

# 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

مهدی صنّعی نژاد  
CFD\_Group@Yahoo.COM



## فهرست مطالب

|     |   |
|-----|---|
| ۶   | مقدمه‌ای در خصوص اهمیت ناوبری و روش‌های ناوبری  |
| ۸   | شرح مختصری بر «ناوبری مبتنی بر قطب‌نما»   |
| ۱۱  | شرح مختصری بر «ناوبری کور»  |
| ۱۳  | شرح مختصری بر «ناوبری ستاره‌ای»   |
| ۱۴  | شرحی بر «سیستم ناوبری اینرسی» یا در اصطلاح INS  |
| ۱۸  | برخی مزایای سیستم ناوبری اینرسی   |
| ۱۹  | برخی معایب سیستم ناوبری اینرسی  |
| ۲۲  | شرحی بر روش «مکانیزاسیون صفحه پایدار»   |
| ۲۵  | شرحی بر روش «مکانیزاسیون استرپ‌دان»   |
| ۲۵  | نکاتی در خصوص اندازه‌ی شتاب ثقل زمین و مدل ثقلی زمین  |
| ۲۷  | آشنایی با برخی منابع اصلی خطا در سیستم ناوبری اینرسی  |
| ۳۲  | شرح مختصری بر «ناوبری مبتنی بر امواج رادیویی»   |
| ۳۶  | معرفی «سیستم موقعیت‌یاب جهانی»، GPS، و «سیستم ماهواره‌ای ناوبری جهانی»، GNSS                                    |
| ۴۰  | معرفی وظایف و اجزای تشکیل‌دهنده «بخش کنترل» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS   |
| ۴۳  | معرفی سیستم تقویت داده‌ی مبتنی بر ماهواره، SBAS   |
| ۴۶  | معرفی وظایف و اجزای تشکیل‌دهنده «بخش فضایی» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS   |
| ۵۲  | شرحی بر توان سیگنال‌های دریافتی توسط گیرنده‌های GPS   |
| ۵۳  | اجزای تشکیل‌دهنده سیگنال ارسالی از سمت ماهواره GPS به سمت گیرندگان زمینی  |
| ۵۶  | شرحی بر چگونگی پرتاب ماهواره و قرارگیری آن در مدار مربوطه و مفهوم «سرعت گریز»                                   |
| ۵۸  | معرفی وظایف و اجزای تشکیل‌دهنده «بخش کاربری» سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS  |
| ۶۱  | مثلث‌سازی ماهواره‌ای چیست و چگونه با استفاده از آن می‌توان موقعیت را تعیین نمود؟                                |
| ۶۸  | بیان هندسی چگونگی مثلث‌سازی در سیستم موقعیت‌یاب جهانی در فضای سه‌بعدی   |
| ۷۰  | نگاه دقیق‌تر به چگونگی کارکرد گیرنده‌های GPS در سیستم موقعیت‌یابی جهانی   |
| ۷۳  | شرحی بر فرآیند مدولاسیون  |
| ۷۳  | معرفی «داده‌نگاری به روش جابجایی فاز باینری» یا در اصطلاح BPSK  |
| ۷۴  | چگونگی اندازه‌گیری فاصله‌ی زمانی یک گیرنده GPS از یک ماهواره GPS  |
| ۸۰  | بیان ساده‌ی محاسبات موقعیت‌یابی ماهواره‌ای  |
| ۸۳  | به دست آوردن معادله‌ی مربوط به شبه‌فاصله‌ی میان گیرنده‌ی I-AM از ماهواره‌ی J-AM و چگونگی حل معادلات موقعیت‌یابی |
| ۸۶  | تشریح هندسی (ترسیمی) نحوه‌ی موقعیت‌یابی ماهواره‌ای با استفاده از مثلث‌سازی                                      |
| ۹۰  | ویژگی عمومی سیگنال‌های GNSS و نیز ساختار انحصاری سیگنال GPS چگونه است؟  |
| ۹۲  | تفاوت میان کدگذاری (مدولاسیون کد) به روش CDMA و به روش FDMA   |
| ۹۴  | مقایسه‌ی میان آنتن‌های فعال و آنتن‌های غیرفعال در گیرنده‌های GNSS   |
| ۹۵  | مقایسه‌ی میان مهمترین ویژگی‌های GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU  |
| ۱۰۱ | معرفی مهمترین منابع بروز خطا در ناوبری ماهواره‌ای   |
| ۱۰۱ | 1- «خطای ساعت ماهواره»  |
| ۱۰۳ | 2- «خطای ساعت گیرنده GPS»   |

