده شده را با فاصله مدلی مقایسه نماییم، همیشه مقداری تفاوت میان مقادیر خروجی از آنها خواهیم یافت که این خطاها، تماماً منتج شده از منابعی است که پیش از این به آنها اشاره شد. گیرنده مرجع نسبت به محاسبه این اختلاف به ازای هر ماهواره اقدام نموده و سپس نسبت به انتشار اطلاعات مورد نیاز جهت «تصحیح محاسبات GPS»، برای تمام گیرنده‌های GPS موجود در منطقه محل حضور این گیرنده مرجع (در قالب اطلاعات رادیویی و یا اتصال سیمی و امثال آن) اقدام می‌کند. دیگر گیرنده‌ها، که به آنها «گیرنده کاربر»<sup>۳۵</sup> و یا به طور خلاصه «کاربر» و یا «گیرنده سیار»<sup>۳۶</sup> نیز گفته می‌شود، از این مقادیر دریافتی جهت مشاهدات شبه فاصله پیش از محاسبه موقعیت خود استفاده می‌کنند. بدیهی است که شبه فاصله‌های مشاهده شده توسط کاربران واقع در منطقه حضور این گیرنده مرجع، متأثر از شکل مشابهی از خطای مشاهده شده توسط آن گیرنده مرجع هستند. از طرفی، از میان منابع ایجاد خطا، آنهایی که مربوط به ماهواره‌ها هستند، برای هر دو گیرنده مرجع و گیرنده کاربر یکسان هستند. همچنین آن منابع خطایی که مربوط به مسیر سیگنال هستند (نظیر خطاهای متأثر از یونوسفر و تروپوسفر) نیز برای هر دو گیرنده، تا حد زیادی مشابه یکدیگر (ولی نه لزوماً یکسان با یکدیگر) هستند. البته خطاهای مربوط به خود گیرنده، منحصر به همان گیرنده است. جهت تشریح بهتر موضوع، نگاه دقیقتری به این منابع ایجاد خطا خواهیم انداخت.

خطاهای ماهواره، عموماً متشکل از خطای ساعت بوده و برای هر ناظری، این خطاها یکسان و مشترک هستند. واضح است که تصحیحات گزارش شده توسط گیرنده مرجع که در فرآیند محاسبات DGPS مورد استفاده قرار می‌گیرند، شامل اثرات این خطا نیز خواهد بود. بنابراین، زمانی که گیرنده کاربر از این تصحیحات استفاده می‌کند، اثرات خطاهای

<sup>۳۴</sup> Model Range

<sup>۳۵</sup> User Receiver

<sup>۳۶</sup> Rover Receiver

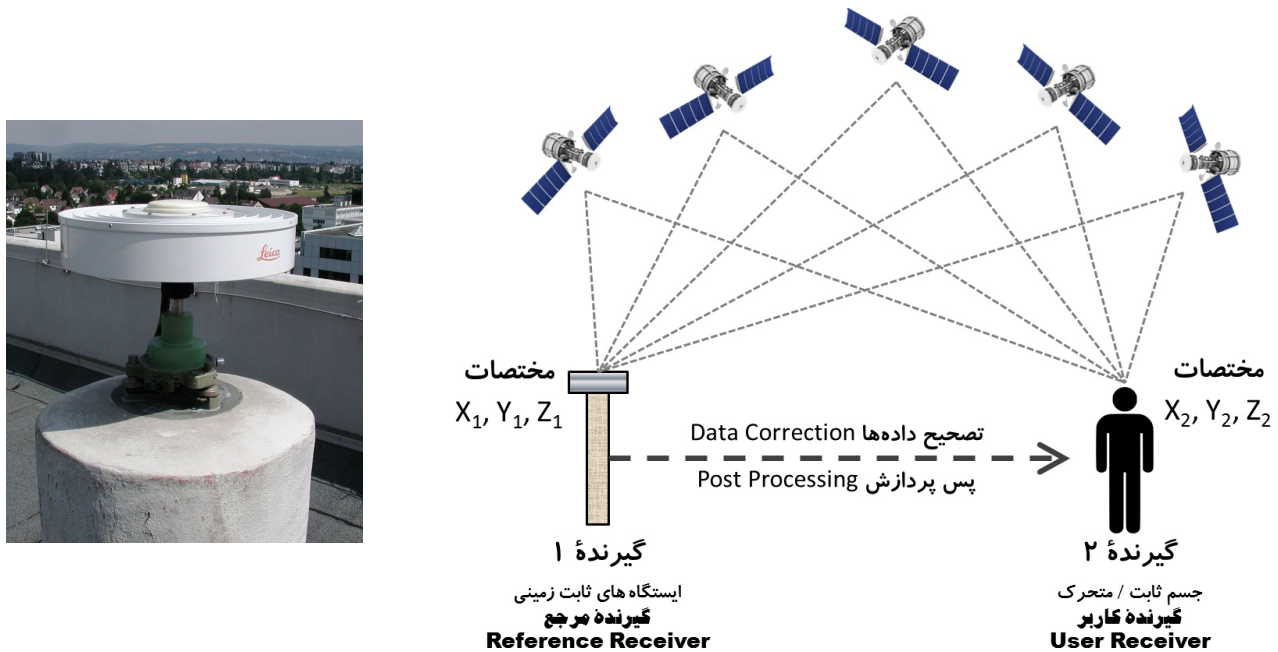
ماهواره از روی جواب نهایی مربوط به محاسبات موقعیت یابی حذف خواهند شد.

خطاهای موجود در شبه فاصله محاسباتی منتج از عبور سیگنال از داخل یونوسفر نیز در مرتبه چند متر است؛ از آنجا که ماهواره‌ها در ارتفاع ۲۰۲۰۰ کیلومتری از سطح زمین قرار دارند و لایه یونوسفر نیز در ارتفاع به اندازه کافی در بالای سطح زمین قرار دارد، بنابراین مسیر سیگنال از داخل یونوسفر برای تمام گیرنده‌هایی که در فاصله چندصد کیلومتری از یکدیگر قرار دارند، کاملاً مشابه هم خواهد بود. در نتیجه، اگرچه خطاهای ناشی از مسیر عبور سیگنال از داخل یونوسفر تا حدی متفاوت از یکدیگر هستند، لیکن تصحیحات مورد استفاده در DGPS نیز منجر به تصحیح این خطاها خواهند شد. برخلاف آنچه که برای اثرات یونوسفر گفته شد، خطاهای منتج از اثرات تروپوسفر لزوماً بین دو گیرنده یکسان نیستند؛ این امر به دو دلیل است: اولاً لایه تروپوسفر در ارتفاع به مراتب پایینتر از سطح زمین قرار دارد و از سطح زمین به سمت بالا کشیده شده است. بنابراین مسیر حرکت سیگنال در داخل لایه تروپوسفر با افزایش فاصله میان دو گیرنده، افزایش خواهد یافت. ثانیاً خواص و ویژگی‌های فیزیکی لایه تروپوسفر در فواصل حتی کوتاه هم تغییرات نسبتاً قابل توجهی را از خود بروز می‌دهند؛ علت این امر نیز حضور ذرات رطوبت و ذرات آب در داخل این لایه است؛ بدیهی است که حضور یک توده عظیم ابری در بخشی از لایه تروپوسفر و عدم حضور ابر در بخش دیگری از لایه تروپوسفر (در چند ده کیلومتر و یا چند صد کیلومتر آن طرف‌تر)، منجر به آن خواهد شد که تاثیرات لایه تروپوسفر بر روی خطای محاسباتی موقعیت‌یابی توسط گیرنده‌های مختلف (که یکی در منطقه مملو از ابر و دیگری در منطقه فاقد ابر قرار دارد)، متفاوت باشد. البته خوشبختانه میزان تاثیر تغییرات خواص لایه تروپوسفر بر روی محاسبات موقعیت‌یابی در مرتبه کمتر از یک متر و یا حداکثر چند متر است. اگرچه تصحیحات ارسالی از سمت «گیرنده مرجع» به سمت یک «گیرنده کاربر» شامل اثرات تروپوسفر است، لیکن این احتمال وجود دارد که تنها بخشی از خطاهای ناشی از تروپوسفر تصحیح شده و این قابلیت، با افزایش فاصله میان «گیرنده مرجع» و «گیرنده کاربر» کاهش یابد.

دیگر خطای مرتبط با مسیر سیگنال، خطای چندمسیری است که یک خطای کاملاً منحصر به فرد است. از آنجا که این خطا مربوط به کپی‌های چندگانه از یک سیگنال است که به یک نقطه از فضا، اما در زمان‌های متفاوت، رسیده است، این اثر در واقع نوعی خطای ناشی از «تداخل سیگنال»<sup>۳۷</sup> است؛ امروزه به خوبی نشان داده شده است که چنین خطاهایی در فواصلی در مرتبه کمتر از اندازه یک طول موج سیگنال (برای سیگنال حامل  $L_1$  با طول موجی در حدود ۱۹ سانتی‌متر) به میزان قابل توجهی تغییر می‌نمایند. واضح است که خطاهای ناشی از چندمسیری شدن را نمی‌توان با استفاده از تصحیحات ارسالی، اصلاح نمود. لیکن این نوع خطاها را می‌توان با قراردادن گیرنده مرجع در یک موقعیت خوب (با هدف قرار گرفتن در نقطه دید مناسبی از ماهواره‌ها جهت اطمینان از قراردادن در معرض دید یک سیگنال مستقیم و قوی و با هدف محافظت از منابع ایجاد خطای چندمسیری - مثلاً قرار دادن گیرنده مرجع در بالای یک ساختمان بلند و در جایی که منابع ایجاد کننده خطای چندمسیری در پایین و در نقطه کور آنتن قرار دارند) به حداقل کاهش داد. طراحی آنتن مناسب نیز منجر به آن خواهد شد که اثرات ناشی از منابع خطای چندمسیری بر روی تصحیحات محاسبه شده گیرنده مرجع، بالاخص در نزدیکی سطح افق محلی آن و نیز در پایین آن، به میزان قابل توجهی کاهش یابد. از آنجا که میزان تصحیحات محاسبه شده در نزدیکی گیرنده مرجع، موثرتر از نواحی دورتر از آن است، لذا گیرنده‌های GPS، اغلب در نزدیکی دهانه ورودی بنادر و یا در فرودگاه‌های اصلی کشورها نصب می‌شوند تا کشتی‌ها و هواپیماهای به کار برنده فناوری ناوبری ماهواره‌ای، در مهمترین بخش از محاسبات ناوبری خود، دارای حداقل خطا باشند. البته همانطور که در شکل (۵۵) نشان داده شده است، برای تصحیح خطای گیرنده‌های GPS با استفاده از «تصحیح تفاضلی»، نیازمند قرائت داده‌های ماهواره‌ای از «ماهواره‌های یکسان» در «زمان یکسان» خواهیم بود. همانطور

<sup>۳۷</sup> Signal Interference

که گفته شد، دقت محاسبات ناوبری در این روش، در مرتبه  $0.3$  الی  $5$  متر به صورت افقی است.



**شکل (۵۵)** راست؛ برای تصحیح خطای گیرنده‌های GPS با استفاده از تصحیح تفاضلی، نیازمند قرائت داده‌های ماهواره‌ای از «ماهواره‌های یکسان» در «زمان یکسان» خواهیم بود. چپ؛ تصویری از یک ایستگاه GPS تفاضلی یا در اصطلاح DGPS که به آن گیرنده مرجع GPS نیز گفته می‌شود و وظیفه آن، مناسبه خطاهای مملى گیرنده‌های GPS و سپس انتشار اطلاعات مربوط به تصحیح مدل خطا برای تمام گیرنده‌های موجود در یک منطقه جغرافیایی مبرور در اطراف این گیرنده مرجع GPS است. همانطور که در این شکل نشان داده شده است، این گیرنده، به منظور اجتناب از خطای چندمسیری، در بالای یک ساقتمان نسبتاً مرتفع نسبت به دیگر ساقتمان‌های اطراف قرار گرفته است.

خطاهایی که در مدارات و تجهیزات داخل گیرنده مورد استفاده در DGPS با آنها مواجهیم، عبارتند از خطاهای ناشی از ساعت‌های گیرنده‌ها و خطاهای ناشی از نویز موجود بر روی سیگنال‌های دریافتی و نیز خطاهای منتج از محدودیت‌های موجود بر روی فرآیند جابجایی الگوی فرکانسی. خوشبختانه، تصحیحات محاسبه شده و اعلامی توسط گیرنده مرجع، این خطاها را نیز شامل می‌شود. زمانی که گیرنده کاربر از این تصحیحات استفاده می‌کند، این امر منجر به انتقال خطاهای مربوط به «گیرنده مرجع» به «گیرنده کاربر» نیز خواهد شد. با این وجود، برخی از این خطاها برای تمامی سیگنال‌های دریافتی توسط گیرنده مرجع، یکسان و مشترک هستند که از آن جمله می‌توان به خطاهای ناشی از آفتست ساعت اشاره نمود و از همینرو، این نوع خطاها در تمامی تصحیحات، مورد لحاظ قرار گرفته و به عبارتی این خطاها نیز تصحیح یا در اصطلاح جبران خواهند شد. از همینرو گیرنده کاربر، نسبت به پیدا نمودن خطاهایی که منشاء یکسانی دارند (نظیر خطاهای منتج از استفاده از یک کابل آنتن بلندتر و یا کوتاه‌تر) اقدام نموده و آنها را به عنوان بخشی از خطای ناوبری محاسباتی خود در تعیین آفتست ساعت لحاظ می‌کند تا بر روی مختصات‌های موقعیت  $X$  و  $Y$  و  $Z$  اثرگذار نباشند. به همین دلیل است که زمانی که یک گیرنده در حال استفاده از تصحیحات تفاضلی است، نباید از ترکیبی از «مشاهدات دارای تصحیح» و «مشاهدات فاقد تصحیح» استفاده نماید؛ استفاده احتمالی از این ترکیب مانع از آن خواهد شد که خطاهای مشترک در گیرنده مرجع را بتوان تنها به بخش «خطای ناشی از آفتست ساعت جواب» مرتبط نموده و به همین دلیل، خطای محاسباتی در موقعیت‌یابی به میزان قابل توجهی افزایش خواهد یافت.

یکی از اثرات جانبی این فرآیند، خطاهای موجود در موقعیت گیرنده مرجع است؛ از آنجا که این خطاها برای تمام ماهواره‌ها، مشترک نیستند، لذا این خطاها به صورت جهت‌دار و به طور مستقیم به اطراف منتشر می‌شوند و بر روی



محاسبات از روی هر ماهواره، متناسب با موقعیت هندسی آن ماهواره، تاثیر گذار هستند؛ به عنوان مثال، چنانچه موقعیت گزارش شده توسط گیرنده مرجع، شمالی تر از موقعیت حقیقی و واقعی آن باشد، در این صورت، تاثیر بر روی ماهواره های موجود در شمال گیرنده، در جهت مخالف با تاثیر بر روی ماهواره های موجود در جنوب گیرنده است. ماهواره هایی که مستقیماً در شرق و یا غرب موقعیت مزبور قرار داشته باشند، هیچ تفاوت معناداری از بابت تصحیحات خطاهای اینچنینی نخواهند داشت. در نتیجه، گیرنده کاربر، موقعیت خود را درست به همان میزان و درست در همان جهت خطای گیرنده مرجع خواهد یافت. اگرچه این امر نامطلوب است، اما از جهاتی می تواند مفید نیز باشد؛ حالتی را در نظر بگیرید که در آن، نقشه یابی نسبت به یک مرجع با موقعیت منتشر شده صورت گرفته، ولی این موقعیت دارای خطا نسبت به موقعیت واقعی (هر چند خطادار) GPS است. چنانچه موقعیت این مرجع وارد ایستگاه مرجع گردد، همین خطای موقعیت منتشر شده عیناً به گیرنده های کاربر منتقل شده و از همینرو، نقاط نقشه یابی شده نسبت به مرجع خطادار دارای موقعیت های نسبی و دقیقی بوده و به هیچ تبدیل و تصحیحی احتیاج نخواهد بود. به همین دلیل است که در بنادر و فرودگاه ها، از این تجهیز استفاده شده و این امر به واسطه آن است که کشتی و یا هواپیما قرار است به سمت موقعیت مناسبی از بندر (مثلاً به سمت اسکله شماره A) و یا فرودگاه (مثلاً به سمت باند شماره B) هدایت شود و این امر، مستقل از اینکه گیرنده مرجع دارای خطا است و یا خیر، و مستقل از اینکه موقعیت اعلام شده گیرنده مرجع و یا خود بندر و یا خود فرودگاه از انطباق بر موقعیت واقعی آنها برخوردار است یا خیر، انجام خواهد شد.

از طرفی، تاثیر وجود هر گونه خطای احتمالی در سائنمای نجومی ماهواره ها، خود را به صورت یک خطا در فاصله مدلی نشان خواهد داد؛ چرا که خود مشاهدات، بدون توجه به موقعیت اعلامی ماهواره صورت می پذیرند. با این وجود، اثرات آنها را می توان در تصحیحات انجام شده، مشاهده نموده و از آنجا که گیرنده کاربر در همان زمان، از موقعیت غیر صحیح یکسانی از ماهواره جهت تبدیل شبه فاصله به موقعیت های خود استفاده می کند، این خطاها در هنگام محاسبات موقعیت یابی توسط یک گیرنده، مورد لحاظ قرار گرفته و به عبارتی این خطاها نیز تصحیح (جبران) خواهند شد. بنابراین خطاهای منتج از ماهواره نیز در فرآیند موقعیت یابی با استفاده از DGPS جبران سازی و حذف خواهند شد. امروزه شرکت ها و موسسات زیادی هستند که خدمات GPS تفاضلی را ارائه داده و با استفاده از این «تصحیح تفاضلی» قادر خواهیم بود که حتی با استفاده از گیرنده های ارزان قیمت نیز بتوان موقعیت یک گیرنده GPS را با خطای کمتر از یک متر (و حتی با خطایی در مرتبه چند سانتی متر) تعیین نماییم. قیمت امروزی تجهیزات به کار برنده این روش، عموماً بین ۵۰۰ تا ۱۲ هزار دلار (بسته به تجهیزات و نرم افزارهای پردازی مورد نیاز) خواهد بود.

### معرفی ناوبری با استفاده از موقعیت فازی تفاضلی

در این روش ناوبری، به حداقل دو عدد گیرنده دو فرکانسی  $L_1/L_2$  (یکی به عنوان گیرنده مبنا و دیگری به عنوان گیرنده سیار) احتیاج است. گیرنده مبنا بر روی یک موقعیت مشخص و از پیش تعیین شده نصب شده و با استفاده از امواج رادیویی و یا ارتباط اینترنتی و امثال آن، تصحیحات موقعیتی لازم را به گیرنده سیار ارسال می کند. در این روش، گیرنده مبنا دو فرکانسی، نه فقط تصحیحات خود را بر مبنای محاسبات فرکانسی  $L_1$  و  $L_2$  ارسال می کنند، بلکه نیازی به آن نیست که همانند روش ناوبری با استفاده از تصحیح تفاضلی یا همان DGPS، میان گیرنده مرجع (یا گیرنده مبنا) و گیرنده سیار، فاصله نسبتاً زیادی وجود داشته باشد. در این روش محاسباتی، تقریباً از همان اصول محاسباتی در ناوبری به روش تفاضلی، DGPS، استفاده می شود، با این تفاوت که فاصله میان ماهواره ها به واسطه استفاده از کانال های دوفرکانسی  $L_1$  و  $L_2$  نیز محاسبه می شوند. دقت محاسبات ناوبری در این روش، بهتر از  $0.2$  سانتی متر به صورت استاتیکی و بهتر از  $0.3$  متر به صورت زمان واقعی یا بلادرنگ (به صورت افقی) است. این روش، عموماً برای کنترل تجهیزات خاص و حساس مورد استفاده قرار می گیرد. قیمت تجهیزات به کار برنده این روش، عموماً بین ۲۰ هزار

تا ۵۰ هزار دلار (بسته به تجهیزات و آموزش و نرم افزار مورد نیاز) خواهد بود.