- 3- «خطای سالنمای نجومی هر ماهواره» ..... ۱۰۴
- 4- خطای ناشی از محدودیت‌های سخت افزاری و نرم افزاری گیرنده GPS ..... ۱۰۴
- 5- خطای ناشی از سرعت نسبی ماهواره نسبت به گیرنده GPS (خطای داپلر) ..... ۱۰۴
- 6- خطای ناشی از نویز گیرنده GPS ..... ۱۰۸
- 7- خطای ناشی از انسداد «خط دید»، LOS میان ماهواره و گیرنده GPS ..... ۱۰۸
- 8- خطای ناشی از بازتابش امواج الکترومغناطیسی ساطع شده توسط محیط اطراف ..... ۱۰۹
- 9- خطای ناشی از شکست سیگنال الکترومغناطیسی ارسالی از ماهواره در داخل اتمسفر ..... ۱۱۱
- 10- خطای ناشی از «لایه یونوسفر» و «لایه تروپوسفر» ..... ۱۱۲
- 11- خطای ناشی از وقوع طوفان‌های مغناطیسی خورشیدی ..... ۱۱۵
- جمع بندی اولیه برخی از مهمترین منابع ایجاد کننده خطای موقعیت یابی ماهواره‌ای ..... ۱۱۶
- آشنایی با خطای ناشی از «تضییع دقت» یا خطای DOP ..... ۱۱۸
- خلاصه‌ای از مهمترین منابع ایجاد کننده خطای موقعیت یابی ماهواره‌ای ..... ۱۲۳
- تفاوت میان گیرنده‌های تک‌فرکانسی و گیرنده‌های دوفرکانسی چیست؟ ..... ۱۲۴
- «نویز کد گیرنده» چیست؟ ..... ۱۲۵
- معرفی روش‌های اخذ اطلاعات توسط یک گیرنده GPS ..... ۱۲۶
- دسته‌بندی دقت محاسبات ناوبری در GPS ..... ۱۲۷
- ناوبری با استفاده از «تصحیح تفاضلی»، یا در اصطلاح DGPS ..... ۱۲۷
- معرفی ناوبری با استفاده از موقعیت فازی تفاضلی ..... ۱۳۵
- تشریح نحوه کارکرد سیستم‌های SBAS ..... ۱۳۵
- تشریح نحوه کارکرد سیستم‌های LAAS و GBAS ..... ۱۳۶
- تشریح خطای محاسبات سرعت توسط یک گیرنده GNSS ..... ۱۳۸
- بیان محاسباتی چگونگی به دست آوردن سرعت از روی خروجی‌های گیرنده‌های GNSS ..... ۱۳۸
- تخمین سرعت با استفاده از روش (الگوریتم) TDCP ..... ۱۴۲
- خلاصه‌ای از مهمترین مزایا و معایب استفاده از ناوبری با استفاده از GPS (و یا GNSS) ..... ۱۴۶
- بخش اول: مزایای استفاده از ناوبری به کمک GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS) ..... ۱۴۶
- بخش دوم: معایب استفاده از ناوبری به کمک GPS (و به طور کلی ناوبری به کمک GNSS) ..... ۱۴۷
- ناوبری تلفیقی چیست و چه مزایایی دارد؟ ..... ۱۵۲
- شرحی بر نحوه عملکرد «فیلتر کالمن» در تخمین داده‌های اندازه‌گیری شده و «تلفیق داده» ..... ۱۵۴
- معرفی انواع مختلف فیلتر کالمن در تلفیق داده‌های IMU/INS با سنسورهای کمک ناوبری ..... ۱۵۸
- 1- فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ شکننده یا ضعیف» ..... ۱۵۸
- 2- فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ مستحکم یا قوی» ..... ۱۵۸
- 3- فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ عمیق» ..... ۱۵۹
- مثالی در مورد استفاده از فیلتر کالمن جهت تصحیح خطاهای ناوبری اینرسی به کمک GPS ..... ۱۶۱
- آشنایی با معادلات ناوبری حاکم بر دینامیک شش درجه آزادی یک جسم متحرک ..... ۱۶۳
- شرحی بر فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم و غیرمستقیم ..... ۱۶۵
- نتایج یک شبیه‌سازی در خصوص اثربخشی هر یک از فرمولاسیون‌های مختلف فیلتر کالمن ..... ۱۷۰
- معرفی مبانی «جمنگ» و «فریب» در ناوبری GNSS و روش‌های تشخیص و مقابله با آنها ..... ۱۷۵

- ۱۷۵..... جمنینگ چیست؟
- ۱۸۱..... شرحی بر مفهوم «نسبت جمر به سیگنال (J/S)».
- ۱۸۶..... فریب چیست؟
- ۱۸۷..... تشخیص و تخفیف جمنینگ.
- ۱۹۱..... تشخیص و تخفیف فریب.
- ۱۹۳..... اگر لایه‌های دفاعی در مقابل جمنینگ یا فریب هم شکست خوردند، آنگاه چه کنیم؟
- ۱۹۹..... معرفی چند نوع گیرنده GNSS و ویژگی‌های آنها.
- ۲۰۲..... ملاحظات و ملاک‌های انتخاب گیرنده GNSS.
- ۲۰۳..... فهرست مراجع.



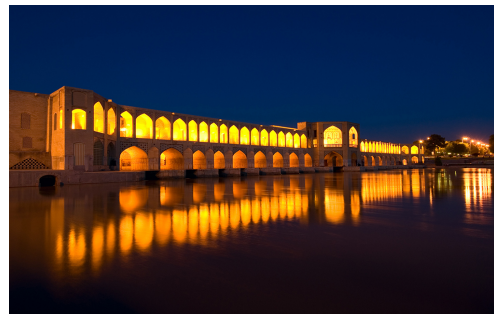
## فصل اول

# مقدمه‌ای در خصوص مبانی ناوبری و انواع روش‌های ناوبری

## مقدمه‌ای در خصوص اهمیت ناوبری و روش‌های ناوبری

در دنیای مدرن امروزی و در فرآیند هدایت و کنترل حرکت هواپیماها، کشتی‌ها، خودروها، روبات‌ها، ماهواره‌ها و امثال آن، همیشه از داده‌های ناوبری به عنوان ورودی حلقه‌های هدایت و کنترل آن جسم متحرک، 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> و وضعیت<sup>۴</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 واسط بین شهرها و روستاها و نیز در حین حرکت در داخل جنگل‌ها و کوه‌ها و بیابان‌ها و بالاخص دریاها بوده است؛ در قرن‌های گذشته، بشر عموماً از موقعیت خورشید، ماه و یا ستارگان و نیز از برخی علائم و شواهد (نظیر موقعیت فلان کوه و یا موقعیت فلان درخت و یا فلان دریاچه) برای ناوبری و یا تعیین موقعیت و راستای حرکت خود استفاده نموده است؛ در این روش ناوبری که در اصطلاح به آن «راهبری»<sup>۵</sup> نیز گفته می‌شود، از «مشخصه‌های بصری»<sup>۶</sup> برای تعیین موقعیت نسبی خود نسبت به برخی مشخصه‌های موجود در طبیعت / محیط اطراف (نظیر فلان کوه یا فلان درخت، فلان میدان، فلان ساختمان، فلان پل یا فلان برج، و یا حتی ستاره قطبی و امثال آن) به عنوان مشخصه‌های بصری با موقعیت ثابت نسبت به زمان استفاده می‌شود. این نوع روش ناوبری هنوز هم رایج بوده و بارها شده است که در هنگام آدرس دادن به شخصی و یا آدرس گرفتن از شخصی، از موقعیت نسبی نسبت به فلان موقعیت مشهور (مثلاً روی سی و سه پل اصفهان و یا جنوب حافظیه شیراز، ضلع شرقی برج میلاد تهران یا کنار مجسمه استاد شهریار در مقبره الشعراى تبریز و امثال آن) استفاده کرده‌ایم.



شکل (۱-۱) تماوبری از چند «مشخصه بصری» معروف و شناخته شده ملّی؛ چنانچه فردی به موقعیت خود نسبت به هر یک از این «مشخصه‌های بصری» استناد کند، با یک جستجوی ساده در شهر مورد نظر، به موقعیت دقیق وی دست خواهیم یافت.