## خلاصه‌ای از مهمترین مزایا و معایب استفاده از ناوبری با استفاده از GPS (و یا GNSS)

در این بخش، قصد داریم به بیان برخی از مهمترین مزایا و معایب ناوبری با استفاده از GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS) بپردازیم.

### بخش اول: مزایای استفاده از ناوبری به کمک GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS)

برخی از مهمترین مزایای استفاده از ناوبری به کمک GPS و به طور کلی، مهمترین مزایای استفاده از ناوبری GNSS در چند بخش کلی بیان می شود:

- ۱- استفاده از GPS جهت ناوبری بسیار ساده بوده و به راحتی اطلاعاتی نظیر موقعیت فعلی، جهت حرکت، سرعت حرکت، زمان دقیق و امثال آن را در اختیار کاربر قرار می دهد.
- ۲- استفاده از GPS با مشکلاتی نظیر انباشتگی خطا (که عموماً در دیگر روش های کلاسیک ناوبری نظیر INS با آن مواجه می شویم) مواجه نشده و عموماً خطای آن با افزایش زمان کارکرد، افزایش نخواهد یافت.
- ۳- GPS عموماً در تمام شرایط آب و هوایی به خوبی کار می کند.
- ۴- از GPS می توان برای پایش نفرات (مثلاً پایش موقعیت فرزندان خردسال در یک پارک بازی و یا پایش موقعیت حضور کارگران در یک کارخانه و یا پایش موقعیت زندانیان آزاد شده به صورت مشروط از زندان و امثال آن) و یا پایش تجهیزات (مثلاً نصب گیرنده GPS بر روی خودرو به منظور پیدا نمودن آن در شرایطی که با سرقت خودرو مواجه می شویم) استفاده نمود.
- ۵- هزینه ناوبری به کمک GPS در مقایسه با هزینه ناوبری به کمک دیگر تجهیزات، بسیار اندک است؛ استفاده از گیرنده های GPS، به جزء پرداخت هزینه اولیه خرید گیرنده، تقریباً هیچ هزینه دیگری نظیر هزینه کاربری و امثال آن را بر دوش خریدار تحمیل نمی کند.
- ۶- جذاب ترین مزیت ناوبری به کمک GPS، پوشش ۱۰۰ درصدی کل زمین است؛ هرچند که سیستم های ناوبری نظیر گلوناس، بیدو، گالیله و امثال آن، هنوز از برخی محدودیت های پوششی برخوردار هستند.
- ۷- کالیبراسیون تجهیزات و گیرنده های GPS، عموماً به صورت اتوماتیک و در تمام شرایط انجام شده و از این بابت عموماً نگرانی خاصی از بابت کالیبراسیون این روش ناوبری (بر خلاف نیاز دیگر روش های ناوبری نظیر INS به کالیبراسیون) وجود نخواهد داشت.
- ۸- امروزه، گیرنده های تجاری GPS و نرم افزارها و اپلیکیشن های مربوطه، به شما کمک می کنند تا نزدیکترین رستورانها، هتلهای، پمپ بنزین ها، بیمارستان ها، مراکز تجاری و تفریحی و امثال آن را به شما معرفی نمایند.
- ۹- به واسطه قیمت پایین گیرنده های GPS، از این گیرنده ها می توان به راحتی بر روی دیگر تجهیزات نظیر گوشی های تلفن همراه هوشمند و یا کیف مدارس فرزندان خردسال و امثال آن استفاده نمود.
- ۱۰- این سیستم به صورت دائم در حال ارتقاء و به روز رسانی بوده و از همینرو هیچ گاه مشمول مشکلات ناشی از گذشت زمان و قدمت فناوری نمی شود.

### بخش دوم: معایب استفاده از ناوبری به کمک GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS)

برخی از مهمترین معایب استفاده از ناوبری به کمک GPS و به طور کلی، مهمترین معایب استفاده از ناوبری GNSS در چند بخش کلی بیان می شود:

- ۱- این نوع روش ناوبری، کاملاً وابسته به فناوری ماهواره ای بوده و در صورتی که به هر دلیلی، ماهواره های این

سیستم با مشکل عملکردی مواجه شوند، این فناوری دیگر کاربرد نداشته و مجدداً نیازمند استفاده از روش‌های سنتی ناوبری (مثلاً استفاده از نقشه یا قطب‌نما) و یا استفاده از ناوبری INS خواهیم بود.

۲- سیگنال‌های GPS قابلیت عبور از دیوارها و سازه‌ها را ندارند. از همینرو، کاربر این نوع گیرنده‌ها، در حالت عادی قادر به استفاده از خدمات GPS در فضاهای بسته داخل ساختمان و یا داخل هواپیما و یا در زیر آب و یا در داخل جنگل‌های انبوه و یا تاسیسات زیرزمینی نخواهد بود. برای رفع مشکل عدم گیرندگی تجهیزات گیرنده GPS/GNSS در فضاهای محصور و بسته، عموماً از تکرارکننده سیگنال GPS/GNSS یا در اصطلاح Repeater استفاده می‌شود که شماتیکی از نحوه کارکرد آن در شکل (۵۶) نشان داده شده است.



**شکل (۵۶)** شماتیکی از نحوه کارکرد یک تجهیز تکرارکننده سیگنال GPS/GNSS برای رفع مشکل عدم دریافت سیگنال‌ها در فضاهای محصور و بسته نظیر داخل ساختمان‌ها و یا در داخل هواپیماها، همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، با استفاده از یک تکرارکننده، سیگنال‌های GPS/GNSS، با یک نرخ بالا و به صورت همزمان، از آنتن (گیرنده) بیرونی تکرارکننده دریافت شده و توسط آنتن (فرستنده) داخلی موجود در فضای محصور (مثلاً داخل ساختمان و یا داخل هواپیما) برای گیرنده‌های موجود در فضای محصور مورد نظر، ارسال خواهد شد.



**شکل (۵۷)** سمت راست: تصویری از یک آنتن تکرارکننده GPS که معمولاً بیرون از ساختمان و فضاهای محصور نصب می‌شود، سمت چپ: تصویری از تجهیزات دیجیتال تکرارکننده GPS قابل نصب در داخل ساختمان و فضاهای محصور

۳- فرکانس به روز رسانی اطلاعات موقعیت / سرعت / وضعیت و امثال آن در گیرنده‌های GPS در مقایسه با

دیگر سیستم‌های ناوبری نظیر INS، بسیار کمتر است (فرکانس گیرنده‌های GPS/GNSS عموماً در مرتبه ۱ هرتز تا حداکثر ۱۶ هرتز است)؛ لذا در جاهایی که نرخ تغییرات موقعیت / سرعت / وضعیت، بالا باشد (مثلاً در هواپیماها، بالگردها، پهپادها و امثال آن)، استفاده تنها از این نوع ناوبری (بدون تلفیق با دیگر روش‌های ناوبری) عموماً با خطاهای قابل توجهی در محاسبات ناوبری همراه خواهد شد.

۴- این نوع ناوبری، به واسطه اتکای صرف بر سیگنال‌های رادیویی دریافت شده، در مقابل جمنگ (اعم از جمنگ عمدی یا جمنگ غیرعمدی) و یا در مقابل فریب<sup>۳۸</sup> بسیار آسیب‌پذیر است.

۵- گاهی اوقات، این سیستم‌ها و یا گیرنده‌های مربوطه با مشکل از کار افتادن مواجه می‌شوند و از همینرو نیازمند در اختیار داشتن نقشه‌های سنتی پشتیبان خواهیم بود.

۶- چیپ‌های گیرنده GPS، به واسطه حجم پردازش بالا، عموماً مصرف‌کننده‌های قهّار توان الکتریکی باتری این نوع گیرنده‌ها بوده و در شرایطی که گیرنده GPS روشن باشد، باتری آن ظرف حداکثر ۸ الی ۱۲ ساعت، خالی خواهد شد! از همین رو و در صورت از کار افتادن باتری و یا تمام شدن شارژ آن، نیازمند جایگزینی باتری با یک باتری نو و یا یک وسیله شارژ باتری خواهیم بود که لزوماً و در همه جا موجود نمی‌باشد.

۷- به واسطه مشکلاتی که پیش از این ذکر گردید (نظیر وجود ساختمان، درخت و یا شرایط بیرون از جو نظیر وقوع طوفان‌های مغناطیسی خورشیدی)، گاهی اوقات، سیگنال‌های GPS با خطا مواجه می‌شوند. به طور کلی، دقت محاسبات GPS وابسته به کیفیت سیگنال‌های دریافتی است.

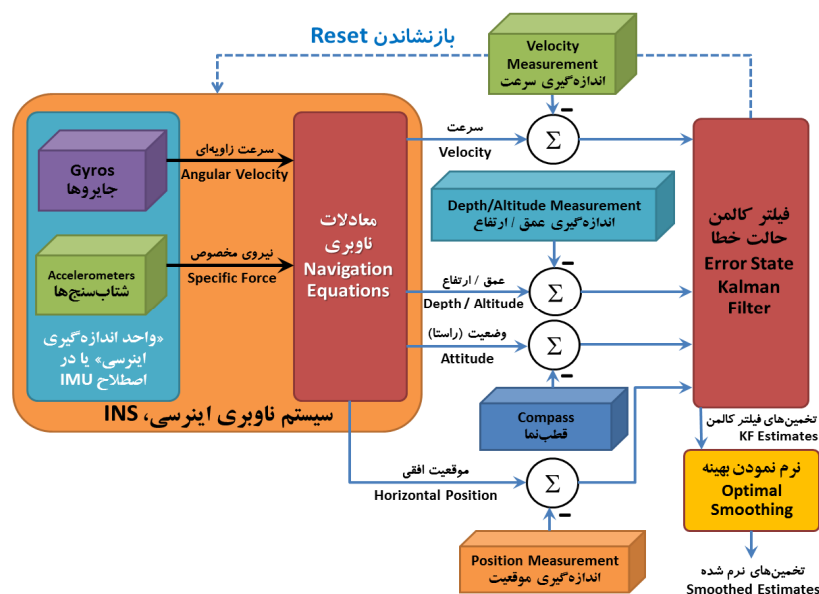
۸- به واسطه آنکه این نوع روش ناوبری توسط وزارت دفاع آمریکا توسعه یافته است، تامین این داده‌های ناوبری، همیشه در کنترل وزارت دفاع آمریکا بوده و این امکان وجود دارد که در شرایط خاص (مثلاً در شرایط جنگی) داده‌های GPS، متأثر از تصمیمات وزارت دفاع آمریکا قرار گرفته و به صورت مقطعی و یا برای یک منطقه خاص، محدود و یا حتی قطع گردد (نظیر این واقعه، در سال ۱۹۹۹ و برای جنگ کارگیل میان هند و پاکستان رخ داد). همچنین هیچ تضمینی وجود ندارد که در آینده، وزارت دفاع آمریکا تصمیم به اخذ وجه حق اشتراک سالیانه بابت ارائه سرویس GPS به گیرنده‌های آن در سرتاسر دنیا نگیرد.

۹- زمانی که فناوری GPS با فناوری اینترنت ترکیب می‌شود، عملاً این امکان به سرویس دهنده‌های اینترنت و اپلیکیشن‌های تلفن‌های همراه هوشمند داده می‌شود که به اطلاعات موقعیتی شما به صورت آزادانه، دسترسی داشته باشند و از همین اطلاعات به ظاهر ساده، به اطلاعات مهمی نظیر اماکن تفریحی، خدماتی، توریستی، تجاری و غیره که عادت به حضور در آنها و یا خرید از آنها دارید، و شاید دوست نداشته باشید که دیگران به اطلاعات دسترسی داشته باشند، دست خواهند یافت.

<sup>۳۸</sup> Spoofing

## ناوبری تلفیقی چیست و چه مزایایی دارد؟

همانطور که پیش از این گفته شد، در ناوبری به روش «سیستم ناوبری اینرسی، INS» با انتگرال گیری از خروجی های سه عدد شتاب سنج و سه عدد جایروی نرخي موجود در داخل کامپیوتر (پردازشگر)، قادر خواهیم بود تا اطلاعات مربوط به موقعیت، سرعت و نیز وضعیت (در کانال های فراز و غلت و سمت) را با نرخ قابل توجهی تامین نماییم. اما از آنجا که مقادیر شتاب های قرائت شده از شتاب سنج ها و نیز مقادیر نرخ زوایای قرائت شده از جایروهای نرخي، عموماً مستعد تاثیر پذیری از برخی منابع خطا (نظیر بایاس، شناوری، ضریب مقیاس و امثال آن) و منابع ایجاد کننده نویز هستند، به همین دلیل و با لحاظ نمودن اصل ناوبری کور، دقت اطلاعات مربوط به موقعیت / سرعت / وضعیت خروجی از ناوبری INS، به تدریج و با گذشت زمان خراب خواهد شد و این تضییع دقت ناوبری، به صورت تجمیعی و با گذشت زمان، افزایش خواهد یافت. شاید یک روش کاهش این خطا، استفاده از سنسورهای دقیق تر و گرانیقیمت تر (با خطای کمتر بایاس، خطای کمتر شناوری و مقادیر کمتر برای دیگر منابع خطای رایج) باشد؛ اما بایستی توجه داشت که افزودن دقت ناوبری با استفاده از تجهیزات اندازه گیری بسیار دقیق، سامانه INS را بسیار گرانیقیمت خواهد نمود! بدیهی است که رشد خطای محاسباتی عددی در طول زمان را می توان با استفاده از سنسورهای کمک ناوبری ارزان قیمت نظیر GPS، مغناطیس متر<sup>۳۹</sup> و یا ارتفاع سنج<sup>۴۰</sup> و امثال آن به طرز قابل توجهی کاهش داد. به بیان دیگر، با هدف کاهش (یا حتی محدود نمودن) میزان رشد خطای ناوبری، معمولاً در کنار یک سیستم INS، از یک سری سنسور موازی دیگر نیز استفاده می گردد که به جای استفاده از انتگرال گیری از یک کمیت اندازه گیری شده (که اغلب منجر به تجمیع خطا در طول زمان خواهد شد)، از «اندازه گیری مستقیم<sup>۴۱</sup>» کمیت های مورد نظر (مثلاً اندازه گیری مستقیم سرعت توسط یک سنسور سرعت سنج و یا اندازه گیری مستقیم موقعیت توسط یک گیرنده GPS/GNSS و امثال آن) استفاده می شود.



**شکل (۵۸)** شماتیک از ناوبری تلفیقی؛ در این روش، از یک سری سنسور موازی دیگر نیز استفاده می گردد که به جای استفاده از انتگرال گیری از یک کمیت اندازه گیری شده (که اغلب منجر به تجمیع خطا در طول زمان خواهد شد)، از «اندازه گیری مستقیم» کمیت های مورد نظر (مثلاً اندازه گیری مستقیم سرعت توسط یک سنسور سرعت سنج و یا اندازه گیری مستقیم موقعیت توسط یک گیرنده GPS/GNSS و امثال آن) استفاده می شود.

<sup>۳۹</sup> Magnetometer

<sup>۴۰</sup> Altimeter

<sup>۴۱</sup> Direct Measurement

شاید بهتر آن است که بگوییم در ناوبری تلفیقی، از ویژگی‌های تکمیلی دیگر سنسورهای ناوبری، جهت افزایش دقت جواب به دست آمده استفاده می‌گردد. به علاوه، فزونگی<sup>۴۲</sup> حاصله به ما اجازه خواهد داد تا داده‌های خراب به دست آمده از سنسور را از داده‌های سالم متمایز نموده و برخی نواقص و ایرادات موجود بر روی داده‌های خروجی از سنسور را از روی داده‌های سالم حذف نماییم. در حقیقت و در ناوبری تلفیقی، «مشکل دقت خراب شونده در طول زمان مربوط به سیستم‌های INS» را، با تلفیق نمودن دو دسته داده مهم یعنی (۱) داده‌های با نرخ به روز رسانی بالای مربوط به INS با (۲) دقت نسبتاً مستقل از زمان و البته با نرخ پایین به روز رسانی در سنسورهای کمک ناوبری مطلق نظیر GPS/GNSS و امثال آن، مرتفع می‌سازد. با تلفیق داده‌های INS با GPS/GNSS، نه تنها ناوبری اینرسی مبتنی بر INS بهتر می‌شود، بلکه هزینه‌های آن نیز به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد. در جدول (۴) فهرستی از انواع سنسورها به همراه نرخ به روز رسانی داده‌های خروجی از این سنسورها ارائه شده است.

جدول (۴) فهرستی از انواع سنسورها به همراه نرخ به روز رسانی داده‌های خروجی از آنها		
نوع سنسور	خروجی سنسور	نرخ به روز رسانی
IMU	ارائه اندازه شتاب‌ها و نرخ زوایا	۱۰۰ هرتز و بالاتر
DGPS	ارائه موقعیت / سرعت	۵ هرتز و بالاتر
مغناطیس‌متر	ارائه اطلاعات مربوط به موقعیت / راستای حرکت	۲۰ هرتز و بالاتر
سنسور تصویری	ارائه موقعیت نسبی هدف	۱۰ هرتز و بالاتر
ارتفاع سنج سونار	ارائه اندازه ارتفاع از سطح در ارتفاعات (اعماق) کوتاه	۱۰ هرتز و بالاتر
ارتفاع سنج راداری	ارائه اندازه ارتفاع از سطح در ارتفاعات (اعماق) بلند	۱۰ هرتز و بالاتر

یکی از مهمترین و شناخته شده‌ترین روش‌های تلفیق، استفاده از «فیلتر کالمن»<sup>۴۳</sup> است که عموماً در سیستم‌های تلفیق ناوبری مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این روش، خطاهای ناوبری، به عنوان «حالت خطای»<sup>۴۴</sup> مربوط به فیلتر کالمن، را می‌توان با استفاده از تفاوت دقت میان دو یا تعداد بیشتری از سیستم‌های ناوبری تخمین زده، و از تخمین حاصله برای تصحیح سیستم اندازه‌گیری استفاده نمود و از همین‌رو دقت ناوبری با استفاده از فیلتر کالمن به مراتب دقیقتر از دیگر روش‌های «تلفیق داده»<sup>۴۵</sup> است. راندمان و عملکرد فیلتر کالمن در تصحیح خطای سنسورهای تلفیق شده، بالاخص در زمانی که از سنسورهای ارزان‌قیمت استفاده می‌شود، برای عملکرد کلی سیستم بسیار مهم است. در شکل (۵۹) شماتیکی از ناوبری تلفیقی با استفاده از تلفیق چند سنسور به منظور تصحیح خطای محاسباتی به دست آمده از یک INS نشان داده شده است.

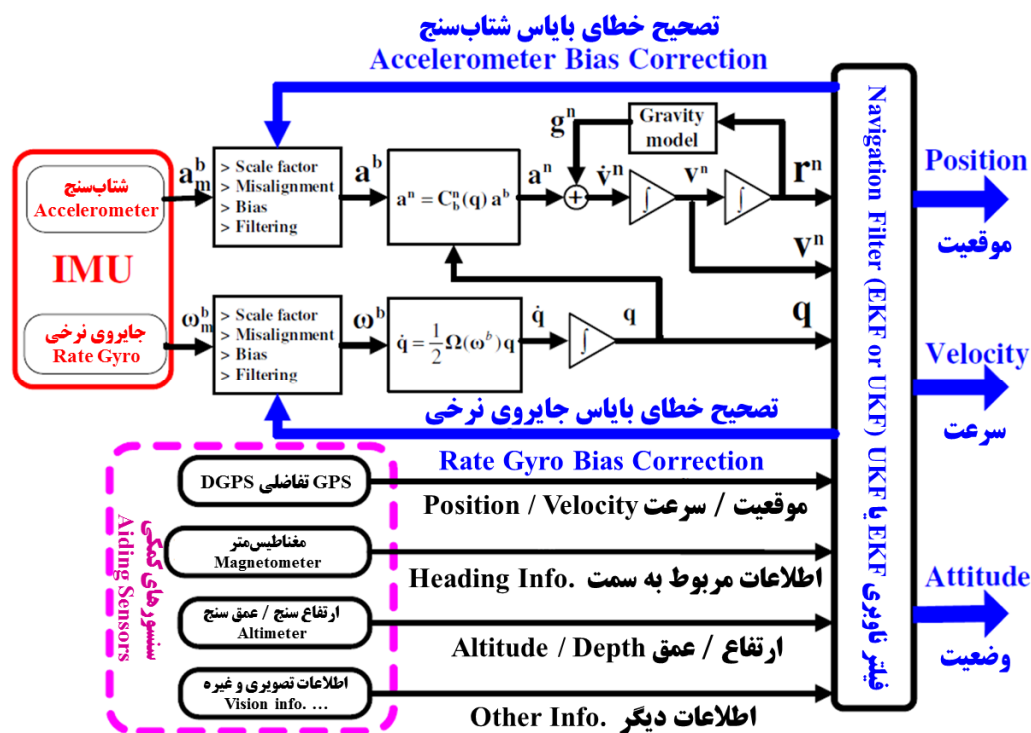
<sup>۴۲</sup> Redundancy

<sup>۴۳</sup> Kalman Filter

<sup>۴۴</sup> Error State

<sup>۴۵</sup> Data Fusion





شکل (۵۹) شماتیکی از ناوبری تلفیقی با استفاده از تلفیق چند سنسور به منظور تصحیح خطای مناسباتی به دست آمده از یک INS.

از طرفی و همانطور که در شکل (۶۰) نشان داده شده است، از لحاظ میزان برهمکنش‌های میان خروجی فیلتر کالمن با IMU/INS و سنسورهای کمک ناوبری، سه دسته فیلتر کالمن وجود دارد:

۱- **فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ شکننده»<sup>۴۶</sup>**: در این نوع فیلتر کالمن، خروجی‌های سنسورهای INS و سنسورهای کمک ناوبری، اطلاعات موقعیت و سرعت مورد نیاز برای فیلتر کالمن را تهیه می‌کنند؛ به عنوان مثال، در تلفیق GPS/INS، اطلاعات مربوط به موقعیت و سرعت توسط هر دو سیستم GPS و INS تهیه خواهند شد.

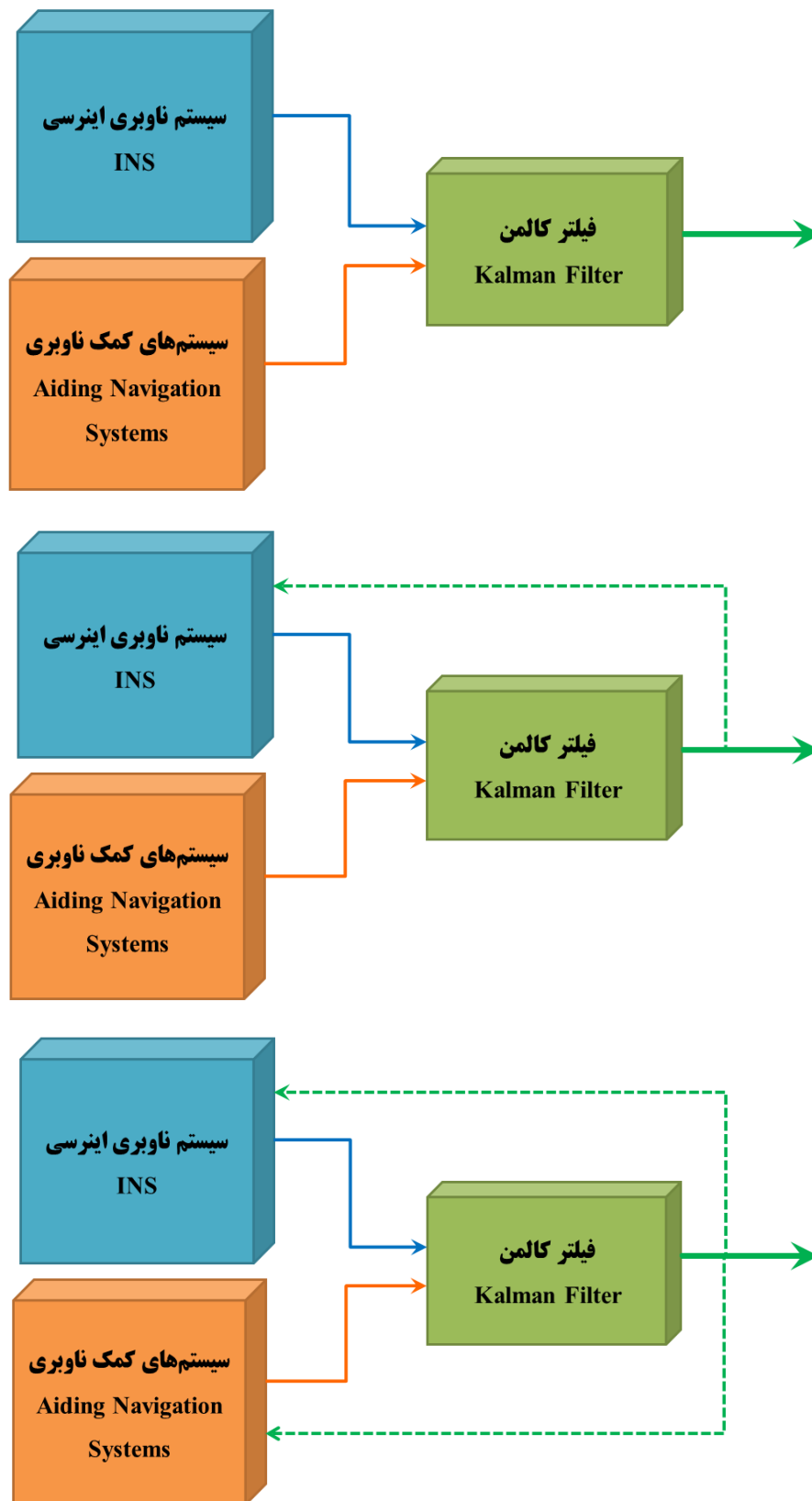
۲- **فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ محکم»<sup>۴۷</sup>**: در این نوع فیلتر کالمن، IMU و سنسورهای کمک ناوبری، مشاهدات خام خود را که در داخل فیلتر کالمن مدل خواهند شد، را ارائه می‌نمایند؛ به عنوان مثال در تلفیق GPS/INS، اطلاعات مربوط به مشاهدات کد و فاز، توسط GPS تهیه شده و اطلاعات مربوط به مشاهدات شتاب و نرخ زوایا نیز توسط IMU تهیه خواهد شد. در این نوع فیلتر کالمن، جواب حاصله به مشاهدات IMU، بازخورد خواهد داشت.

۳- **فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ عمیق»<sup>۴۸</sup>**: در این نوع فیلتر کالمن، IMU و سنسورهای کمک ناوبری، مشاهدات خام خود را که در داخل فیلتر کالمن مدل خواهند شد، را ارائه می‌نمایند. به عنوان مثال در تلفیق GPS/INS نیز، اطلاعات مربوط به مشاهدات کد و فاز، توسط GPS تهیه شده و اطلاعات مربوط به مشاهدات شتاب و نرخ زوایا نیز توسط IMU تهیه خواهد شد. اما در این نوع فیلتر کالمن، جواب حاصله، به هر دو مشاهدات IMU و سنسورهای کمک ناوبری، بازخورد خواهند داشت.

<sup>۴۶</sup> Loosely Coupled

<sup>۴۷</sup> Tightly Coupled

<sup>۴۸</sup> Deeply Coupled



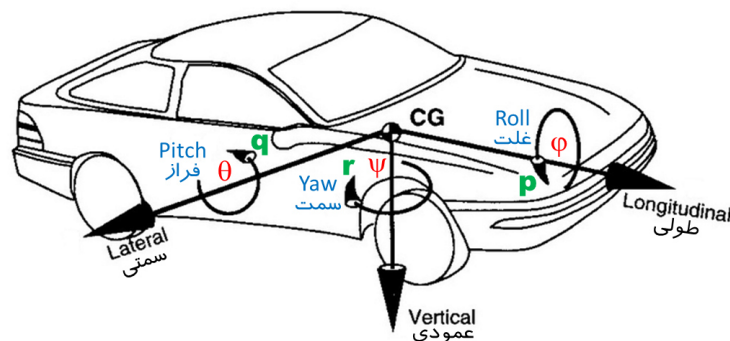
**شکل (۶۰)** شمایلی از سه دسته ناوبری تلفیقی با استفاده از فیلتر کالمن از لحاظ میزان به هم‌کنش‌های میان فیلتر کالمن با IMU/INS و سنسورهای کمک ناوبری؛ تصویر راست: فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ ضعیف؛ تصویر وسط: فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ خوب؛ تصویر چپ: فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ شدید.

در ادامه، یک مثال عملی از مزایای جالب فیلتر کالمن در ناوبری تلفیقی نشان داده شده است.

## تلفیق داده‌ها با استفاده از فیلتر کالمن جهت تصحیح خطاهای ناوبری اینرسی به کمک GPS

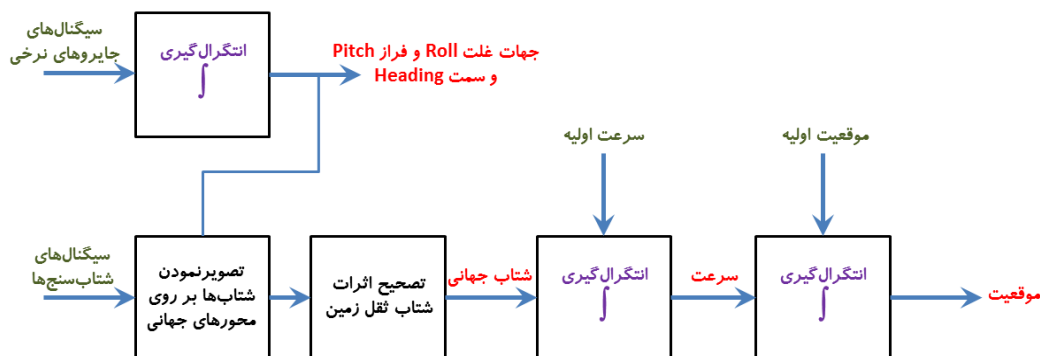
همانطور که گفته شد، در سیستم ناوبری اینرسی، INS، از خصوصیات مکمل یکدیگر سنسورهای مختلف ناوبری، جهت دستیابی به دقت افزایش یافته در محاسبات ناوبری اینرسی استفاده می‌شود تا با کمک خروجی‌های مختلف از سنسورهای مختلف ناوبری، بتوان به مقادیر دقیقی از موقعیت، سرعت، وضعیت و امثال آن دست یافت. استفاده از خروجی سنسورهای مختلف ناوبری، مزیت دیگری نیز دارد و آن هم تشخیص مقادیر خطادار خروجی این سنسورها و در نتیجه حذف این مقادیر و اثرات آن از خروجی محاسبات ناوبری است. با تلفیق خروجی سنسورهای مختلف ناوبری همچنین می‌توان به پایداری و قابلیت اطمینان بالا در محاسبات ناوبری و خروجی‌های مورد نیاز دست یافت.

همانطور که در شکل (۶۱) نشان داده شده است، در یک سیستم ناوبری اینرسی مبتنی بر محاسبات استرپ‌دان، از یک واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU، نصب شده بر روی سطح جسم مورد نظر استفاده شده است تا خروجی‌های شتاب‌های خطی (در سه راستای خطی X و Y و Z) و نرخ‌های زاویه‌ای (در سه راستای دورانی و یا در سه جهت غلت و فراز و سمت) و به طور کلی در شش درجه آزادی قابل تصور برای جسم مورد نظر، اندازه‌گیری شوند.



**شکل (۶۱)** شماتیکی از دستگاه مقصبات اینرسی نصب شده بر روی مرکز ثقل یک جسم متحرک؛ به جهات حرکت فطی طولی X، سمتی Y، و عمودی Z، توجه نمایند؛ همچنین به جهات حرکت دورانی غلت به میزان  $\phi$  درجه با نرخ  $p$  درجه بر ثانیه، حرکت دورانی فراز به میزان  $\theta$  درجه با نرخ  $q$  درجه بر ثانیه و حرکت دورانی سمت به میزان  $\psi$  درجه با نرخ  $r$  درجه بر ثانیه نیز توجه نمایند.

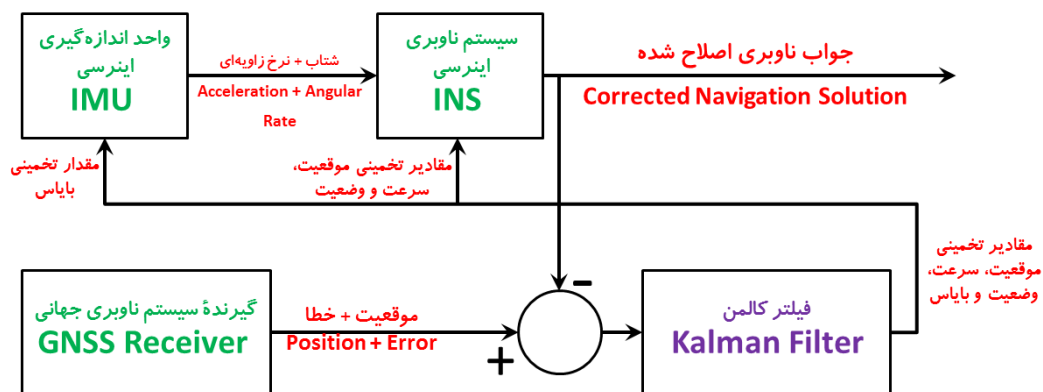
با استفاده از داده‌های به دست آمده از سنسورهای ناوبری، یک «الگوریتم استرپ‌دان» (که در اصطلاح SDA<sup>۴۹</sup> نیز نامیده می‌شود)، قادر خواهد بود که با معلوم بودن مقادیر اولیه موقعیت و سرعت و وضعیت جسم مورد نظر، نسبت به محاسبه داده‌های ناوبری مورد نیاز (اعم از موقعیت و سرعت و وضعیت این جسم در لحظات بعدی) اقدام نماید.



**شکل (۶۲)** شماتیکی از پیکوکی محاسبات ناوبری اینرسی، INS، با استفاده از خروجی‌های سنسورهای ناوبری (شتاب‌سنج‌ها و جابجایی نرخی)؛ مقادیر نشان داده شده به رنگ قرمز، خروجی‌های محاسبات این نوع ناوبری است.

<sup>۴۹</sup> Strapdown Algorithm

به واسطه ذات محاسباتی ناوبری اینرسی و اصالت محاسبات آن بر اساس انتگرال گیری از خروجی سنسورهای اینرسی، در سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS، جمینگ عمدی و یا غیر عمدی، غیرممکن خواهد بود. از سوی دیگر، به واسطه وجود خطاهای از جنس شناوری و یا بایاس در سنسورهای ناوبری و تجمیع خطاهای ناوبری اینرسی در هر لحظه نسبت به لحظه قبل، متأسفانه دقت محاسبات ناوبری با استفاده از انتگرال گیری از خروجی سنسورهای اینرسی، تنها برای محاسبات کوتاه مدت، تضمین شده است و برای دستیابی به دقت محاسبات بلند مدت، هیچ تضمینی وجود نخواهد داشت و عموماً در محاسبات بلند مدت به روش INS محض (یا در اصطلاح INS Only)، با افزایش غیرقابل اجتناب خطای ناوبری در طول زمان مواجه خواهیم شد. به همین دلیل، در محاسبات ناوبری مدرن امروزی، عموماً از تجهیزات کمک ناوبری فاقد خطای تجمعی و وابسته به زمان (نظیر تجهیزات سیستم ناوبری ماهواره‌ای جهانی، GNSS و امثال آن) استفاده می‌شود تا از بابت عدم رشد قابل توجه خطای وابسته به زمان و افزایش دقت خروجی سیستم ناوبری تلفیقی INS+GNSS اطمینان لازم کسب شود. تلفیق داده‌های سنسورهای مختلف ناوبری و کمک ناوبری، عموماً توسط فیلتر کالمن به انجام می‌رسد. عملکرد فیلتر کالمن بر روی عملکرد کلی سیستم ناوبری، بالاخص در زمانی که از سنسورهای ارزان قیمت استفاده می‌شود، بسیار اثربخش و امیدوارکننده خواهد بود.



**شکل (۶۳)** پیکونکی محاسبات ناوبری اینرسی، INS، با استفاده از فروبی‌های سنسورهای ناوبری (شتاب‌سنج‌ها و بایروهای نرخی) در حالت تلفیق شده با فروبی‌های گیرنده سیستم ناوبری جهانی، GNSS به کمک فیلتر کالمن؛ مقادیر نشان داده شده به رنگ قرمز، فروبی‌های محاسبات این نوع ناوبری است.