<sup>۱</sup> Position

<sup>۲</sup> Orientation

<sup>۳</sup> Velocity

<sup>۴</sup> Attitude

<sup>۵</sup> Pilotage

<sup>۶</sup> Visual Landmarks

در دهه‌های ابتدایی قرن گذشته، یکی از روش‌های رایج و کلاسیک ناوبری هواپیماهای کلاسیک، استفاده از همین «مشخصه‌های بصری» مثلاً پرواز در امتداد فلان رودخانه و یا استناد به حضور فلان کوه در نزدیکی باند فرودگاه مورد نظر جهت نشست و برخاست بود. لیکن استفاده از مشخصه‌های بصری همیشه نیز کارآمد نبوده‌اند؛ به عنوان مثال، در قرون گذشته و بالاخص در آب و هوای ابری، استناد به موقعیت دقیق خورشید و ماه و ستارگان، دیگر ممکن نبوده و یا بسیار سخت بود<sup>۷</sup> و یا استفاده از علائم و شواهد نیز با برخی ریسک‌های جدی (نظیر اشتباه گرفتن فلان کوه یا فلان درخت با مرجع اصلی مورد نظر و یا از بین رفتن این علائم و شواهد در طول زمان و یا پس از وقوع سیل و زلزله و غیره) مواجه بودند.



**شکل (۱-۷)** در گذشته، استفاده از «مشخصه‌های بصری» نظیر استفاده از فصول جاده‌های مواصلاتی میان شهرها و یا امتداد رودها و یا سواحل در ناوبری هواپیماها و کشتی‌ها و امثال آن بسیار رایج بود. هرچند که به واسطهٔ متکی بودن این نوع ناوبری به مشاهدات عینی، هر عاملی که منجر به ایجاد افتلال در تشخیص این «مشخصه‌های بصری» شود (نظیر آب و هوای ابری و یا بروز سیل و امثال آن)، منجر به ایجاد افتلال در ناوبری نیز می‌گردید.



**شکل (۱-۸)** امروزه استفاده از تصاویر مرارتی و نیز دوربین‌های دید در شب منجر به آن شده است که کماکان استفاده از «مشخصه‌های بصری» در برخی انواع ناوبری (بالافص در ناوبری دریایی) کماکان امکان‌پذیر باشد.

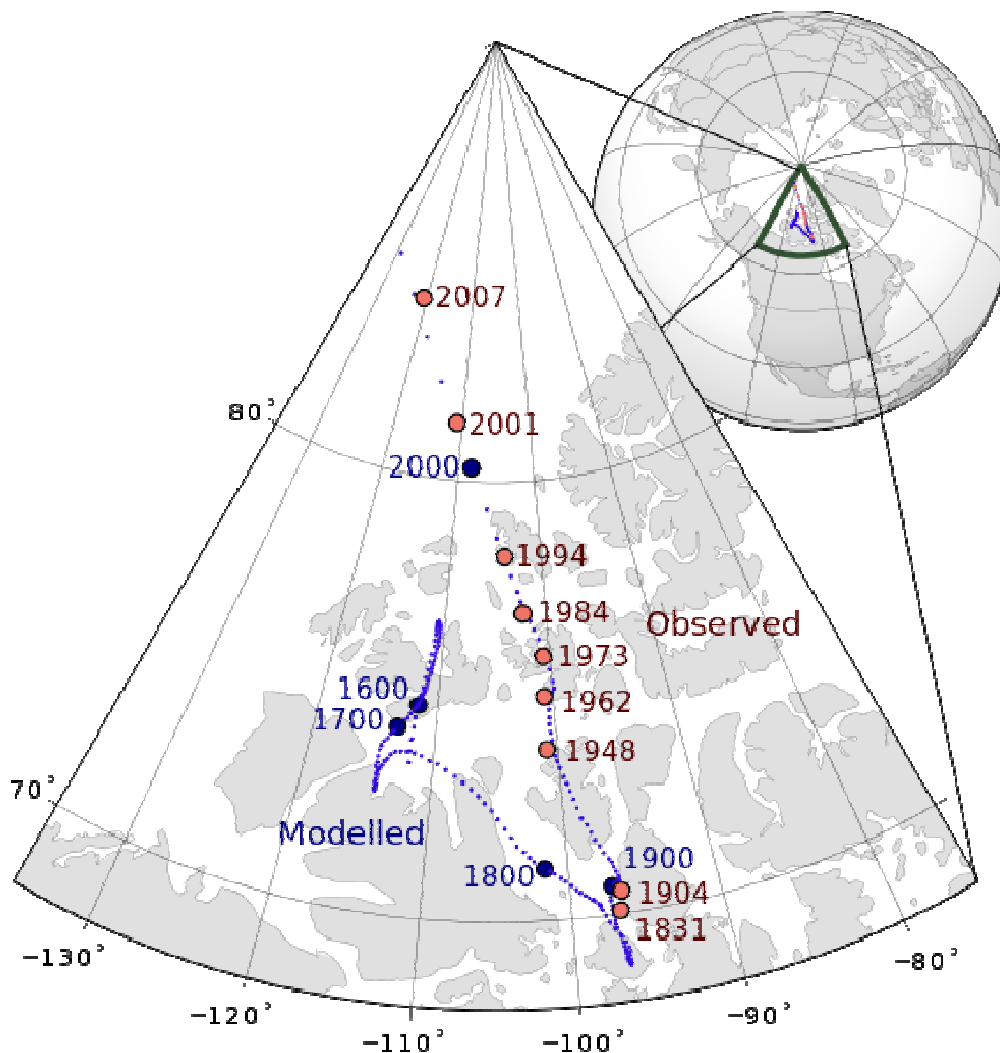
در ادامه به ارائه توضیحاتی در خصوص برخی روش‌های ناوبری و مزایا و معایب آنها خواهیم پرداخت.

<sup>۷</sup> بایستی توجه داشت که امروزه، در مبحث ناوبری ستاره‌ای، پیشرفت‌های چشم‌گیری حاصل 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.

## شرح مختصری بر «ناوبری مبتنی بر قطب‌نما»

اگرچه اختراع قطب‌نما، مشکلات اولیه بشر برای ناوبری 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 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 مبدا 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، در سال ۲۰۰۹ در موقعیت ۸۴/۹ درجه شمالی و ۱۳۱/۰۰ درجه غربی، در سال ۲۰۱۲ در موقعیت ۸۵/۹ درجه شمالی و ۱۴۷/۰۰ درجه غربی و در سال ۲۰۱۹ در موقعیت ۸۶/۴۴۸ درجه شمالی و ۱۷۵/۳۴ 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>۱</sup> نامیده می‌شود. این زاویه، امروزه در حدود ۱۱ الی ۱۲ درجه است.