در روش کلاسیک تلفیق داده‌ها با محاسبات سیستم ناوبری اینرسی، عموماً از روشی که در اصطلاح «فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم»<sup>۱</sup> نامیده می‌شود، استفاده می‌گردد. فیلتر کالمن، اصولاً نسبت به تخمین میزان خطای بردار حالت SDA اقدام می‌کند که در ادامه محاسبات، و در چند مرحله، این خطای بردار حالت، کاهش پیدا خواهد نمود. توسعه الگوریتم فیلتر کالمن درست در زمانی رخ داد که به واسطه محدودیت موجود در سرعت و ظرفیت پردازشی رایانه‌های محاسباتی، وجود یک الگوریتم با اثربخشی محاسباتی قابل توجه، از اهمیت فوق‌العاده بالایی برخوردار شده بود. در «فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم»<sup>۲</sup>، کمیت‌های کلی نظیر موقعیت و سرعت، تخمین زده می‌شوند؛ به واسطه ذات زمانبر این نوع روش ناوبری، از این روش عموماً در فرآیندهایی نظیر «تراز نمودن»<sup>۳</sup> و یا کالیبراسیون سنسورها و تجهیزات ناوبری و به طور کلی، در کاربردهایی که با دینامیک‌های کند (و نه دینامیک‌های سریع) سروکار دارند، استفاده می‌شود. البته به مرور زمان و با افزایش سرعت محاسباتی رایانه‌های مدرن امروزی، دیگر تفاوت چندانی میان

<sup>۱</sup> Indirect Kalman Filter Formulation

<sup>۲</sup> Direct Kalman Filter Formulation

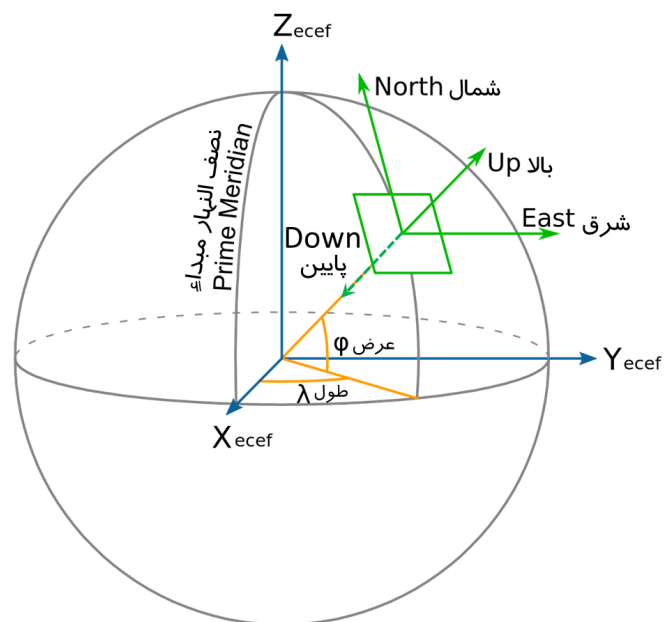
<sup>۳</sup> Alignment

سرعت محاسباتی الگوریتم‌های مختلف مشاهده نمی‌شود.

## آشنایی با معادلات ناوبری

معادلات ناوبری که در واقع یک سری معادلات دیفرانسیل هستند، هم برای الگوریتم SDA و هم برای فیلتر کالمن از اهمیت بالایی برخوردار است؛ در الگوریتم SDA، از این معادلات دیفرانسیلی، انتگرال‌گیری شده تا بتوان موقعیت، سرعت و وضعیت یک وسیله را تعقیب نمود. در «فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم»، از معادلات دیفرانسیل ناوبری برای به دست آوردن معادلات مربوط به توزیع (پخش) خطا استفاده می‌شود؛ بدین منظور از «بسط سری تیلور»<sup>۱</sup> و نیز گرد کردن (حذف) جملات غیرخطی و صرفاً از جملات خطی استفاده می‌شود. معادلات توزیع (پخش) خطا، بیانگر مدل سیستمی هستند که برای آن، فیلتر کالمن غیرمستقیم طراحی شده است. برای فیلتر کالمن مستقیم، معادلات ناوبری بیانگر سیستم غیرخطی هستند که فیلتر ملزم به مشاهده آن است.

دستگاه مختصات مورد استفاده در محاسباتی که در ادامه بیان شده‌اند، دستگاه مختصات NED یا در اصطلاح دستگاه مختصات ناوبری یا همان n-Frame بوده و جهات آن، به ترتیب جهت شمال North، شرق East و رو به مرکز کره زمین Down است. همانطور که در شکل (۶۴) نشان داده شده است، محور مرکز گرا، به موازات بردار شتاب ثقل موضعی زمین بوده که در واقع برآیند «شتاب ثقلی زمین»<sup>۲</sup> و «شتاب جانب مرکز»<sup>۳</sup> ناشی از دوران زمین به دور محور دوران خود است. دستگاه مختصات n-Frame همچون دستگاه مختصات متصل به بدنه (یا در اصطلاح b-Frame) دارای مبدا‌های مختص به خود در موقعیت سیستم ناوبری هستند. جهات مختصات b-Frame، همراستا با جهات غلت، فراز و سمت وسیله مورد نظر خواهد بود که پیش از این در شکل (۶۱) نشان داده شده است.



**شکل (۶۴)** شماتیکی از دستگاه مختصات NED؛ در این شکل، منظور از اندیس‌های ECEF نشان داده شده در این شکل، مبدا مختصات در مرکز زمین و تثبیت شده بر روی زمین (یا در اصطلاح Earth-Centered Earth-Fixed) است.

در الگوریتم SDA، اطلاعات مربوط به وضعیت وسیله مورد نظر (یعنی زوایای غلت و فراز و سمت وسیله مورد نظر) با استفاده از یک «کواترنیون»<sup>۴</sup> نشان داده می‌شود تا با مشکلات ناشی از «تکین»<sup>۵</sup> شدن‌های رایج در محاسبات بر اساس

<sup>۱</sup> Taylor Series Expansion

<sup>۲</sup> Earth Gravitational Acceleration

<sup>۳</sup> Centripetal Acceleration

<sup>۴</sup> Quaternion

<sup>۵</sup> Singularity

زوایای اوپلری، مواجه نشویم. شکل پیوسته معادلات ناوبری اینرسی استرپ‌دان توسط مجموعه معادلات دیفرانسیل (۷) الی (۱۱) بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial \vec{q}}{\partial t} = \frac{1}{2} \vec{q} * \left( 0, \vec{\omega}_{ib}^b - C_b^n \left[ \vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n \right] \right) \quad (۷)$$

$$\frac{\partial \vec{v}_e^n}{\partial t} = C_b^n \vec{f}_{ib}^b - \left( 2\vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n \right) \times \vec{v}_e^n + \vec{g}_l^n \quad (۸)$$

$$\frac{\partial L}{\partial t} = \frac{v_{e,north}^n}{R_n + h} \quad (۹)$$

$$\frac{\partial \lambda}{\partial t} = \frac{v_{e,east}^n}{(R_e + h) \cos(L)} \quad (۱۰)$$

$$\frac{\partial h}{\partial t} = -v_{e,down}^n \quad (۱۱)$$

که در معادلات فوق، به ترتیب هر جمله بیانگر موارد ذیل هستند:

$\vec{q}$	کواترنیون وضعیت
*	ضرب کواترنیونی
$C_b^n$	«ماتریس کسینوسی جهات <sup>۱</sup> » یا در اصطلاح DCM که یک بردار را از شکل مولفه‌ای در دستگاه مختصات b-Frame به شکل مولفه‌ای در دستگاه مختصات n-Frame (محاسبه شده از روی $\vec{q}$ ) تبدیل می‌نماید.
$\vec{f}_{ib}^b$	شتاب نیروی مخصوص
$\vec{\omega}_{ib}^b$	نرخ چرخش b-Frame نسبت به دستگاه مختصات اینرسی غیردوار (یا در اصطلاح i-Frame) که به شکل مولفه b-Frame بیان شده است.
$\vec{\omega}_{ie}^n$	نرخ چرخش یک دستگاه مختصات با یک محور به موازات محور قطبی زمین و محور دیگر متصل به زمین (e-Frame) نسبت به i-Frame که به شکل مولفه n-Frame بیان شده است.
$\vec{\omega}_{en}^n$	نرخ چرخش n-Frame نسبت به دستگاه مختصات e-Frame که به شکل مولفه n-Frame بیان شده است.
$\vec{v}_e^n$	سرعت در جهات شمال، شرق و رو به پایین نسبت به زمین که به شکل مولفه n-Frame بیان شده است.
$L, \lambda, h$	طول و عرض و ارتفاع
$R_n, R_e$	شعاع انحنای زمین در راستای نصف النهاری و استوایی
$\vec{g}_l^n$	بردار ثقلی موضعی در دستگاه مختصات n-Frame

سخت افزار و نیز پردازشگر IMU و نیز الگوریتم SDA که از معادلات (۷) الی (۱۱) انتگرال‌گیری به عمل می‌آورد و از مقادیر اندازه‌گیری شده نرخ زاویه (خروجی جاییرونی) و نیز نیروی مخصوص استفاده می‌کنند، تشکیل دهنده سیستم ناوبری اینرسی، INS، هستند. به راحتی می‌توان نشان داد که بدون استفاده از هر نوع کمک ناوبری دیگر، خطای تجمعی ناشی از انتگرال‌گیری از خروجی سنسورهای جاییرونی (با خروجی از نوع نرخ زاویه) و شتاب‌سنج (با خروجی از نوع شتاب) منجر به آن خواهد شد که اندازه خطای محاسبات موقعیت با توان دوم و یا حتی با توان سوم زمان افزایش یابد. این مساله، منجر به افزایش غیرقابل باور خطای ناوبری در ناوبری‌های طولانی مدت (مثلاً در طول چند

<sup>۱</sup> Direction Cosine Matrix



ساعت و یا چند روز) خواهد شد. در این حالت است که تنها می توان بر روی سیستم های با «کوپلینگ ضعیف»<sup>۱</sup> اتکا نمود: بدین معنا که «پاسخ ناوبری با دقت ناوبری بلند مدت» تنها زمانی به صورت تضمین شده به دست خواهد آمد که «اطلاعات اندازه گیری شده موقعیت» (مثلاً با استفاده از سیستم کمک ناوبری ماهواره ای GPS/GNSS) به کمک «اطلاعات محاسبه شده موقعیت» در INS بیاید. تلفیق داده های INS و GPS می تواند با استفاده از فرمولاسیون های مختلفی از فیلتر کالمن صورت پذیرد که در ادامه به تشریح یکی از آنها خواهیم پرداخت.

## شرحی بر فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم و غیرمستقیم

### بخش اول: فرمولاسیون غیرمستقیم فیلتر کالمن

در فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم که در آن خطاهای الگوریتم SDA تخمین زده می شوند، به معادلات توزیع خطا (یا در اصطلاح، معادلات پخش خطا) احتیاج است. معادلات خطای موقعیت و سرعت از روی معادلات (۸) الی (۱۱) تبعیت خواهند نمود. این معادلات غیرخطی را می توان به شکل معادله (۱۲) بیان نمود:

$$\frac{\partial \bar{x}}{\partial t} = \bar{f}(\bar{x}) \quad (12)$$

با بسط معادله (۱۲) با استفاده از سری تیلور و چشم پوشی از جملات مرتبه بالا، به معادله تقریبی (۱۳) خواهیم رسید:

$$\frac{\partial \bar{x}}{\partial t} \approx \bar{f}(\bar{x}) \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_{SDA}} + \frac{\partial \bar{f}(\bar{x})}{\partial \bar{x}} \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_{SDA}} \cdot (\bar{x} - \bar{x}_{SDA}) \quad (13)$$

که در معادله (۱۳)،  $\bar{x}_{SDA}$  بیانگر حالت الگوریتم SDA است. با مرتب سازی معادله (۱۳)، به معادلات توزیع (پخش) خطا خواهیم رسید:

$$\frac{\partial \Delta \bar{x}}{\partial t} = \frac{\partial \bar{f}(\bar{x})}{\partial \bar{x}} \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_{SDA}} \Delta \bar{x} \quad (14)$$

که در آن:

$$\Delta \bar{x} = \bar{x} - \bar{x}_{SDA} \quad (15)$$

معادلات توزیع (پخش) خطای وضعیت را نمی توان به صورت مستقیم از روی معادله (۷) به دست آورد؛ از آنجا که مقادیر خطای وضعیت، عموماً مقادیر کوچکی هستند، لذا آنها را عموماً با استفاده از زوایای اولیه بیان می کنند. در مقاله ای که توسط Britting در سال ۱۹۷۱ ارائه شده است، نشان داده شده است که توزیع (پخش) خطاهای وضعیت توسط معادله (۱۶) بیان می گردد:

$$\frac{\partial \Psi}{\partial t} = -\bar{\omega}_m^n \times \Psi - C_b^n \delta \bar{\omega}_{ib}^b + \delta \bar{\omega}_m^n \quad (16)$$

که در معادله (۱۶)،  $\Psi$  بیانگر برداری است که مشتمل بر خطاهای وضعیت به شکل زوایای اولیه بوده و همچنین  $\bar{\omega}_m^n$  نیز بیانگر نرخ چرخش دستگاه مختصات n-Frame نسبت به دستگاه مختصات اینرسی بوده که به شکل مولفه دستگاه مختصات n-Frame بیان شده است و همچنین  $\delta \bar{\omega}_{ib}^b$  نیز بیانگر بایاس های سنسورهای نرخ چرخش بوده و در نهایت  $\delta \bar{\omega}_m^n$  نیز بیانگر خطاها در تخمین های نرخ n-Frame است.

مدل سیستم خطی (که از روی آن، یک معادل گسسته برای فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم، مورد استفاده قرار

<sup>۱</sup> Loosely Coupled

گرفته است) با افزوده شدن یک نویز گاوسی سفید با مقدار متوسط صفر (با عنوان  $\bar{\omega}$ ) ضربدر یک ماتریس ورودی مناسب  $G$  بر روی معادلات توزیع (پخش) خطای موقعیت، سرعت و وضعیت به دست خواهد آمد. این مدل با افزوده شدن شش حالت اضافی دیگر جهت دخیل نمودن تخمینی از مقادیر بایاس شتاب‌سنج‌ها و سنسورهای جابجایی نرخ (چه با بایاس ثابت نسبت به زمان، چه با بایاس متغیر و البته با نرخ تغییرات آهسته نسبت به زمان) تکمیل تر خواهد شد. ساختار مدل سیستم خطی پانزده حالتی را می‌توان در معادلات (۱۷) الی (۱۹) مشاهده نمود:

$$\frac{\partial \Delta \vec{x}}{\partial t} = A \Delta \vec{x} + G \bar{\omega} \quad (17)$$

$$\Delta \vec{x} = \begin{pmatrix} \Delta \vec{x}_{ned} \\ \Delta \vec{v}_{ned} \\ \Psi \\ \delta \vec{f}_{ib}^b \\ \delta \vec{\omega}_{ib}^b \end{pmatrix}, G \bar{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & C_b^n \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{\omega}_{Acc.} \\ \bar{\omega}_{Gyro} \end{pmatrix} \quad (18)$$

$$A = \begin{pmatrix} A_{11} & I & 0 & 0 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & C_b^n & 0 \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & 0 & C_b^n \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (19)$$

در اینجا،  $I$  بیانگر یک ماتریس واحد  $3 \times 3$  بوده و  $0$  نیز بیانگر یک ماتریس صفر  $3 \times 3$  است که تمامی المان‌های آن صفر است. در پایان، مدل اندازه‌گیری، که برای پردازش اطلاعات موقعیت مورد نیاز بوده و توسط یک گیرنده GPS تامین می‌شود، توسط معادله (۲۰) بیان خواهد شد:

$$\Delta \vec{z}_k = H \Delta \vec{x}_k + \vec{v}_k \quad (20)$$

که در آن:

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \end{pmatrix} \quad (21)$$

و همچنین  $\vec{v}_k$  نیز بیانگر یک نویز گاوسی سفید با مقدار متوسط صفر است. با این فرض که داده‌های GPS در گام زمانی  $k$  معلوم باشند، در اینصورت، خطاهای الگوریتم SDA را می‌توان با استفاده از معادله (۲۲) تخمین زد:

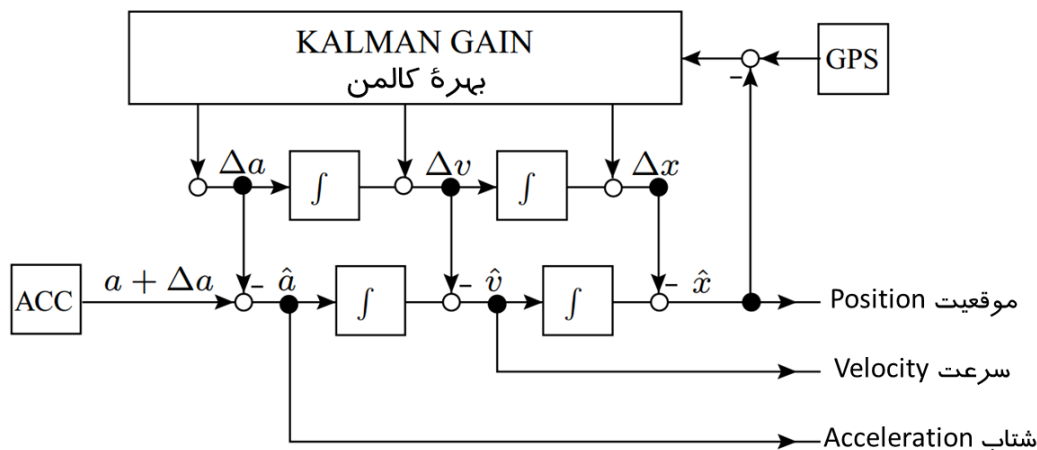
$$\Delta \vec{x}_k^+ = \Delta \vec{x}_k^- - K_k (H \Delta \vec{x}_k^- - \Delta \vec{z}_k) \quad (22)$$

که در آن:

$$\Delta \vec{z}_k = \begin{pmatrix} (L_{SDA} - L_{GPS})(R_n + h_{SDA}) \\ (\lambda_{SDA} - \lambda_{GPS})(R_e + h_{SDA}) \cos(L_{SDA}) \\ h_{SDA} - h_{GPS} \end{pmatrix} \quad (23)$$

$K_k$  نیز بیانگر ماتریس بهره کالمن در گام زمانی  $k$  است. بالانویس‌های  $-$  و  $+$  نیز به ترتیب بیانگر مقادیر کمیت‌ها پیش و پس از آن است که اندازه‌گیری به پیش برود. زیرنویس‌های SDA و GPS نیز به ترتیب بیانگر کمیت‌های محاسبه شده توسط الگوریتم SDA و ارائه شده توسط گیرنده GPS هستند. با استفاده از خطاهای تخمین زده شده  $\Delta \vec{x}$ ، حالت الگوریتم SDA تصحیح خواهد شد. در فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم - که در اینجا بیان گردید - گام

محاسباتی زمانبر فیلتر کالمن، تنها زمانی اعمال خواهد شد که اطلاعات GPS در دسترس باشد. داده‌های سنسورهای شتاب‌سنج و جایروی نرخ، پس از یک بار تصحیح توسط بایاس‌های تخمین زده شده این سنسورها، مستقیماً وارد الگوریتم SDA خواهند شد. بنابراین نویز سنسورهای اینرسی شتاب‌سنج و جایروی نرخ، به غلط به عنوان نویز سیستم مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت! شماتیک ساده‌ای از فرمولاسیون غیرمستقیم فیلتر کالمن در شکل (۶۵) نشان داده شده است:



شکل (۶۵) شماتیک از فرمولاسیون غیرمستقیم فیلتر کالمن

### بخش دوم: فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن

در فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن، تمامی کمیت‌هایی نظیر موقعیت، سرعت و وضعیت (به عنوان متغیرهای حالت موجود در فیلتر کالمن)، به صورت مستقیم تخمین زده می‌شوند؛ مدل سیستم غیرخطی، که بر طبق آن فیلتر طراحی شده است، توسط معادلات ناوبری (۷) الی (۱۱) بیان شده‌اند. به علاوه، شش حالت نیز برای شتاب‌های  $\vec{f}_{ib}^b$  و نرخ‌های زوایای  $\vec{\omega}_{ib}^b$  افزوده شده‌اند که به عنوان ثوابت تصادفی مدل می‌شوند. مدل مزبور توسط شش حالت تکمیل می‌شود که این شش حالت بایستی «بایاس‌های سنسورهای اینرسی» و نیز «یک ماتریس ورودی تخمینی  $G$  ضرب شده در یک نویز گاوسی سفید با مقدار متوسط صفر (با عنوان  $\vec{\omega}$ ) جهت دخیل نمودن و تصحیح نابرابری‌های موجود در مدل» را تخمین بزنند؛ در همین رابطه به معادله (۲۴) توجه نمایید:

$$\frac{\partial \vec{x}}{\partial t} = \vec{f}(\vec{x}) + G \vec{\omega} \quad (24)$$

مدل سیستم خطی مورد نیاز توسط خطی سازی حول بردار حالت تخمین زده شده  $\hat{\vec{x}}$  به دست خواهد آمد:

$$F = \left. \frac{\partial \vec{f}(\vec{x})}{\partial \vec{x}} \right|_{\vec{x}=\hat{\vec{x}}} \quad (25)$$

ساختار مدل سیستم خطی بیست و دو حالتی حاصله را می‌توان در روابط (۲۶) الی (۲۸) مشاهده نمود:

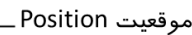
$$\frac{\partial \vec{x}}{\partial t} = F \vec{x} + G \vec{\omega} \quad (26)$$

<sup>۱</sup> در فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم که در بخش بعد توضیح داده شده است، این مشکل تا حد زیادی مرتفع خواهد شد.

(۲۷)

(۲۸)

خواهد بود. شماتیک ساده‌ای از فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن در شکل (۶۶) نشان داده شده است:



شکل (۶۶)

### بخش سوم: روش جایگزین فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن

در ادامه مباحث مرتبط با فیلتر کالمن و به منظور اجتناب از هزینه بالای محاسبات افزایش یافته ناشی از پردازش داده‌های سنسور اینرسی در گام تخمین داده فیلتر کالمن، در اینجا، روش جایگزین دیگری از فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن بیان شده است: تمرکز اصلی این روش، بر روی دور انداختن متغیرهای حالت رزرو شده برای شتاب‌های  $\vec{f}_{ib}^b$  و نرخ‌های زوایای  $\vec{\omega}_{ib}^b$  معطوف شده است؛ در عوض، اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط سنسورهای شتاب‌سنج و جایروی نرخ، به عنوان بردار ورودی معلوم  $\vec{u}$  مورد ارزیابی قرار خواهند گرفت. این امر منجر به ارائه یک مدل سیستمی شانزده حالت خواهد شد که توسط معادلات (۲۹) الی (۳۲) بیان خواهد شد:

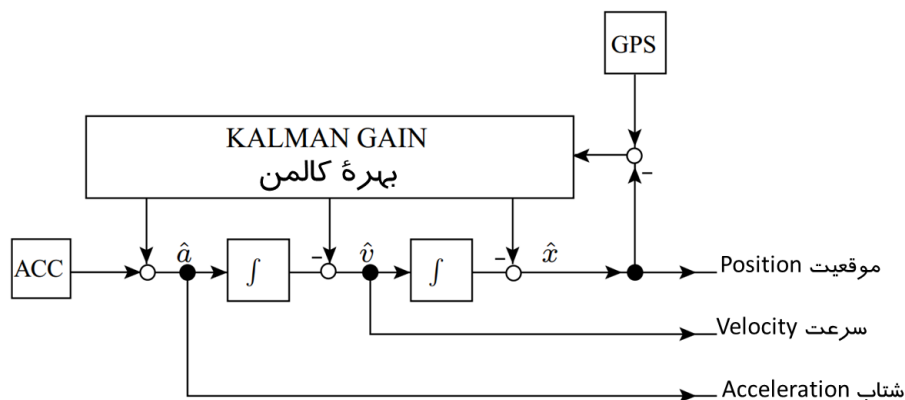
$$\frac{\partial \vec{x}}{\partial t} = F\vec{x} + G\vec{u} + G\vec{\omega} \quad (29)$$

$$\vec{x} = \begin{pmatrix} L, \lambda, h \\ \vec{v}_{ned} \\ \vec{q} \\ \delta \vec{f}_{ib}^b \\ \delta \vec{\omega}_{ib}^b \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & F_{54} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (30)$$

$$\vec{u} = \begin{pmatrix} \vec{f}_{ib,measured}^b \\ \vec{\omega}_{ib,measured}^b \end{pmatrix}, \vec{\omega} = \begin{pmatrix} \vec{\omega}_{Acc.} \\ \vec{\omega}_{Gyro} \end{pmatrix} \quad (31)$$

$$F = \begin{pmatrix} F_{11} & F_{12} & 0 & 0 & 0 \\ F_{21} & F_{22} & F_{25} & -C_b^n & 0 \\ F_{51} & F_{52} & F_{55} & 0 & -F_{54} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (32)$$

اندیس‌گذاری زیرماتریس‌های موجود در معادله (۳۲) از روی معادله (۲۸) به دست آمده است و از همینرو زیرماتریس‌های یکسان، در هر دو معادله، دارای اندیس یکسان هستند. مدل اندازه‌گیری مورد نیاز برای پردازش گیرنده GPS، یک مدل راحت و روان بوده و دارای فرمولاسیونی نزدیک به فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم است که پیش از این بیان شد. این الگوریتم، دارای هزینه محاسباتی شبیه به هزینه محاسباتی فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم (یعنی یک هزینه محاسباتی نسبتاً کم) است. مجدداً در اینجا نیز نويز سنسورهای اینرسی به غلط به عنوان نويز سیستم مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت. شماتیک ساده‌ای از روش جایگزین فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن در شکل (۶۷) نشان داده شده است:



شکل (۶۷) شماتیک از روش جایگزین فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن

## نتایج یک شبیه‌سازی در خصوص اثربخشی هر یک از فرمولاسیون‌های مختلف فیلتر کالمن

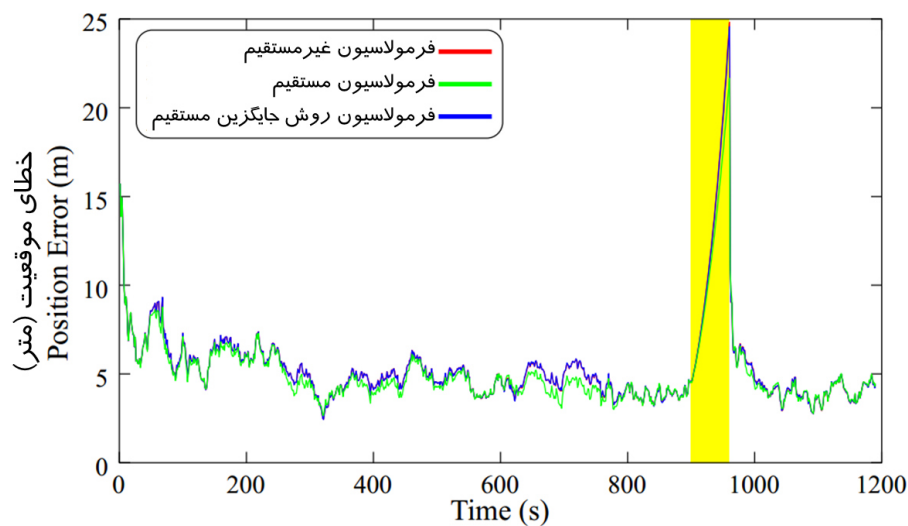
هدف از شبیه‌سازی‌های عددی، مقایسه عملکرد فرمولاسیون‌های مختلف فیلتر کالمن - ارائه شده در بخش‌های قبل - در طی یک پرواز بیست دقیقه‌ای از یک پرنده است که توسط وندل و همکاران وی در دانشگاه کارلسروهه آلمان مورد بررسی قرار گرفته است. داده‌های ساختگی ایجاد شده از سنسورهای اینرسی و نیز گیرنده GPS، با تزییع داده‌های ایده‌آل این سنسورها توسط یک نویز سفید - همانند آنچه که در جدول (۵) بیان شده است - ایجاد شده‌اند.

جدول (۵) داده‌های ساختگی ایجاد شده از سنسورهای اینرسی و نیز گیرنده GPS با تزییع داده‌های ایده‌آل این سنسورها توسط یک نویز سفید		
منبع داده	تایم سیکلی (ملاکی از فرکانس خروجی سنسور)	اندازه نویز
سنسورهای جابجایی نرخی	۵ میلی ثانیه	$0.1^\circ/\sqrt{h}$
سنسورهای شتاب‌سنج	۵ میلی ثانیه	$0.05 mg/\sqrt{Hz}$
گیرنده GPS	۱ ثانیه	۱۰ متر

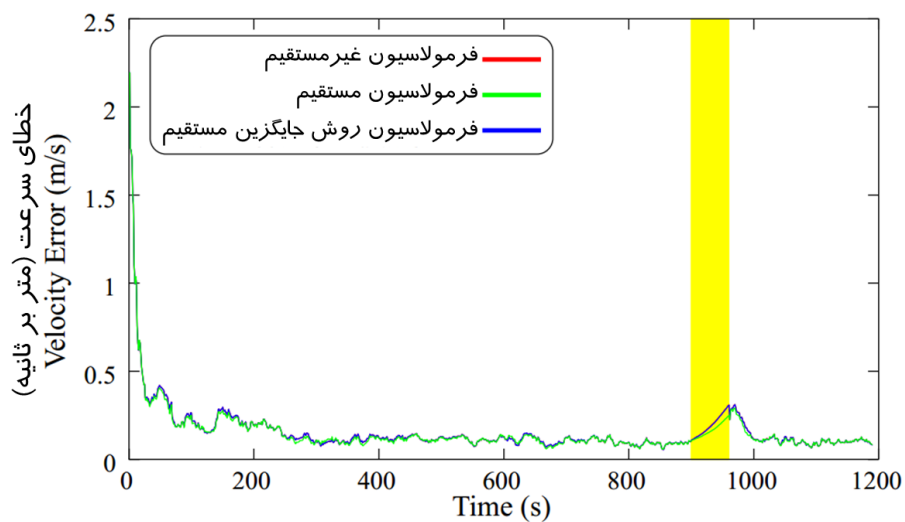
به علاوه فرض شده است که مقادیر بایاس سنسورهای شتاب‌سنج و جابجایی نرخی در طول پرواز این پرنده، ثابت بوده است. همچنین فرض شده است که در ثانیه ۹۰۰ پرواز، خروجی گیرنده GPS به مدت یک دقیقه قطع شده است. حال و از آنجا که مقادیر اولیه ماتریس کواریانس حالت فیلتر کالمن، تاثیر به سزایی بر روی عملکرد فیلتر کالمن - بالاخص در دقیقه‌های ابتدایی شروع ماموریت پرواز پرنده - خواهد داشت، لذا تمامی مقادیر متناظر به صورت یکسان مقداردهی می‌شوند: واریانس‌های خطاهای وضعیت اولیه فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم بیان شده بر حسب زوایای اوپلری، جهت محاسبه واریانس‌های اولیه ضرایب کوآترینیون دو فیلتر کالمن مستقیم مورد استفاده قرار گرفته‌اند. به روش مشابه، واریانس‌های طول و عرض جغرافیایی از روی واریانس‌های خطاهای جهات شمال و شرق، مقداردهی اولیه شده‌اند. با استفاده از این روش، مقادیر اولیه ماتریس کواریانس حالت فرمولاسیون مستقیم شانزده حالت، به صورت کامل مشخص خواهد شد. برای فرمولاسیون مستقیم ۲۲ حالت، کماکان برخی درجات آزادی وجود دارد.

شکل‌های (۶۸) الی (۷۰) نشان دهنده مقادیر خطای متوسط موقعیت، سرعت و وضعیت فیلترهای مختلف - به دست آمده از تحلیل‌های مونت کارلو - هستند؛ در این شکل‌ها، بازه زمانی قطعی GPS با استفاده از یک نوار زرد رنگ نشان داده شده است. اگرچه تفاوت ساختاری قابل توجهی میان فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم و فرمولاسیون روش جایگزین فیلتر کالمن مستقیم وجود دارد، لیکن نمودارهای به دست آمده حاکی از آن است که عملکرد این دو فیلتر یکسان است. در بازه زمانی که کمک ناوبری GPS موجود است، فرمولاسیون مستقیم از عملکرد نسبتاً یکسانی در مقایسه با دو فرمولاسیون غیرمستقیم و روش جایگزین برخوردار است؛ با این وجود، در بازه زمانی که GPS قطع شده است، در فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم، خطاهای موقعیت، سرعت و وضعیت در مقایسه با دو فرمولاسیون دیگر، با نرخ آهسته‌تری رشد می‌نماید. این برتری، به واسطه پردازش داده‌های سنسورهای اینرسی در گام تخمین فیلتر کالمن مورد نظر است.

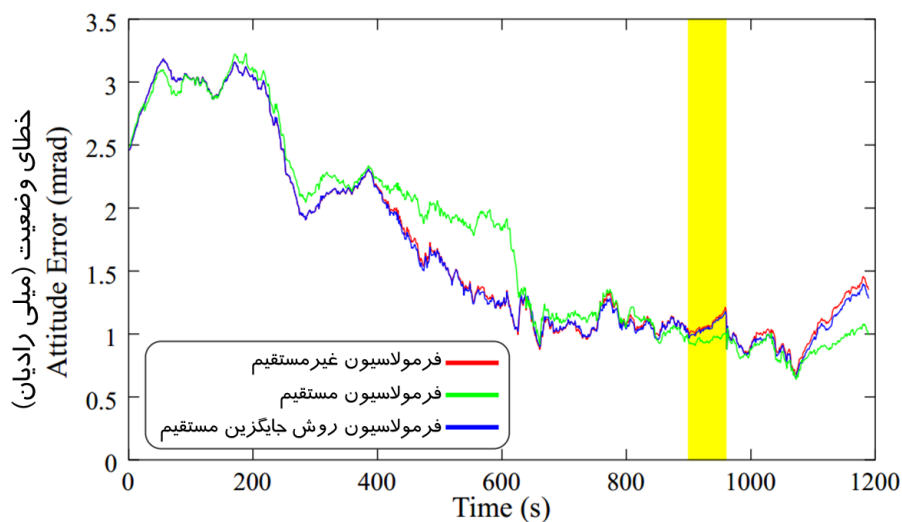




شکل (۶۸) شماتیکی از اندازه خطای موقعیت (بر حسب متر) در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، کراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی کراف آبی رنگ منطبق شده است.

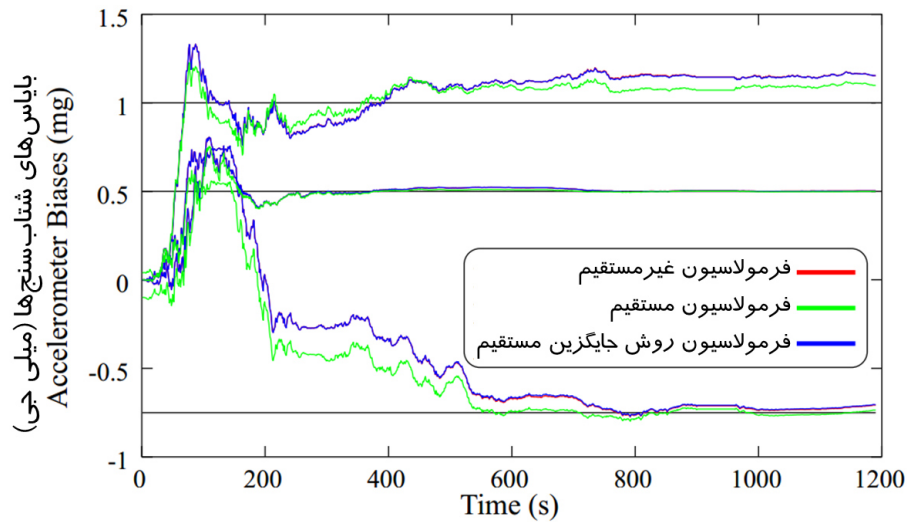


شکل (۶۹) شماتیکی از اندازه خطای سرعت (بر حسب متر بر ثانیه) در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، کراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی کراف آبی رنگ منطبق شده است.

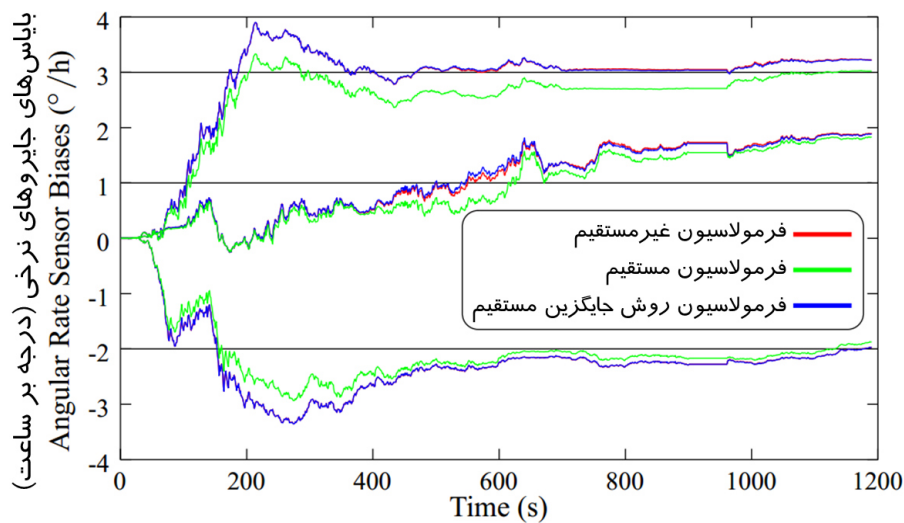


شکل (۷۰) شماتیکی از اندازه خطای وضعیت (بر حسب میلی رادیان) در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، کراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی کراف آبی رنگ منطبق شده است.

بر مبنای مدل‌های سیستمی مناسب، فیلترهای کالمن قادر به تخمین بایاس سنسورهای اینرسی هستند؛ در شکل‌های (۷۱) و (۷۲)، اندازه بایاس‌های تخمین زده شده فرمولاسیون‌های مختلف فیلتر کالمن نشان داده شده است. مقادیر صحیح بایاس‌هایی که به اندازه‌گیری‌های نویزی اینرسی افزوده شده‌اند، با خطوط به رنگ سیاه نشان داده شده‌اند. مجدداً عملکرد فرمولاسیون‌های غیرمستقیم و فرمولاسیون روش جایگزین مستقیم، یکسان بوده و البته در مقایسه با فرمولاسیون مستقیم، قابل مقایسه و قابل تفکیک از یکدیگر هستند.



**شکل (۷۱)** شماتیکی از تخمین بایاس شتاب‌سنج‌ها در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، کراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی کراف آبی رنگ منطبق شده است.



**شکل (۷۲)** شماتیکی از تخمین بایاس جیروهای نرخی در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، کراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی کراف آبی رنگ منطبق شده است.