شکل (۱-۱۴) تغییرات موقعیت فیزیکی قطب شمال مغناطیسی کره زمین از سال ۱۸۳۱ الی ۲۰۰۷ میلادی در قطب شمال کانادا

<sup>۱</sup> Magnetic Declination

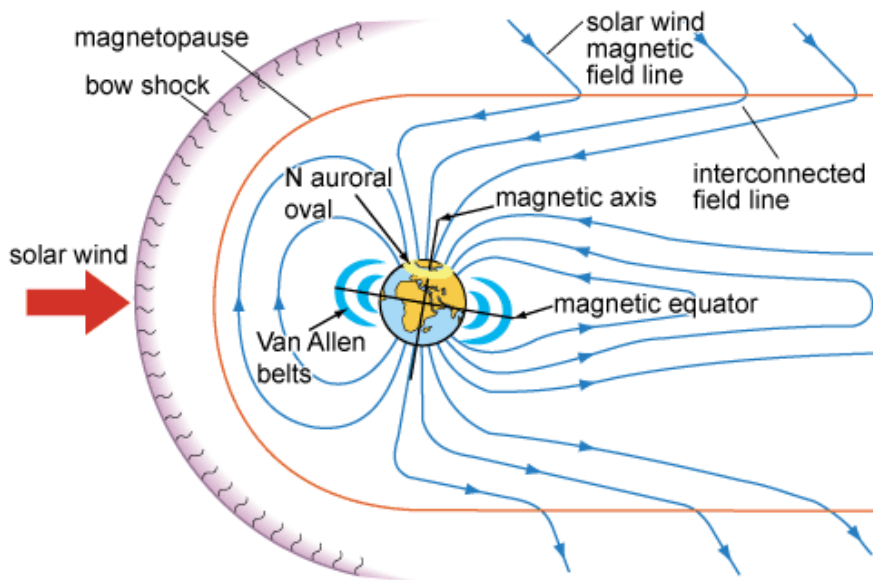


- همین تغییرات عیناً برای قطب جنوب مغناطیسی رخ داده است؛ در جدول (۱-۱) تغییرات طول و عرض جغرافیایی قطب شمال و قطب جنوب مغناطیسی در طول بیست سال گذشته نشان داده شده است.

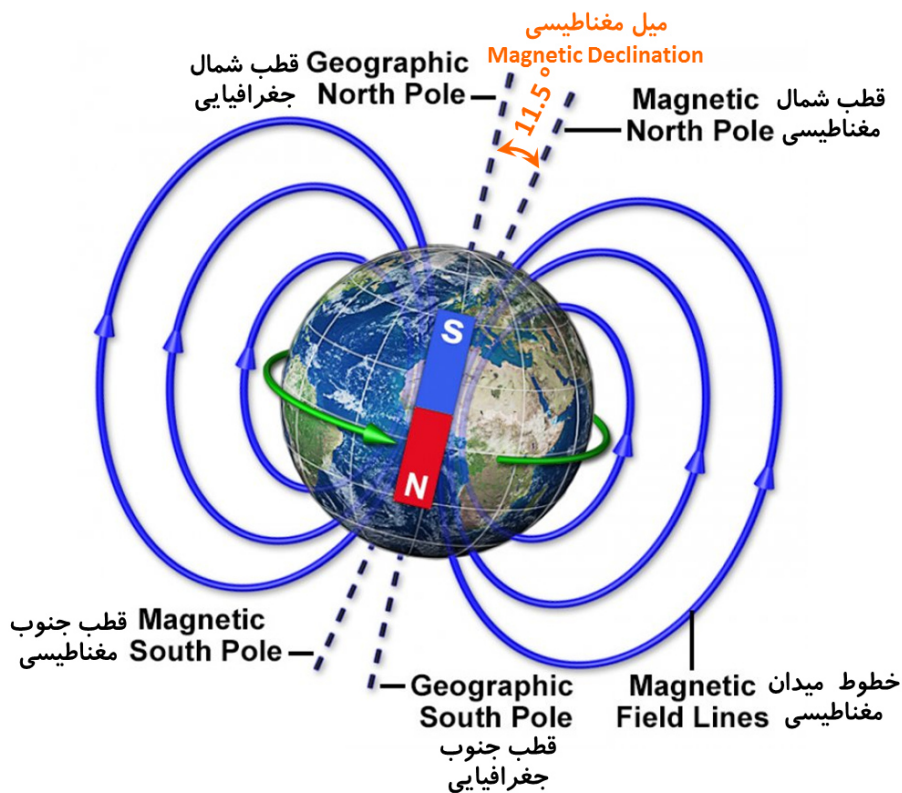
| جدول (۱-۱) تغییرات طول و عرض جغرافیایی قطب شمال و قطب جنوب مغناطیسی در طول بیست سال گذشته |                                 |                                 |                                 |                                 |
|---|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| سال میلادی  | عرض جغرافیایی قطب شمال مغناطیسی | طول جغرافیایی قطب شمال مغناطیسی | عرض جغرافیایی قطب جنوب مغناطیسی | طول جغرافیایی قطب جنوب مغناطیسی |
| 2000  | 80.972                          | 250.36                          | -64.661                         | 138.303                         |
| 2001  | 81.427                          | 248.992                         | -64.638                         | 138.211                         |
| 2002  | 81.879                          | 247.468                         | -64.615                         | 138.12                          |
| 2003  | 82.325                          | 245.769                         | -64.591                         | 138.029                         |
| 2004  | 82.762                          | 243.881                         | -64.568                         | 137.938                         |
| 2005  | 83.186                          | 241.782                         | -64.545                         | 137.848                         |
| 2006  | 83.602                          | 239.408                         | -64.523                         | 137.742                         |
| 2007  | 83.995                          | 236.784                         | -64.5                           | 137.637                         |
| 2008  | 84.363                          | 233.9                           | -64.477                         | 137.532                         |
| 2009  | 84.702                          | 230.751                         | -64.454                         | 137.428                         |
| 2010  | 85.02                           | 227.166                         | -64.432                         | 137.325                         |
| 2011  | 85.37                           | 222.596                         | -64.401                         | 137.176                         |
| 2012  | 85.676                          | 217.521                         | -64.37                          | 137.028                         |
| 2013  | 85.933                          | 211.982                         | -64.34                          | 136.881                         |
| 2014  | 86.138                          | 206.059                         | -64.309                         | 136.734                         |
| 2015  | 86.289                          | 199.975                         | -64.278                         | 136.586                         |
| 2016  | 86.395                          | 193.71                          | -64.245                         | 136.419                         |
| 2017  | 86.455                          | 187.413                         | -64.212                         | 136.253                         |
| 2018  | 86.471                          | 181.245                         | -64.179                         | 136.088                         |
| 2019  | 86.448                          | 175.346                         | -64.147                         | 135.924                         |
| 2020  | 86.391                          | 169.818                         | -64.114                         | 135.76                          |

- قطب‌نما قادر به ارائه موقعیت مطلق و یا سرعت نمی‌باشد؛ در حالی که امروزه به شدت به پارامترهایی مانند 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 ۰/۱ درجه هستند؛ در حالی که در ناوبری مدرن امروزی، نیاز به دقت‌ها و رزولوشن‌های به مراتب ریزتر (مثلاً در مرتبه ۰/۰۰۱ 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 (مثلاً در اثر وقوع طوفان‌های خورشیدی<sup>۹</sup> و یا در مجاورت خطوط میدان‌های مغناطیسی ناشی از عبور سیم‌های برق فشار قوی در نزدیکی قطب‌نما) است.

<sup>۹</sup> Solar Winds



شکل (۱-۵) شماتیکی از وقوع یک طوفان فورشیدی و پیچونگی تاثیر آن بر روی میدان مغناطیسی زمین؛ وقوع طوفان مغناطیسی فورشیدی، منجر به برهم‌ریختن الگوی مغناطیسی زمین و به تبع آن منجر به تضییع اندازه‌گیری راستای قطب شمال مغناطیسی کره زمین فواید شد.



شکل (۱-۶) قطب شمال جغرافیایی و قطب شمال مغناطیسی، دو مفهوم کاملاً متفاوت و مجزا از هم هستند؛ قطب شمال جغرافیایی - که همان قطب شمال معروف و بسیار سرد و ممل زندگی اسکیموها است - در شمالی‌ترین نقطه زمین قرار داشته و ممل عبور ممور دوران زمین است. موقعیت جغرافیایی قطب شمال جغرافیایی، کاملاً ثابت و یک مرجع بسیار مناسب برای اندازه‌گیری در ناوبری است؛ لیکن موقعیت جغرافیایی قطب شمال مغناطیسی، کاملاً متغیر نسبت به زمان بوده و هر سال ۷/۳۴ کیلومتر جابجا می‌شود. به زاویه میان قطب شمال جغرافیایی (شمال حقیقی) و قطب شمال مغناطیسی که در این شکل با عدد ۱۱/۵ درجه (و در برفی از مراجع با عدد ۱۱ یا ۱۲ درجه) نشان داده شده است، «میل مغناطیسی» گفته می‌شود.

## شرح مختصری بر «ناوبری کور»<sup>۱۰</sup>

روش دیگر برای ناوبری، استفاده از «ناوبری کور» است؛ این روش بر مبنای دانستن موقعیت شروع حرکت، به علاوه اطلاعاتی در خصوص راستای حرکت (یک راستا و یا در اصطلاح آزیموث<sup>۱۱</sup> از پیش تعیین شده) به علاوه تخمینی از اندازه سرعت بنا نهاده شده است<sup>۱۲</sup>: 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 شده ایم. 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.
- ۳- در جابجایی‌های کوتاه مدت طی شده در باران و مه و شب (که ممکن است مشخصه‌های بصری محیطی به خوبی و یا به درستی دیده نشوند) 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. به بیان دیگر، از آنجا که برای ناوبری، نیاز به دانستن «موقعیت دقیق نقطه شروع حرکت» یا به عبارت بهتر «موقعیت نقطه قبلی» دارید؛ همین امر منجر به آن می‌شود که هر گونه خطا در تعیین موقعیت نقطه قبلی، رفته‌رفته و برای موقعیت نقاط بعدی، بر روی هم انباشته گردد.

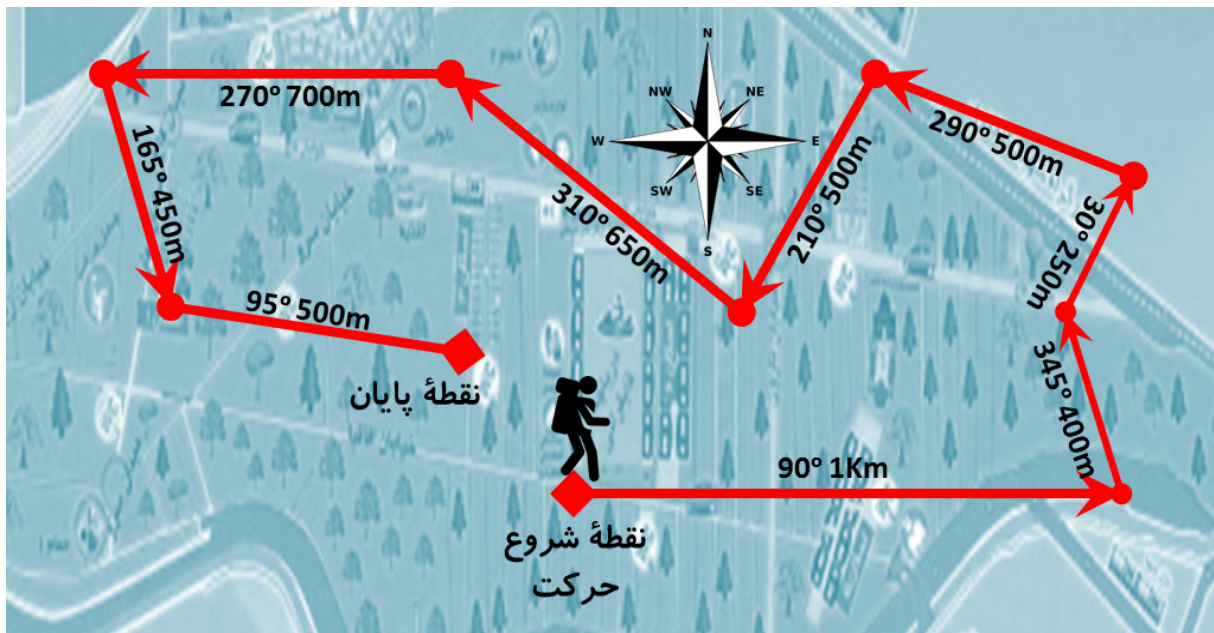
جهت درک هر چه بهتر مفهوم ناوبری کور و خطاهای مرتبط با آن، فردی را در نظر بگیرید که همانند آنچه که در شکل (۱-۷) نشان داده شده است، قصد دارد با طی نمودن تمام ۹ قطعه پاره‌خط مختلف و مطابق با نقشه ارائه شده از یک پارک و حرکت در فواصل و زوایای مختلف نسبت به جهات جغرافیایی، مجدداً به نقطه شروع اولیه خود در 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 کاملاً بدیهی است که بر خلاف تصور این فرد، به نقطه‌ای کاملاً متفاوت و در بهترین شرایط، در چند متری 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» است. در آینده خواهیم دید که خطای محاسباتی سیستم‌های ناوبری اینرسی، INS<sup>۱۳</sup>، در زمره خطاهای ناوبری کور محسوب می‌شود.