## شرحی بر جَمینگ (Jamming) و فریب (Spoofing) در ناوبری GNSS

امروزه استفاده از ناوبری ماهواره‌ای و سیستم‌های ناوبری GNSS به یک امر رایج در جابجایی و حمل نفرات، تجهیزات، محموله‌ها و مرسوله‌ها، حفاظت از محیط زیست، پایش تجهیزات و نفرات، کاربردهای تجاری، صنعتی، نظامی و فضایی تبدیل شده است. به همین دلیل، محافظت از این سیستم‌ها در مقابل تهدیدات روزافزون، به یک دغدغه رایج در میان استفاده کنندگان از این سیستم‌ها مبدل شده است. جَمینگ (Jamming) و فریب (Spoofing) دو روش رایج برای تضعیف و گمراه نمودن کارکرد گیرنده‌های GPS و یا به طور کلی، ناوبری ماهواره‌ای GNSS است. سیگنال‌های GNSS دارای توان بسیار ضعیفی هستند (سطح توان سیگنال دریافتی بر روی سطح زمین تقریباً برابر  $-130$  dBm است)<sup>۲</sup> و از همینرو باند‌های GNSS، همیشه مغلوب نویز گاوسی سفید خواهند بود؛ اینگونه نویزها دارای توانی به میزان یکصد تا چند هزار برابر قویتر از توان سیگنال‌های GNSS هستند. به همین علت است که سیگنال‌های GNSS به شدت مستعد پذیرش هرگونه اختلال هستند. این توضیحات عملاً بدان معنا هستند که یک منبع ایجاد کننده امواج تداخلی ضعیف نیز قادر خواهد بود که گیرنده GNSS را از کار انداخته و یا بدتر از آن، منجر به ایجاد اطلاعات ناوبری غلط در گیرنده مزبور گردد. تا به امروز، بیشترین نگرانی در خصوص GNSS مربوط به ماسک شدن سیگنال‌های ماهواره توسط نویز است. از دست رفتن کامل GNSS به راحتی قابل تشخیص است، اما جابجایی‌های ناگهانی در موقعیت / سرعت گزارش شده توسط GNSS (ناشی از جَمینگ) به راحتی قابل تشخیص نبوده و تشخیص فریب سیگنال‌های دریافتی توسط گیرنده GNSS نیز به مراتب سخت‌تر است. فریب یا همان Spoofing، به مراتب خطرناک‌تر از جَمینگ یا همان Jamming است؛ چرا که در فرآیند فریب یا همان Spoofing، سیگنال‌های ماهواره‌ای مجازی و کاملاً شبیه به سیگنال‌های ماهواره - البته این بار از ایستگاه‌های زمینی و یا ایستگاه‌های غیرماهواره‌ای نظیر بال‌ها و یا پهپادها و امثال آن - ایجاد شده تا گیرنده‌های GNSS را کاملاً گمراه نموده و مقادیر مرتبط با موقعیت و یا زمان واقعی را به مقادیری غیرواقعی تغییر دهند. اگرچه به زبان خلاصه، جَمینگ یا همان Jamming منجر به آن می‌شود که گیرنده GNSS در اصطلاح بمیرد و یا کلاً از کار بیفتد؛ اما فریب یا همان Spoofing منجر به آن می‌شود که گیرنده گمراه شود؛ اما در ادامه نشان خواهیم داد که این جمله از لحاظ فنی درست نبوده، هرچند می‌تواند تا حدی بیان کننده تفاوت میان جَمینگ، Jamming، و فریب، Spoofing، باشد.

### جَمینگ، Jamming، چیست؟

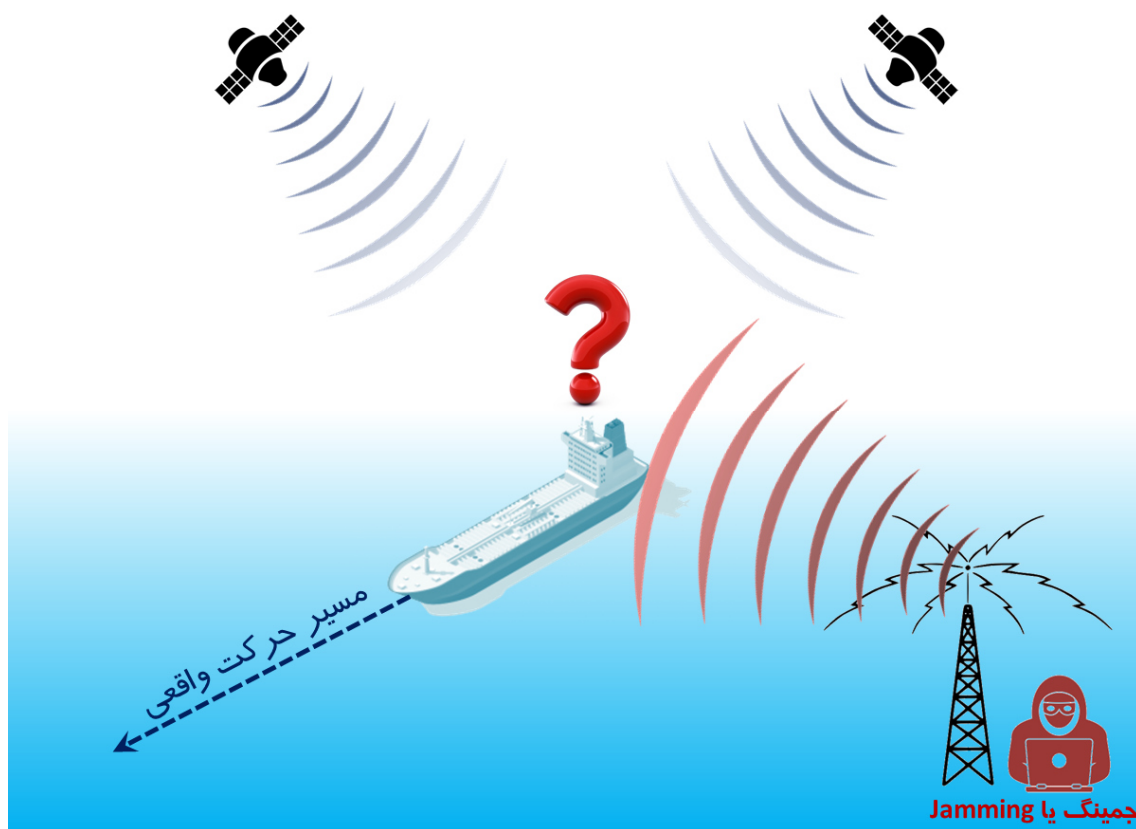
جَمینگ عموماً به واسطه تداخل و اختلال در سیگنال‌های موجود در باند فرکانسی GNSS رخ می‌دهد؛ حضور سیگنال‌های مزاحم منجر به آن می‌شود که گیرنده GNSS دیگر قادر به رمزگشایی از سیگنال‌های صحیح ماهواره‌ای نباشد. اگرچه اصطلاح جَمینگ، عموماً به ایجاد اختلال و مزاحمت عمدی در کارکرد گیرنده‌های GNSS اطلاق می‌شود، با این وجود، جَمینگ بعضاً توسط عوامل غیرعمدی (مشمول بر وضعیت فضا و یا تجهیزات معیوبی که منجر به ایجاد و ارسال فرکانس  $L_1$  و در نتیجه ایجاد شرایط جَمینگ بر روی دریافت سیگنال گیرنده GNSS می‌گردد) نیز ایجاد می‌شود؛ به عنوان نمونه، رادارها و یا فرستنده‌های مخابراتی، اگرچه در یک باند فرکانسی متفاوت از باند فرکانسی GNSS کار می‌کنند، اما گاهی اوقات ممکن است منجر به یک نشتی خیلی کوچک از انرژی الکترومغناطیسی به

<sup>۲</sup> برای محاسبه میزان توان یک سیگنال بیان شده بر حسب dBm و تبدیل آن به میزان توان همان سیگنال بر حسب وات، کافی است که از رابطه

$P_{(Watt)} = 1Watt \times 10^{(P_{(dBm)}/10)} / 1000$  استفاده نمایید؛ بر طبق این رابطه، توانی به میزان  $-130$  dBm، برابر  $10^{-16}$  وات است که یک توان بسیار

ضعیف محسوب می‌شود.

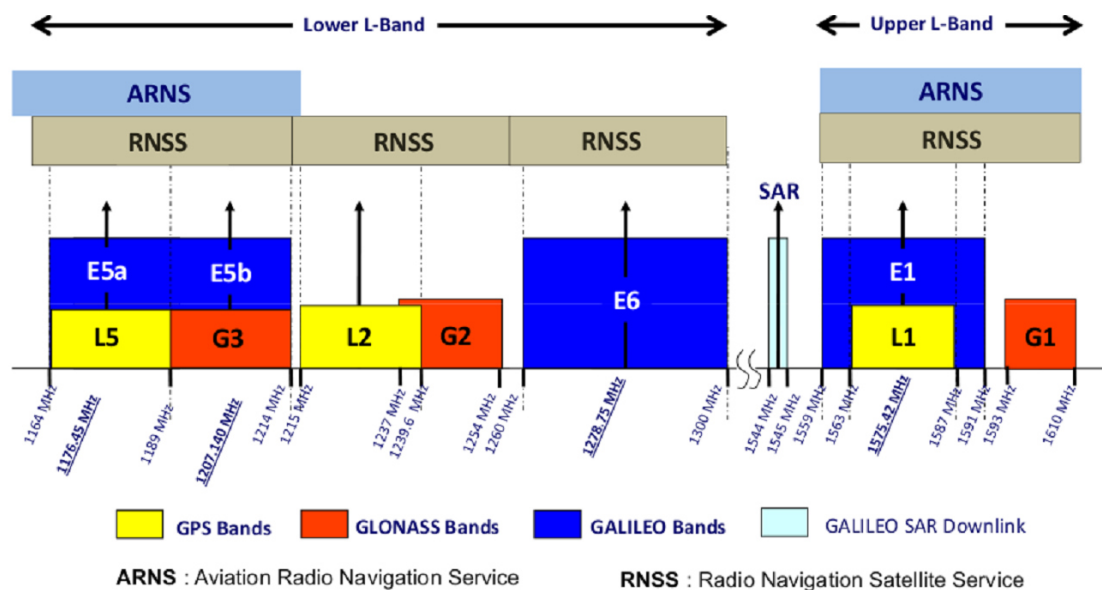
داخل باندهای GNSS گردند. از طرفی برخی از باندهای GNSS با برخی از رادارهای مشخص و نیز با برخی تجهیزات ماهواره‌ای و رادیوهای آماتوری، دارای اشتراک هستند. دیگر منابع ایجاد کننده اختلال، عبارتند از تجهیزات فاصله‌یاب مورد استفاده در ناوبری هواپیماها و یا تجهیزات الکترونیکی که خراب شده و شروع به تابش فرکانس در فرکانس‌های نزدیک به فرکانس کاری گیرنده‌های GNSS می‌نمایند. از طرفی، اگرچه یک گیرنده GNSS، دارای فیلترهایی است که تنها به باندهای GNSS گوش فرا می‌دهد، اما همین گیرنده می‌تواند به طور ناخواسته به انرژی‌های دیگر فرستنده‌ها نیز گوش فرا دهد، چرا که سطح توان سیگنال‌های GNSS ارسالی از ماهواره‌ها و دریافتی توسط گیرنده GNSS به مراتب کمتر از سطح توان سیگنال‌های ناشی از فرستنده‌های مخابراتی و امثال آن است. شماتیکی از اثرات جمینگ در ناوبری یک کشتی، در شکل (۷۳) نشان داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، به واسطه اختلال ایجاد شده توسط فرستنده زمینی (یا همان ایستگاه جمینگ) بر روی گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، داده‌های محاسباتی موقعیت و سرعت و وضعیت شناور، با نویزی شدن، اختلال و یا پرش مواجه می‌شوند.



**شکل (۷۳)** شماتیکی از اثرات جمینگ در ناوبری یک شناور؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، در حال دریافت اطلاعات GNSS از ماهواره‌های در نقطه زیر خود است؛ اما به واسطه اختلال ایجاد شده توسط فرستنده زمینی یا همان ایستگاه جمینگ بر روی گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، داده‌های محاسباتی موقعیت و سرعت و وضعیت شناور، با نویزی شدن، اختلال و یا پرش مواجه می‌شوند.

جمینگ عمدی طوری طراحی می‌شود که بر روی سیگنال‌های بسیار ضعیف گیرنده GNSS سوار شود و یا در اصطلاح، بر روی آنها، غالب شود. استفاده از این نوع روش جمینگ، غیر از کاربردهای نظامی، بعضاً در تجهیزات محافظت شخصی نیز کاربرد دارد. تجهیزات جمینگ GNSS به سادگی در دسترس بوده و از قیمت اندکی نیز برخوردار هستند؛ اما در اغلب کشورها، استفاده از این تجهیزات، برخلاف مقررات و قوانین مخابراتی است. همانطور که در شکل (۷۴) نشان داده شده است، چهار باند فرکانسی اصلی وجود دارد که به سرویس ماهواره‌ای ناوبری رادیویی، RNSS، تخصیص یافته‌اند که در این باندها، سیستم‌های GNSS نیز کار می‌کنند. این باندها عبارتند از:

- ۱- باندهای  $L_1/E_1/G_1$  در باند فرکانسی ۱۵۵۹ الی ۱۶۱۰ مگاهرتز.
- ۲- باندهای  $L_2/G_2$  در باند فرکانسی ۱۲۱۵ الی ۱۲۵۴ مگاهرتز.
- ۳- باندهای  $L_5/E_5/G_3$  در باند فرکانسی ۱۱۶۴ الی ۱۲۱۴ مگاهرتز.
- ۴- باند  $E_6$  در باند فرکانسی ۱۲۶۰ الی ۱۳۰۰ مگاهرتز.

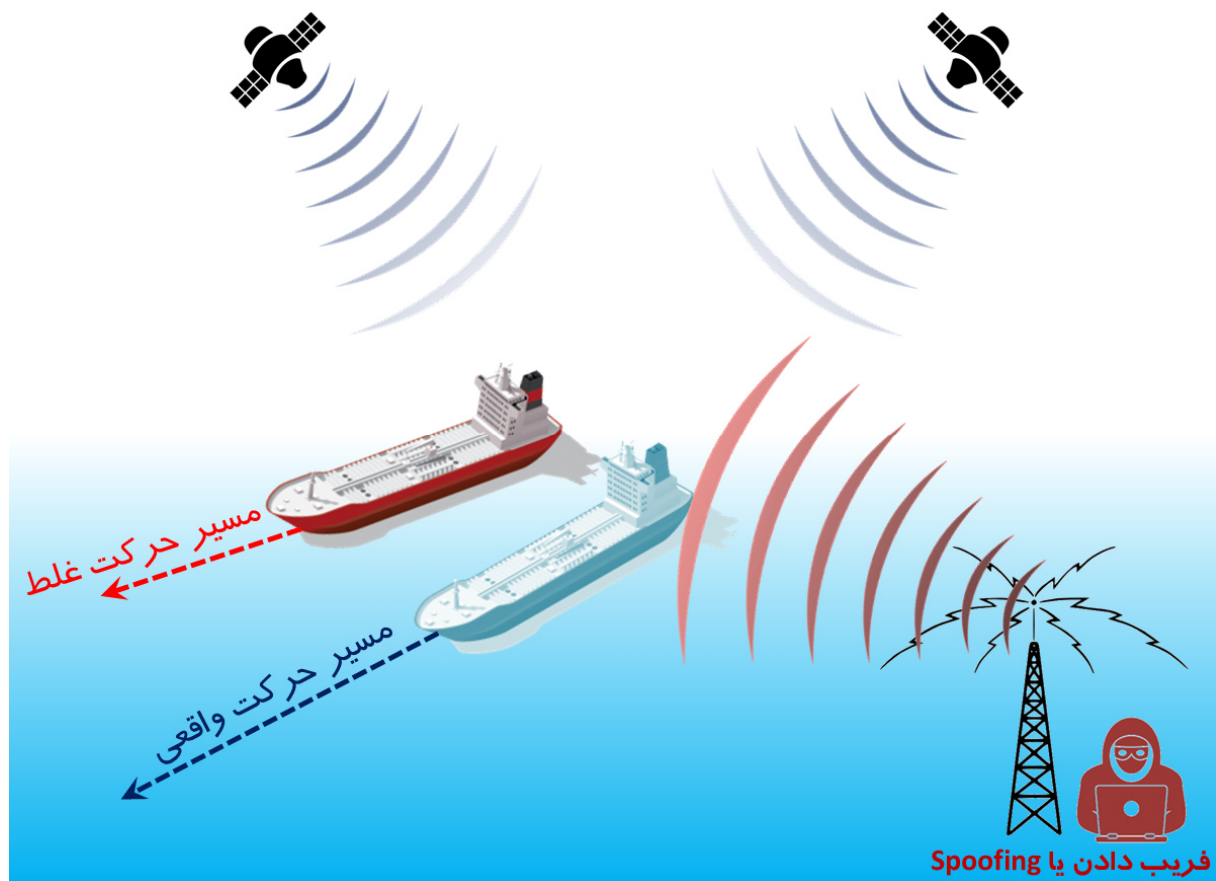


شکل (۷۴) شماتیکی از چهار باند فرکانسی اصلی که به سرویس ماهواره‌ای ناوبری رادیویی، RNSS، تفصیلاً یافته‌اند و در این باندها، سیستم‌های GNSS نیز کار می‌کنند.

اغلب گیرنده‌های تجاری امروزی، تنها در باند  $L_1$  کار می‌کنند. این باند فرکانسی، اولین باند توسعه یافته بود و برای چندین دهه فعالیت دارد؛ به صورت تاریخی، باند  $L_2$ ، یک باند کدگذاری شده برای گیرنده‌های کلاس نظامی GPS و GLONASS محسوب می‌شود. با این وجود، در سالیان اخیر، باندهای  $L_5/E_5$  و  $E_6$  و  $L_2C$  (کلاس غیرنظامی) نیز ارائه شده‌اند و نسل بعدی گیرنده‌های GNSS در تمام این باندها فعال خواهند بود. متأسفانه، باند گیرنده‌های تجاری امروزی که تنها در باند  $L_1$  کار می‌کنند، به راحتی در معرض خطر جَمینگ قرار دارند و به راحتی در مقابل جَمینگ شکست خواهند خورد. اگرچه در نسل‌های جدید گیرنده‌های چند فرکانسی، جهت جَمینگ موفق سیگنال‌های GNSS، لازم است که کلیه باندهای GNSS را مختل نمود، اما در جهت مقابل و برای ایجاد اختلال در چنین گیرنده‌هایی، لازم است که جمرهای گرانقیمت و پیچیده چند فرکانسی ساخته شود.

### فرب، Spoofing، چیست؟

فرب، Spoofing، گیرنده GNSS در واقع توسط ایجاد سیگنال‌های «کاملاً شبیه» به سیگنال‌های GNSS و کد نمودن و انتقال آنها جهت فرب دادن گیرنده ایجاد شده و در این شرایط، گیرنده GNSS تصور می‌نماید که در جایی و در مکانی (غیر از مکان واقعی که هم اکنون در آن قرار دارد) حضور داشته و یا در مسیر دیگری (غیر از مسیر واقعی که هم اکنون در آن حرکت می‌کند) در حرکت است. به بیان دیگر، تمرکز «حملات فرب GNSS» عموماً بر روی فرب یک گیرنده GNSS و با انتشار سیگنال‌های غیرواقعی و غیرصحیح GNSS (و البته کاملاً شبیه به سیگنال‌های واقعی و طبیعی GNSS) است. سیگنال‌های فرب خورده می‌توانند به نحوی اصلاح شوند که منجر به محاسبه یک موقعیت غلط برای گیرنده GNSS گردیده و یا آنکه همان موقعیت واقعی گیرنده را گزارش دهد، اما در یک زمان متفاوتی که ایستگاه فرب آن را تعیین خواهد نمود و این به معنای گزارش غلط سرعت گیرنده GNSS است!