<sup>۱۰</sup> Dead Reckoning Navigation

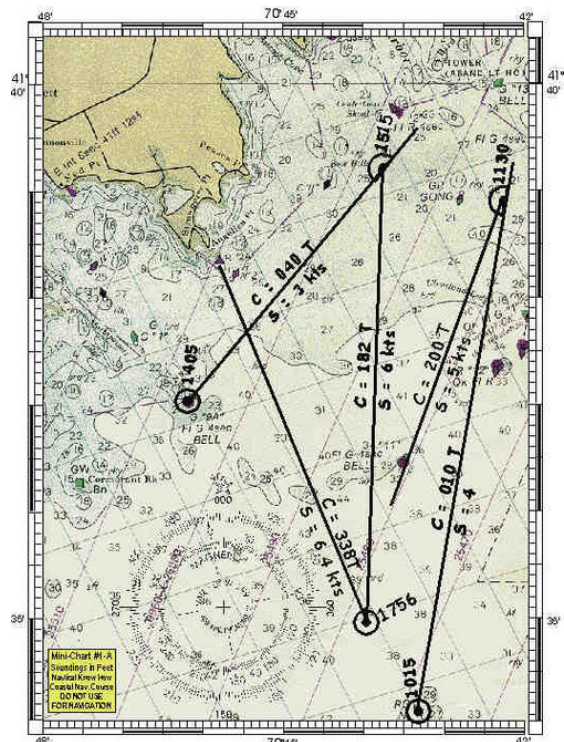
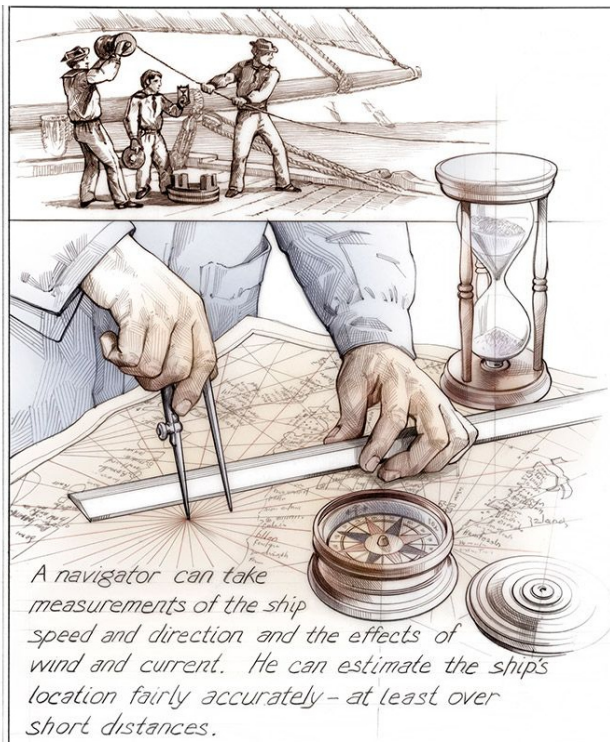
<sup>۱۱</sup> Azimuth

<sup>۱۲</sup> - زاویه آزیموث یا سمت، به زاویه میان راستای شمال تا یک راستای مشخص و اندازه‌گیری شده در راستای چرخش عقربه‌های ساعت گفته می‌شود.

<sup>۱۳</sup> Inertial Navigation System



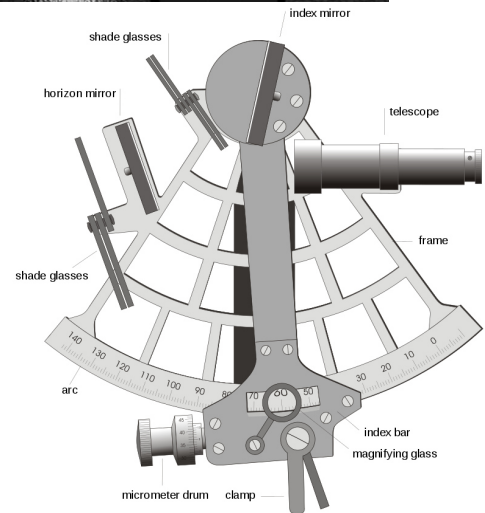
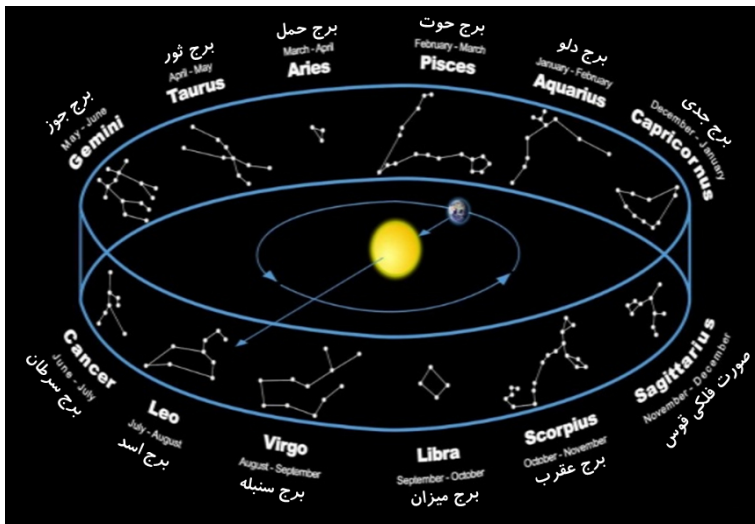
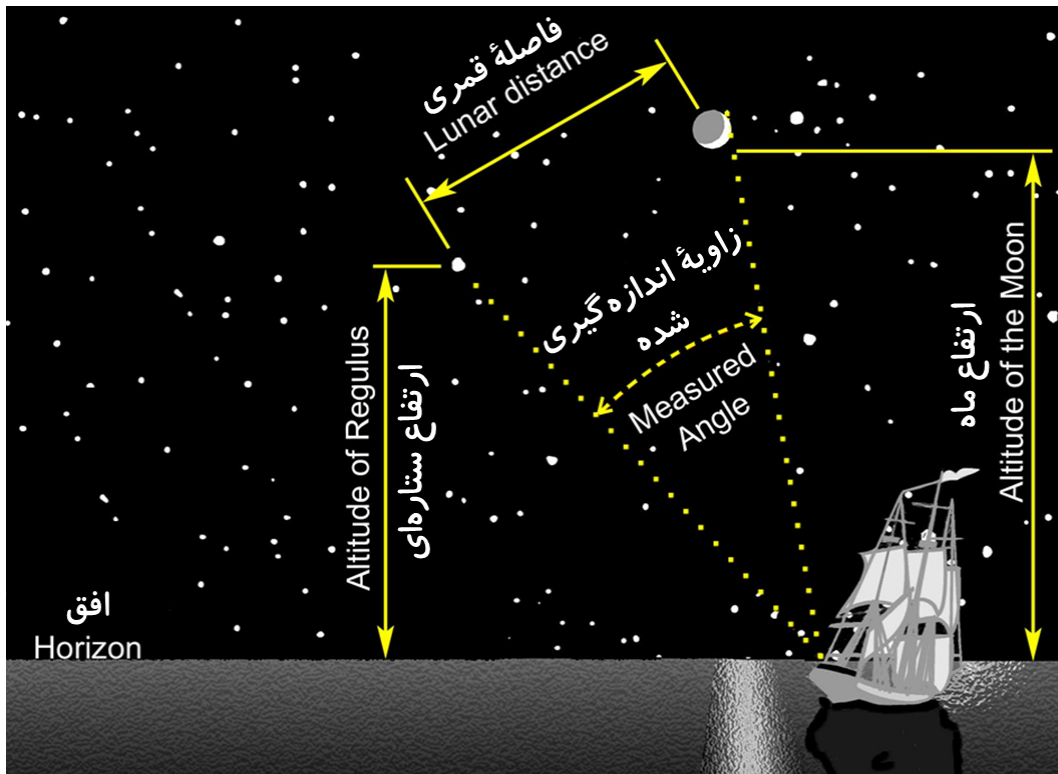
شکل (۷-۱) شماتیکی از میزان فضای ناوبری ناشی از فضاهاى جزئى و تجمیعی در ناوبری کور؛ فرد مورد نظر، به تصور خود، قرار بود که پس از اتمام مسیر، به نقطه شروع اولیه خود برسد، اما از نقطه دیگری غیر از نقطه شروع اولیه سر در آورده است.



شکل (۸-۱) در قرون گذشته، یکی از مشکلات رایج در ناوبری دریایی، پدیده ناوبری کور در مین دریانوردی و حرکت بر روی دریا در زمانها و مسافتهای طولانی بود که هرگونه فضا در اندازه گیری سرعت و راستای حرکت کشتی، به صورت تجمیعی و ساعت به ساعت و روز به روز، بر روی هم جمع شده و چنانچه از دیگر روشهای کمک ناوبری نظیر ناوبری ستاره ای استفاده نمی گردید و یا از مشفصه های بصری موجود مثل دیدن فلان جزیره و امثال آن استفاده نمی شد، گم شدن کشتی در دریا قطعی بود. شاید بتوان گفت که یکی از نتایج بروز فضا در محاسبات ناوبری، کشف قاره آمریکا بود!

## شرح مختصری بر «ناوبری ستاره‌ای»<sup>۱</sup>

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



**شکل (۹-۱)** شکل بالا: شماتیکی از چگونگی استفاده از ستارگان و ماه جهت ناوبری ستاره‌ای؛ شکل پایین راست: تصویری از یک جایاب<sup>۲</sup> (نوعی سُدس) ستاره‌شناسی است که در گذشته برای تعیین موقعیت ستارگان در آسمان استفاده می‌گردید. شکل پایین چپ: تصویری از چندین صورت 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.

<sup>۱</sup> Celestial Navigation

<sup>۲</sup> Sextant

## شرحی بر «سیستم ناوبری اینرسی» یا در اصطلاح INS

نوع دیگری از ناوبری، که در ناوبری مدرن امروزی نیز بسیار رایج است، «سیستم ناوبری اینرسی» یا در اصطلاح INS است؛ چنانچه در یک ناوبری، از «سنسورهای اینرسی<sup>۱</sup>» استفاده گردد، به آن نوع ناوبری، در اصطلاح «ناوبری اینرسی» گفته می‌شود؛ با استفاده از سنسورهای اینرسی، عموماً شتاب‌های خطی و سرعت‌های زاویه‌ای اندازه‌گیری می‌شوند. این اندازه‌گیری نسبت به «دستگاه مختصات اینرسی<sup>۲</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>۳</sup>» و «جایروها<sup>۴</sup>» (عموماً «جایروهای نرخ<sup>۵</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 حول زمین در حال چرخش باشد) نمی‌تواند ورودی قابل تشخیصی داشته باشد. جایروها نیز سنسورهایی برای اندازه‌گیری میزان چرخش<sup>۶</sup> (اعم از میزان زاویه یا میزان نرخ زاویه‌ای) هستند؛ همانطور که از نام جایروهای نرخ مشخص است، این سنسورها، اندازه‌گیرنده «نرخ چرخش<sup>۷</sup>» یا همان «سرعت زاویه‌ای<sup>۸</sup>» هستند. در مقابل، «جایروهای انتگرال‌گیرنده<sup>۹</sup>» نیز وجود دارند که به آنها در اصطلاح «جایروهای تماماً زاویه‌ای<sup>۱۰</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>۱۱</sup> بر یکدیگر» نصب شده باشند، در اصطلاح «واحد اندازه‌گیری اینرسی» یا در اصطلاح IMU<sup>۱۲</sup> گفته می‌شود. در شکل (۱-۱۰) تصاویری از دو عدد IMU مورد استفاده در صنعت نشان داده شده است.



**شکل (۱-۱۰) سمت راست:** تصویری از یک IMU با فناوری MEMS<sup>۱۳</sup> با شش عدد فروجی در سه کانال فطی و سه کانال زاویه‌ای؛ سمت چپ: تصویری از یک IMU با فناوری «فیبر نوری» با شش عدد فروجی در سه کانال فطی و سه کانال زاویه‌ای.