**شکل (۷۵)** شماتیکی از اثرات فریب در ناوبری یک شناور؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، در حال دریافت اطلاعات GNSS از ماهواره‌های در نقطه زیر خود است؛ اما به واسطه اختلال ایوار شده توسط فرستنده زمینی یا همان ایستگاه فریب بر روی گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، داده‌های مناسبی موقعیت و سرعت و وضعیت شناور، کاملاً همراه شده و منجر به گزارش یک موقعیت غلط در زمان صحیح فعلی و یا گزارش یک موقعیت درست در یک زمان غلط می‌شود که هر دو نوع اختلال عملاً به معنای گزارش یک موقعیت غلط / یا راستای حرکت غلط / یا اندازه سرعت غلط برای شناور خواهد شد.

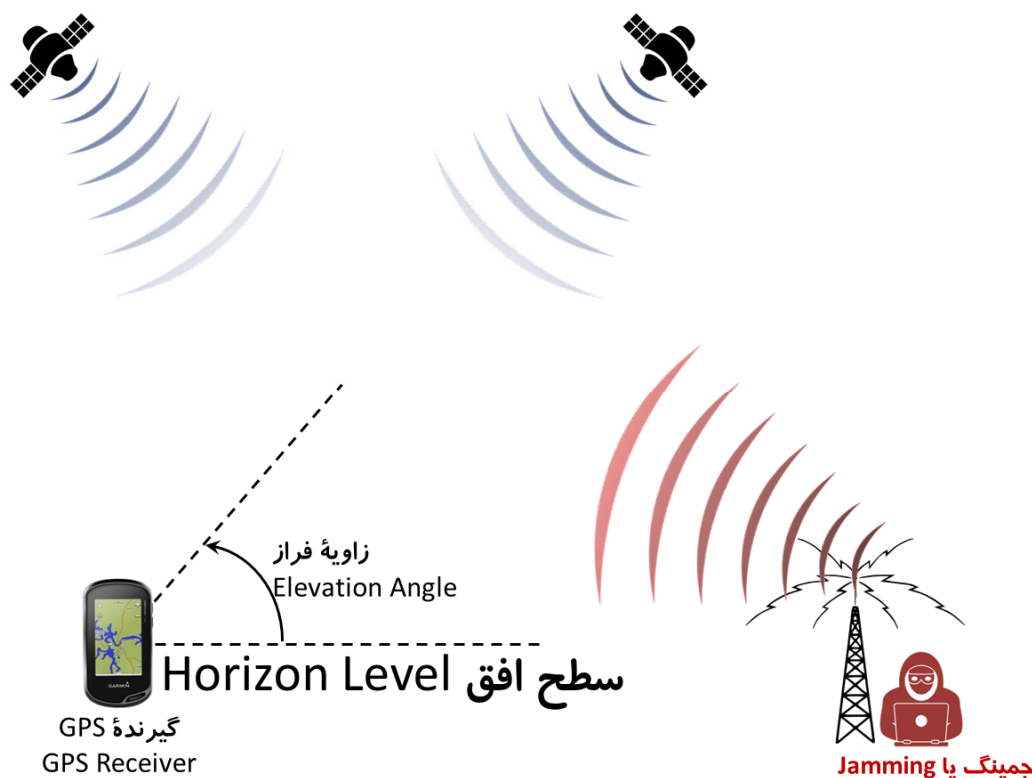
یکی از شکل‌های رایج حملات فریب GNSS، که به آن در اصطلاح Carry-off Attack نیز گفته می‌شود، با انتشار سیگنال‌های سنکرون شده با سیگنال‌های اصلی GNSS - مشاهده شده توسط گیرنده هدف - شروع می‌شود؛ در این روش، توان سیگنال‌های فریب، به صورت تدریجی و رفته‌رفته افزایش یافته تا جایی که گیرنده GNSS شروع به رهگیری سیگنال‌های غلط و در نتیجه، گزارش یک موقعیت غلط برای سیگنال اصلی خواهد نمود. فریب دادن سیگنال‌های GNSS با هدف آنکه شناسایی نشوند، در کلاس نظامی قرار داشته و عموماً و در زمان صلح، از این روش فریب استفاده نمی‌شود. نوع خاصی از فریب وجود دارد که در اصطلاح Meaconing نامیده می‌شود؛ در این روش که نیازمند تجهیزات ساده‌تر از تجهیزات فریب است، از یک تکرار کننده GPS/GNSS استفاده می‌شود. این روش بر مبنای «ذخیره یک سیگنال واقعی GPS/GNSS در یک مکان و در یک زمان مشخص و انتشار (پخش) مجدد همان سیگنال‌های واقعی به دام افتاده در جای دیگر و یا ارسال مجدد این سیگنال‌ها در یک زمان متفاوت» بنا نهاده شده است. در شکل (۷۵)، شماتیکی از Spoofing که منجر به «گزارش موقعیت غلط در زمان صحیح فعلی» و یا «گزارش موقعیت درست در یک زمان غلط» برای یک شناور شده است، نشان داده شده است که هر دو نوع اختلال عملاً به معنای گزارش یک موقعیت غلط / یا راستای حرکت غلط / یا اندازه سرعت غلط برای شناور خواهد شد.



## تشخیص و تخفیف جمینگ، Jamming

تشخیص جمینگ، Jamming نسبتاً آسان بوده و چندین روش برای مقابله با آن وجود دارد. از آنجا که سیگنال‌های واقعی دریافتی از ماهواره‌های GNSS واقعی، بسیار ضعیف و زیر سطح نویز محیطی هستند، لذا تشخیص هرگونه انرژی مزاحم در این باند، عملاً به معنای آن است که با تداخل مواجه هستیم.

اولین خط تدافعی در مقابل جمینگ، در آنتن گیرنده GNSS مستقر است: همواره سعی کنید که در اولین نقطه از مدخل ورودی سیگنال به گیرنده GNSS، مانع از ورود سیگنال جمینگ به داخل گیرنده شوید. یک روش دفاعی ساده در مقابل جمینگ در این گیرنده‌ها، استفاده از آنتن‌های مسدود کننده افق است؛ دلیل هم بسیار ساده است: اغلب تداخلات فرکانسی و امواج و سیگنال‌های فریب، از طریق منابعی صورت می‌پذیرند که محل حضورشان، روی سطح زمین (و یا ارتفاع پست) است، در حالی که سیگنال‌های معتبر و واقعی GNSS تماماً از سمت ماهواره‌هایی می‌آیند که در زوایای فراز بالاتر از سطح افق قرار دارند. هر آنتنی که بتواند انرژی‌های ساطع شده از هر منبعی در زوایای فراز کمتر از ۲۰ الی ۳۰ درجه را مسدود نماید، در واقعی مانع از بروز تداخلات فرکانسی در تمامی باندهای فرکانسی خواهد شد.



**شکل (۷۶)** هر آنتنی که بتواند انرژی‌های ساطع شده از هر منبعی در زوایای فراز کمتر از ۲۰ الی ۳۰ درجه را مسدود نماید، در واقعی مانع از بروز تداخلات فرکانسی در تمامی باندهای فرکانسی خواهد شد.

با این وجود، دو محدودیت جدی در این روش وجود دارد:

۱- از شانس بد ما، بهترین ترکیب هندسی موقعیت ماهواره‌ها برای مثلث‌سازی موقعیت افقی، زمانی حادث خواهد شد که به ماهواره‌های واقع در سطح افق و یا در اصطلاح همان ماهواره‌های موجود در زوایای فراز در حدود ۲۰ الی ۳۰ درجه و یا حتی کمتر از آن، دسترسی (و در اصطلاح دید) داشته باشیم؛ با حذف این ماهواره‌ها از حل مسئله ناوبری، دقت ناوبری به میزان قابل توجهی کاسته خواهد شد. این همان چیزی است که عموماً از آن تحت عنوان GDOP نام برده شد. در گیرنده‌های جدید، این مشکل تا حد زیادی مرتفع شده است و با

استفاده از تعدد ماهواره‌های موجود در نقطه دید گیرنده، کمتر با مشکل تضعیف دقت ناوبری در اثر استفاده از آنتن‌های مسدود کننده افق مواجه خواهیم شد. تجربه نشان داده است که در گیرنده‌های جدید، تضعیف دقت حداکثر در حد چند متر خواهد بود.

۲- برای وسایل نقلیه‌ای نظیر هواپیما و یا کشتی‌ها، افق ظاهری در اثر دوران هواپیما و یا کشتی حول محور فراز و یا غلت، تغییر نموده و همین امر منجر به ایجاد تداخل با منطقه دید آنتن خواهد شد؛ با تغییر افق آنتن، دید گیرنده GNSS در مقابل برخی از ماهواره‌های موجود در زوایای فراز بالا نیز مسدود شده و خطای ناشی از چندمسیری شدن نیز افزایش خواهد یافت که نتیجه آن، تقلیل هرچه بیشتر دقت محاسبات ناوبری خواهد بود. استفاده از آنتن‌های ضد جمینگ هوشمند، روش دیگری است که در این میان از کاربرد گسترده‌ای برخوردار شده است؛ آنتن‌های با الگوی تابشی کنترل شده، یا در اصطلاح آنتن‌های CRPA<sup>۳</sup>، تجهیزاتی هستند که پرتوهای متمرکز شده چند گانه تحت کنترل نرم افزار داشته و قادر هستند که این پرتوها را با هدف رهگیری ماهواره‌های واقعی، چرخانده و همین پرتوها را از سمت منابع ایجاد اختلال و فریب، دور نمایند. البته این تجهیزات، بسیار گرانقیمت بوده و از همینرو عموماً در فناوری‌ها و تجهیزات نظامی از آنها استفاده می‌شود؛ اگرچه استفاده از این تجهیزات و آنتن‌های گرانقیمت، در کاربردهای غیرنظامی و عموماً در جاهایی که با جان تعداد زیادی انسان سروکار داریم، نیز توصیه می‌شود.



**شکل (۷۷)** تصاویری از چند آنتن ضد جمینگ هوشمند؛ این آنتن‌ها، بسته به فناوری و پیچیدگی ذاتی آنها، دارای قیمت‌های متنوعی (از چند هزار دلار تا بیش از پناه هزار دلار) هستند. در تمامی این آنتن‌های هوشمند، پرتوها بر روی سیگنال‌های ماهواره‌ای متمرکز شده و از سمت منابع ایجاد کننده اختلال و فریب، دور فوهندر شد. این آنتن‌ها قادر هستند که مفاظت ۲۰ الی ۵۰ دسی‌بلی در مقابل جمینگ ایجاد نمایند. موثرترین روش مقابله با جمینگ، ممانعت از ورود انرژی مزاحم به داخل گیرنده است.

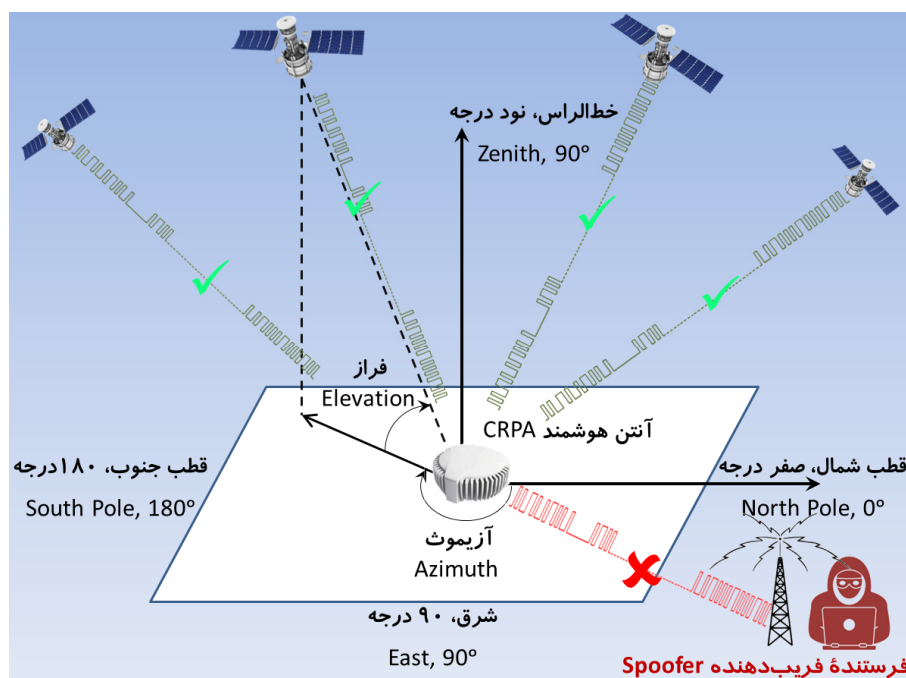
دومین خط تدافعی در مقابل جمینگ، فیلتر نمودن سیگنال است؛ البته توجه داشته باشید که زمانی که از جمرهای باند گسترده و قدرتمند (توان بالا) استفاده شود، شانس موفقیت در استفاده از فیلتر نمودن سیگنال جهت مقابله با جمینگ، بسیار اندک است، اما زمانی که از جمرهای ارزان قیمت و رایج امروزی - که اغلب کم توان بوده و باند فرکانسی محدودی را نیز مختل می‌کنند - استفاده شود، در اینصورت استفاده از روش‌های مدرن پردازش سیگنال، DSP<sup>۴</sup>، می‌تواند این نوع اختلال را به طور کامل، از بین ببرد. در این موارد، توصیه می‌شود که تجهیزات فیلتراسیونی را مابین آنتن و محل نصب آنتن بر روی گیرنده نصب نمایید تا به بهترین «راندمان پس زدن امواج تداخلی» دست یابید. انتظار بر این است که نسل بعدی گیرنده‌ها، دارای برخی توانمندی‌های داخلی و استاندارد برای فیلتراسیون امواج مزاحم باشند.

<sup>۳</sup> Controlled Radiation Pattern Antennas

<sup>۴</sup> Digital Signal Processing

## تشخیص و تخفیف فریب، Spoofing

تشخیص فریب، Spoofing، بالاخص زمانی که فرستنده فریب‌دهنده<sup>۵</sup>، از کیفیت بالایی برخوردار باشد، بسیار سخت‌تر از تشخیص جَمینگ، Jamming، است. زمانی که سیگنال‌های شبیه‌سازی شده توسط یک فرستنده فریب‌دهنده، از کیفیت و اعتبار بالایی برخوردار باشند، در اینصورت تفاوت و تمایز میان سیگنال‌های واقعی ماهواره‌ها و سیگنال‌های مجازی ایجاد شده توسط یک فرستنده فریب‌دهنده، بسیار مشکل خواهد شد. در اینجا نیز استفاده از آنتن‌های هوشمند CRPA، بهترین ابزار تدافعی در مقابل بروز چنین مشکلاتی است، چرا که معمولاً یک فرستنده فریب‌دهنده، تمام سیگنال‌های (مجازی) ماهواره‌ها را در یک نقطه، ایجاد و ارسال می‌کند؛ همین امر منجر به آن خواهد شد که سیگنال‌های مجازی ایجاد شده توسط یک فرستنده فریب‌دهنده، تنها از جهات و راستاهای محدودی (عمدتاً در زوایای فراز کوچکتر از یک حد مشخص) به سمت گیرنده ارسال شوند. همزمان سیگنال‌های واقعی ایجاد شده توسط ماهواره‌ها نیز از تمام جهات آسمان (عمدتاً در زوایای فراز بزرگتر از یک حد مشخص) به سمت گیرنده GNSS ارسال می‌شود. بنابراین یک آنتن هوشمند CRPA - که سیگنال‌های واقعی و حقیقی را در تمام جهات فراز و آزمون رهگیری می‌کند - سیگنال‌های ارسالی از سمت یک فرستنده فریب‌دهنده را پس خواهد زد.



**شکل (۷۸)** معمولاً یک فرستنده فریب‌دهنده، تمام سیگنال‌های (مجازی) ماهواره‌ها را در یک نقطه، ایجاد و ارسال می‌کند؛ همین امر منجر به آن خواهد شد که سیگنال‌های مجازی ایجاد شده توسط یک فرستنده فریب‌دهنده، تنها از جهات و راستاهای محدودی (عمدتاً در زوایای فراز کوچکتر از یک حد مشخص) به سمت گیرنده ارسال شوند. همزمان سیگنال‌های واقعی ایجاد شده توسط ماهواره‌ها نیز از تمام جهات آسمان (عمدتاً در زوایای فراز بزرگتر از یک حد مشخص) به سمت گیرنده GNSS ارسال می‌شود. بنابراین یک آنتن هوشمند CRPA - که سیگنال‌های واقعی و حقیقی را در تمام جهات فراز و آزمون رهگیری می‌کند - سیگنال‌های ارسالی از سمت یک فرستنده فریب‌دهنده را پس خواهد زد.

حتی بدون استفاده از یک آنتن CRPA نیز می‌توان سیگنال‌های مجازی (فریب) را از سیگنال‌های واقعی تشخیص داد. برخی از روش‌های تشخیص سیگنال‌های مجازی (فریب) از سیگنال‌های واقعی عبارتند از:

۱- توان (قدرت) سیگنال‌های واقعی ماهواره‌ها، خیلی متغیر نبوده و معمولاً در یک حد نسبتاً ثابت و نسبتاً غیرمتغیر

<sup>۵</sup> Spoofing

نسبت به زمان و مکان قرار دارند و این امر به واسطه فاصله نسبتاً دور ماهواره‌ها از گیرنده‌های GNSS است. اما از آنجا که فرستنده فریب‌دهنده در فاصله نزدیک و در روی زمین قرار دارد، لذا سطح توان (قدرت) سیگنال فریب، اغلب بسیار بالا بوده و از طرفی و با توجه به اینکه توان یک سیگنال متناسب با عکس مجذور فاصله، کاهش می‌یابد، با جابجا شدن گیرنده GNSS یا جابجا شدن فرستنده فریب‌دهنده، این سطح توان سیگنال به شدت نسبت به زمان و مکان، تغییر خواهد نمود. البته اخیراً یک سری فرستنده‌های فریب‌دهنده طراحی و ساخته شده‌اند که با اندازه‌گیری فاصله نسبی میان خود و گیرنده GNSS و رهگیری وضعیت و سرعت و راستای حرکت گیرنده GNSS، به صورت اتوماتیک نسبت به تنظیم توان (قدرت) سیگنال تولیدی خود به نحوی اقدام می‌کنند که بسته به جابجایی نسبی فرستنده فریب‌دهنده و گیرنده GNSS، تغییری در سطح سیگنال آنها ایجاد نمی‌شود.

۲- گیرنده‌های GNSS به طور همزمان، سیگنال‌های واقعی ارسالی از سمت ماهواره‌ها و سیگنال‌های فریب (مجازی) ارسالی از سمت فرستنده‌های فریب‌دهنده را دریافت می‌کنند. زمانی که ناوبری یک سیستم - که در آن از تلفیق با داده‌های GNSS استفاده می‌شود - توسط سیگنال‌های فریب (مجازی) آلوده شده و به عبارتی دچار خطا گردد، معمولاً یک اتفاق جالب می‌افتد و آن اینکه، موقعیت / راستا / سرعت حاصل از این تلفیق ناوبری با دینامیک وسیله متحرک مجهز به GNSS سازگار نمی‌باشد؛ به عنوان مثال، یک خودرو را در نظر بگیرید که در حال حرکت با سرعت ۶۰ کیلومتر بر ساعت در اتوبان مشهد به سمت شرق و از سمت شرق به غرب است؛ معمولاً زمانی که با مشکل آلوده شدن GNSS توسط سیگنال‌های فریب (مجازی) مواجه می‌شویم، تغییراتی در اندازه موقعیت / راستا / سرعت ایجاد می‌شود که با دینامیک خودرو سازگار نیست! مثلاً گزارش سیستم تلفیق ناوبری، تغییرات ناگهانی در سرعت خودرو را نشان می‌دهد، و بدون اینکه راننده پای خود را بر روی پدال گاز فشار دهد، مثلاً گزارش سرعت خودرو را در حال افزایش (چه افزایش ناگهانی و چه افزایش تدریجی) از ۶۰ به ۹۰ کیلومتر بر ساعت را نشان می‌دهد، و یا آنکه راستای حرکت خودرو را از سمت شمال شرقی به سمت جنوب غربی گزارش می‌کند (یعنی خودرو در حال ورود به گاردریل‌ها و یا ورود به بیابان‌های اطراف جاده است، در حالی که خودرو در واقعیت امر، در حال حرکت بر روی اتوبان است!) و اتفاقات دیگری از این دست. در این وضعیت و چنانچه از یک الگوریتم هوشمند استفاده شده باشد، بدون آنکه نیاز به پیچیدگی خاصی باشد، می‌توان به راحتی تشخیص داد که سیگنال‌های دریافتی توسط GNSS به نوعی توسط سیگنال‌های فریب (مجازی) آلوده شده‌اند.

۳- بعضاً و در زمان دریافت سیگنال‌ها از ماهواره‌ها، با برخی شکل‌های ناپیوستگی و قطعی لحظه‌ای اطلاعات مواجه می‌شویم که در اغلب موارد، این امر به واسطه سوئیچ نمودن گیرنده GNSS از سمت «گیرندگی سیگنال‌های ماهواره‌های واقعی» به سمت «گیرندگی سیگنال‌های فریب‌دهنده‌ها» است. در یک محیط مملو از آلودگی سیگنال‌های فریب (مجازی)، وضعیت مشابهی از یک ناپیوستگی در زمان حقیقی گزارش شده توسط گیرنده GNSS نیز مشاهده می‌شود؛ همانطور که پیش از این گفته شد، روش Meaconing بر مبنای «ذخیره یک سیگنال واقعی GPS/GNSS در یک مکان و در یک زمان مشخص و انتشار (پخش) مجدد همان سیگنال‌های واقعی به دام افتاده در جای دیگر و یا ارسال مجدد این سیگنال‌ها در یک زمان متفاوت» بنا نهاده شده است؛ به واسطه همین ذخیره‌سازی و پخش مجدد سیگنال‌ها، عموماً در محاسبه زمان واقعی توسط یک GNSS موجود در یک محیط آلوده، با یک پرش و یا در اصطلاح Jump در محاسبه زمان گزارش شده توسط گیرنده GNSS مواجه خواهیم شد.

۴- با حرکت نسبی میان فرستنده امواج رادیویی و گیرنده امواج رادیویی، امواج رادیویی مورد نظر، اثر جابجایی داپلر را تجربه خواهند نمود. اثر جابجایی داپلر برای هر یک از ماهواره‌های واقعی، بسته به موقعیت آن ماهواره در آسمان و نیز بسته به اینکه گیرنده امواج ماهواره‌ای به آن ماهواره خاص نزدیک شده و یا از آن دور می‌شود، متفاوت از دیگر ماهواره‌ها است. لیکن در شرایطی که با یک فریب‌دهنده سیگنال‌های ماهواره‌ای مواجه هستیم، به واسطه آنکه تمامی سیگنال‌ها از یک سمت خاص - یعنی از سمت فریب‌دهنده مورد نظر - می‌آیند، اثر جابجایی داپلر برای تمام سیگنال‌های فریب (مجازی) دیگر اختصاصی نبوده و برای تمامی سیگنال‌های فریب (مجازی) مورد نظر، یکسان خواهد بود. این یکنواختی اثر داپلر برای سیگنال‌های دریافتی، نشانه دیگری از آن است که این سیگنال‌ها، حقیقی نبوده و توسط یک فرستنده فریب‌دهنده، ایجاد شده‌اند. البته مجدداً برخی تجهیزات فریب نیز طراحی و ساخته شده‌اند که با تشخیص موقعیت دقیق ماهواره‌های منطقه‌ای، نسبت به ارسال سیگنال‌های فریب (مجازی) با فرکانس داپلر مختص به همان ماهواره (و متناسب با فاصله نسبی میان ماهواره تا گیرنده GNSS) اقدام می‌کنند.

### اگر لایه‌های دفاعی در مقابل جمینگ یا فریب هم شکست خوردند، آنگاه چه کنیم؟

گاهی اوقات شرایطی پیش می‌آید که لایه‌های دفاعی در مقابل جمینگ و فریب هم شکست می‌خورند، در این حالت سوالی که پیش می‌آید این است که حالا چه کنیم؟ اگرچه استفاده از GNSS یکی از بهترین روش‌ها برای تعیین دقیق کمیت‌هایی نظیر موقعیت، ناوبری و زمان است، با این وجود، روش‌های دیگری نیز برای تعیین دقیق موقعیت، ناوبری و زمان‌سنجی وجود دارد که برخی از مهمترین آنها عبارتند از:

- همانطور که پیش از این نیز ذکر شد، برای موقعیت‌یابی و ناوبری، به جای استفاده از GNSS، می‌توان از سیستم ناوبری اینرسی، INS، استفاده نمود که از خروجی شتاب‌سنج‌ها و جایروهای نرخ برای تعیین موقعیت نسبی (نسبت به نقطه شروع ناوبری) و بردارهای سرعت استفاده می‌نماید؛ لیکن همانطور که گفته شد، این نوع روش ناوبری، به واسطه استناد به انتگرال‌گیری از خروجی شتاب‌سنج‌ها و جایروهای نرخ، به کوچکترین خطای احتمالی در خروجی شتاب‌سنج‌ها و جایروهای نرخ و نیز خطاهایی از جنس شناوری سنسورها، بایاس شتاب‌سنج‌ها و جایروها، پایداری بایاس در طول زمان و امثال آن حساس بوده و همین خطاها منجر به رشد خطای شناوری در طول زمان خواهد شد.

- برای زمان‌سنجی دقیق، می‌توان از ساعت‌های دقیق با زمان محاسباتی دقیق در بازه‌های زمانی کوتاه استفاده نمود. همچنین تهیه ساعت‌های اتمی نیز (با پذیرش هزینه نسبتاً زیاد آن) تا حدی امکانپذیر بوده و این ساعت‌ها قادر به زمان‌سنجی با دقتی در مرتبه  $10^{-11}$  ثانیه خواهند بود (هرچند که با گذشت زمان، همین خطای به ظاهر بسیار اندک نیز منجر به خطای تجمیعی قابل توجه خواهد شد).

بهترین استفاده از این تجهیزات، تلفیق خروجی آنها با یکدیگر و نیز تلفیق با خروجی گیرنده GNSS است؛ زمانی که خروجی GNSS وجود داشته باشد، خروجی‌های INS و ساعت را می‌توان همگام با خروجی GNSS منظم نموده تا بتوان رشد خطای شناوری آنها را محدود و حتی متوقف نمود. اما زمانی که خروجی GNSS توسط جمینگ و یا فریب، مختل شده باشد، در اینصورت محاسبات INS و ساعت، از خروجی‌های GNSS چشم‌پوشی نموده و پس از به دست آوردن یک مدل ریاضیاتی دقیق و معتبر از میزان رشد خطای به دست آمده INS و ساعت (که در زمان اعتبار داده‌های GNSS و با پایش داده‌های خروجی INS و ساعت در طول یک بازه زمانی مشخص، به دست آمده‌اند) از این مدل ریاضیاتی جهت تصحیح خطای INS و ساعت در طول مدت زمانی که داده‌های GNSS فاقد اعتبار هستند، استفاده می‌نماید. در اینصورت، رشد خطای شناوری به مراتب کمتر از زمانی است که از داده‌های نامعتبر GNSS

استفاده نشود. تشخیص زودهنگام مواجهه با جمینگ و فریب یک عامل اصلی در جلوگیری از رشد ناخواسته خطاهای ناوبری در اثر استفاده از داده‌های آلوده GNSS است؛ چنانچه الگوریتم‌های تشخیص خطا، خیلی زود وارد عمل نشده و تمایز درستی میان داده‌های واقعی و داده‌های فریب (مجازی) قائل نشوند، در اینصورت با رشد سریع و غیرقابل باور خطای ناوبری در طول زمان مواجه خواهیم شد.

روش دیگر برای مقابله با تاثیرات نفوذ داده‌های آلوده به جمینگ و فریب، استفاده از دیگر منابع ناوبری جهت تقویت تلفیق GNSS/INS است؛ بدین منظور، امروزه از دو سیگنال دیگر در کنار ناوبری GNSS نیز استفاده می‌شود:

۱- سیگنال eLoran: یک سیگنال فرکانس پایین و ۱۰۰ کیلوهرتزی با توان بالا است که از برج‌های مخابراتی مرتفع زمینی ساطع می‌شود.

۲- سیگنال STL: که مخفف Satellite Time and Location بوده و یک سیگنال مایکروویو ارسالی از ماهواره‌های موجود در مدارات LEO<sup>۱</sup> است.

متأسفانه سیگنال eLoran در تمام نقاط کره زمین در دسترس نبوده و برنامه ساخت سازه‌ها و برج‌های مخابراتی eLoran نیز بسیار آهسته به پیش می‌رود. در برخی از نقاط دنیا (نظیر آمریکا، انگلستان و کره جنوبی) ساخت سازه‌ها و برج‌های مخابراتی eLoran در دست انجام است. اما از سوی دیگر، STL دارای پوشش جهانی بوده و هم اکنون در دسترس همگان است. اگرچه STL از دقت کمتری نسبت به GNSS برخوردار است، لیکن از دو مزیت قابل توجه نسبت به GNSS برخوردار است:

۱- سیگنال STL تقریباً هزار برابر قویتر از سیگنال GNSS است و این امر به واسطه آن است که این سیستم ناوبری، به جای آنکه همانند GNSS در مدار MEO (در فاصله ۲۰ هزار الی ۲۵ هزار کیلومتری سطح زمین) قرار داشته باشد، در مدار LEO (در فاصله تقریباً ۸۰۰ کیلومتری سطح زمین) قرار دارد.

۲- به منظور مقابله با هرگونه فریب، سیگنال‌های STL به طور کامل رمزگذاری شده‌اند.

در جدول (۶) مقایسه‌ای میان قابلیت‌های سیستم‌های GNSS و سیستم STL صورت گرفته است.

جدول (۶) مقایسه میان قابلیت‌های سیستم‌های GNSS و STL		
عنوان قابلیت	ویژگی در سیستم GNSS	ویژگی در سیستم STL
دقت زمان نسبت به UTC	در مرتبه ۲۰ نانوثانیه	در مرتبه ۲۰۰ نانوثانیه
دقت موقعیت‌یابی	در مرتبه ۳ متر	در مرتبه ۳۰ الی ۵۰ متر
زمان لازم جهت اولین تثبیت TTFF	در مرتبه ۱۰۰ ثانیه	چند ثانیه جهت پوشش ۵۰۰ کیلومتری؛ ۱۰ دقیقه جهت پوشش کامل
ضد فریب	در GPS: فقط در کلاس نظامی در گالیله: (در آینده) برای سرویس عمومی PRS <sup>۲</sup>	دارد (به واسطه سیگنال رمزگذاری شده)
ضد جمینگ	به واسطه سیگنال ضعیف، به راحتی دچار جمینگ می‌شود.	دارد (به واسطه داشتن سیگنالی به میزان ۳۰ الی ۴۰ دسی‌بل قویتر)
پوشش جهانی	دارد؛ اما دقت در قطبین شمال و جنوب زمین ضعیف خواهد شد (البته در گلوناس، وضعیت دقت در عرض‌های جغرافیایی بالا، بهتر خواهد بود)	دارد؛ اما پوشش در قطبین شمال و جنوب زمین بیشتر خواهد بود.

<sup>۱</sup> Low Earth Orbiting

<sup>۲</sup> Public Regulated Service



از STL می‌توان همانند GNSS برای منظم‌سازی INS و ساعت اتمی در جهت دستیابی به یک موقعیت‌یابی، زمان‌سنجی و ناوبری مناسب استفاده نمود؛ در زمانی که تمامی سیگنال‌ها (اعم از GNSS و نیز STL و امثال آن) در دسترس باشند، می‌توان انتظار داشت که به بهترین دقت ناوبری ممکن دست یابیم. در زمانی که هر دو سیگنال GNSS و STL موجود و در دسترس باشند، به واسطه خاصیت ضدجمنگی و ضد فریبی موجود در سیگنال‌های STL، می‌توان از سیگنال‌های STL صرفاً برای صحه‌گذاری بر اعتبار سیگنال‌های GNSS استفاده نمود. در زمان عدم حضور سیگنال‌های GNSS و یا عدم اعتبار سیگنال‌های GNSS، می‌توان از سیگنال‌های STL برای محدودسازی رشد خطای شناوری محاسبات ناوبری، به خوبی استفاده نمود.

## ملاحظات و ملاک‌های انتخاب گیرنده GNSS

چندین پارامتر و ملاک در هنگام انتخاب و خرید یک گیرنده GNSS (نظیر گیرنده‌های GPS و امثال آن) دخیل هستند که از جمله مهم‌ترین آنها می‌توان به موارد ذیل اشاره نمود:

- ۱- دقت
- ۲- کاربرد
- ۳- عمر باتری
- ۴- آیت‌های قابل انتخاب برای DGPS
- ۵- سازگاری با نرم‌افزارهای اداری
- ۶- تنوع دستگاه مختصات‌های مورد استفاده
- ۷- تنوع فرمت‌های داده‌های ورودی و خروجی
- ۸- سادگی و سهولت استفاده و کاربر دوست بودن
- ۹- توانمندی کاهش خطا
- ۱۰- انعطاف‌پذیری
- ۱۱- کانال‌های  $L_1$  و  $L_2$  و کدهای مورد استفاده در محاسبات ناوبری
- ۱۲- خروجی‌های قابل ارائه برای دیگر تجهیزات
- ۱۳- توانمندی پساپردازش و یا توانمندی‌های بلادرنگ
- ۱۴- قیمت
- ۱۵- استحکام سازه‌ای بدنه
- ۱۶- آب‌بند بودن در مقابل نفوذ باران و آب و مایعات
- ۱۷- اندازه و وزن
- ۱۸- توانمندی رهگیری هر چه بیشتر ماهواره‌ها
- ۱۹- پشتیبانی فنی توسط سازنده
- ۲۰- حجم و تنوع و سادگی اسناد آموزشی ارائه شده توسط سازنده

## فهرست مراجع

- 1- Introduction to Global Navigation Satellite System (GNSS); D. Manandhar; The University of Tokyo; Jan 2018
- 2- Jamming and Spoofing of GNSS Signals – An Underestimated Risk?; A. Rugamer, Fraunhofer IIS, Germany Dirk KOWALEWSKI, NavXperience GmbH, Germany; May 2015
- 3- Direct Kalman Filtering of GPS/INS for Aerospace Applications; J. Wendel, C. Schlaile, Gert F. Trommer; University of Karlsruhe, Germany
- 4- Inertial Navigation System Analysis; K.R. Britting; New York: Wiley-Intersciences, 1971.
- 5- Jamming and Spoofing of Global Navigation Satellite Systems (GNSS); Intertanko, 2019.
- 6- Space Weather Effects on Global Navigation Satellite Systems; K. Groves, C. Carrano and P. Doherty; Institute for Scientific Research; Boston College; 2016.
- 7- Fundamentals of GPS Receivers, A Hardware Approach; D. Doberstein; Springer; 2012.

از همین نویسنده، کتاب دیگری در ۹۲۰ صفحه (همراه با تصاویر رنگی) منتشر شده است:

### مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری

از مفاهیم  
مقدماتی تا  
اصول کاربردی



مهدی صنیعی نژاد

### Handbook of Sensors, Instrumentation and Measurement Systems



From Preliminary Concepts Toward Applicable Principles

M. Saniei Nejad

مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری از مفاهیم مقدماتی تا اصول کاربردی

مهدی صنیعی نژاد

در بخش دوم به ارائه توضیحاتی در خصوص خصوصیات حیاتی، سنسورها و پاسخ دینامیکی آنها پرداخته شده است. در بخش سوم توضیحات مفصلی در خصوص هر یک از انواع سنسورها و تجهیزات اندازه‌گیری و نیز فیزیک حکم بر کارکرد آنها و پارامترهای مؤثر در طبقه‌بندی و کالیبراسیون آنها ارائه شده است. در میان مطالب مندرج در این کتاب سعی شده است تا به معرفی برخی انواع عملگرهای رایج در دنیای مهندسی پرداخته شود. مطالعه این کتاب به تمامی دانشجویان فارغ‌التحصیلان رشته‌های مهندسی، علوم پایه، پزشکی و زیست‌شناسی و کاربران سنسورها و تجهیزات و ابزارآلات اندازه‌گیری به‌ویژه متخصصین شغل در مراکز تحقیقاتی و تولیدی، پالایشگاه‌ها، مراکز توسعه فناوری و شرکت‌های دانش‌بنیان توصیه می‌شود.

امروزه استفاده از سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری به یک امر رایج در تجهیزات به کار رفته در دنیای مهندسی، علوم پایه، پزشکی و زیست‌شناسی و اتصالات تبدیل شده است. شاید به جرات بتوان گفت که پیشرفت فناوری و تجهیزات مدرین امروزی، بدون طراحی و تولید انواع مختلف سنسورها و ابزارآلات دقیق بی‌فایده و بی‌کار رفته در ساختار داخلی آنهاست. در بخش اول این کتاب، توضیحات مفصلی در خصوص مبانی و مفاهیم و کلیات اندازه‌گیری مرتبه یا سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری ارائه شده است تا کاربران این قبیل تجهیزات بتوانند از یک برداشت مشترک و صحیح نسبت به برخی عناوین و اصطلاحات رایج در دنیای سنسورها و تجهیزات اندازه‌گیری برخوردار شوند.



تقدیم به ساحت مقدس ائمه اطهار (ع) و بالخصوص ساحت مقدس آقا علی ابن موسی الرضا (ع)

بسیار خوشحال خواهم شد که از نقطه نظرات کسانی که از این مطالب بهره‌مند شده‌اند، مطلع شوم تا در نسخه‌های آتی، نقطه‌نظرات ایشان را مدنظر قرار داده تا روز به روز بر غنای علمی این اثر افزوده شود. این اثر جهت استفاده رایگان دانشجویان و محققین تالیف شده است؛ لذا خواهشمند است از استفاده انتفاعی از این اثر پرهیز نمایید.

ارادتمند همه دوستان، دانشجویان و اساتید، محققان و کارشناسان گرامی

مهدی صنیعی نژاد

ایمیل شخصی: CFD\_Group@Yahoo.COM