<sup>۱</sup> Inertial Sensors

<sup>۲</sup> Inertial Reference Frame

<sup>۳</sup> Accelerometers

<sup>۴</sup> Gyros

<sup>۵</sup> Rate Gyros

<sup>۶</sup> Rotation

<sup>۷</sup> Rotation Rate

<sup>۸</sup> Angular Velocity

<sup>۹</sup> Integrating Gyros

<sup>۱۰</sup> Whole Angle Gyros

<sup>۱۱</sup> Orthogonal

<sup>۱۲</sup> Inertial Measurement Unit

<sup>۱۳</sup> Micro Electro Mechanical System

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

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

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 محاسبه شده  $\vec{x}(t_2)$ » در پایان بازه زمانی  $\Delta t$  در همان راستای «شتاب اندازه گیری شده  $\vec{a}$ » دست یافت:

$$\vec{x}(t_2) = \iint_{\Delta t=t_2-t_1} \vec{a} dt + \vec{x}(t_1) \quad (2-1)$$

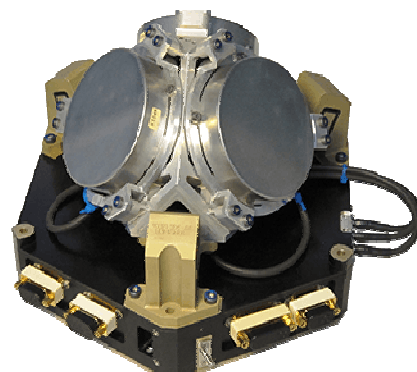
به همین ترتیب و با یک بار انتگرال گیری از «نرخ زاویه اندازه گیری شده  $\dot{\theta}$ » توسط سنسور جابجایی در یکی راستای مشخص و البته با دانستن اندازه «زاویه اولیه  $\theta(t_1)$ » در همان راستای نرخ زاویه اندازه گیری شده، می توان به اندازه «زاویه محاسبه شده  $\theta(t_2)$ » در پایان بازه زمانی  $\Delta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

$$\theta(t_2) = \int_{t_1}^{t_2} \dot{\theta} dt + \theta(t_1) \quad (3-1)$$

در شکل های (۱۱-۱) و (۱۲-۱) تصاویری از سنسورهای شتاب سنج و سنسورهای جابجایی نشان داده شده است.<sup>۱</sup>



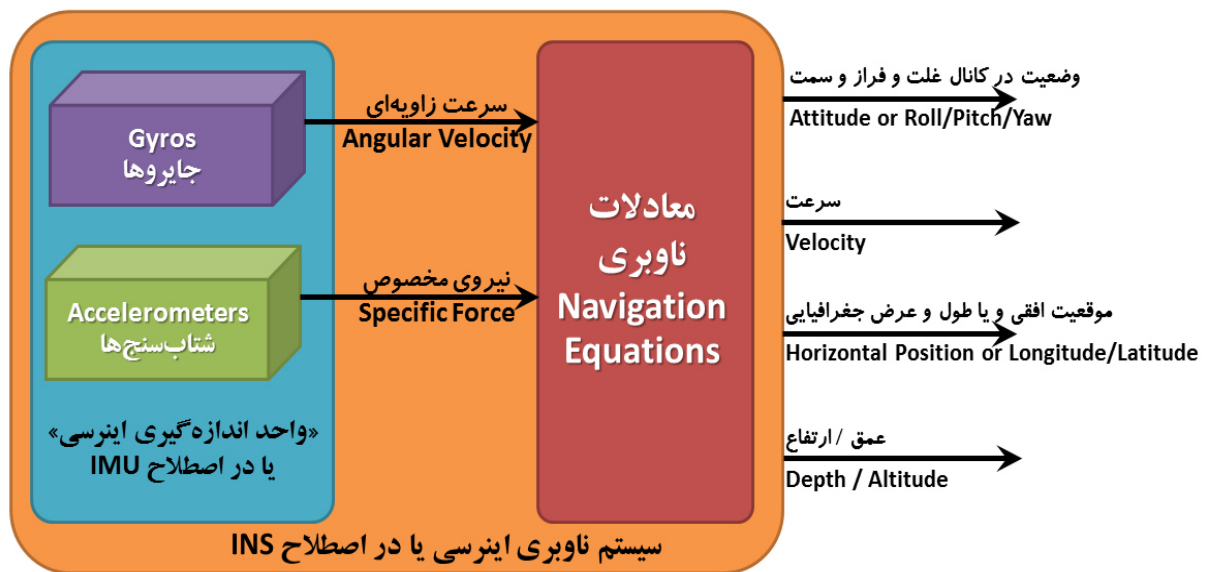
**شکل (۱۱-۱) سمت راست: شماتیکی از یک شتاب سنج ۳ مموره مورد استفاده در اندازه گیری شتاب خودروها با بازه دینامیکی  $\pm 4g$  سمت چپ: شماتیکی از یک شتاب سنج ۳ مموره فازی با بازه دینامیکی  $\pm 2g$  الی  $\pm 200g$**



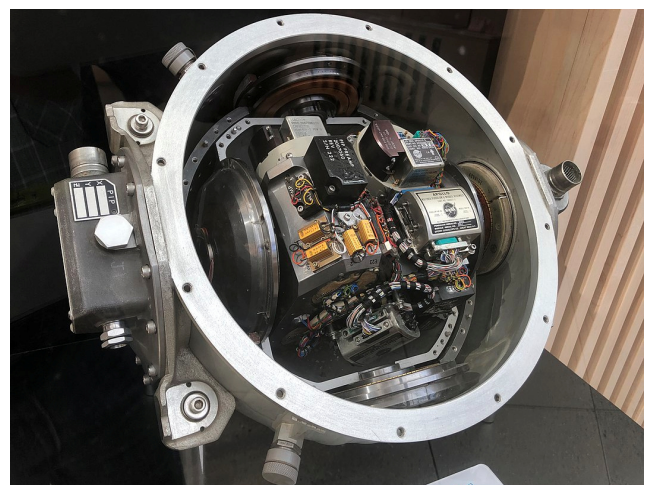
**شکل (۱۲-۱) سمت راست: شماتیکی از یک جابجایی نرفی با فناوری فیبر نوری و با کاربرد فضایی و با فضای دررفت (شناوری) بسیار اندک و در مرتبه  $1 \text{ Arcsec/hr}$ ؛ سمت چپ: شماتیکی از یک جابجایی نرفی با فناوری MEMS.**

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

برای انجام محاسبات ناوبری نسبت به دستگاه مختصات اینرسی، ابتدا لازم است تا به طور دائم، جهتی را که شتاب‌سنج‌ها به سمت آن نشانه رفته‌اند (و به بیان دیگر، جهتی را که بایستی انتگرال‌گیری نسبت به آن انجام شود)، را به دقت محاسبه و به صورت لحظه به لحظه تعقیب نماییم؛ در همین راستا، حرکت دورانی جسم نسبت به دستگاه مختصات اینرسی را می‌توان با استفاده از سنسورهای جایرو (اعم از جایروهای زاویه‌ای یا نرخ‌ی) 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 جمع‌یک 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 یک انتگرال‌گیرنده است. در شکل (۱-۱۳) شماتیکی از چگونگی محاسبات اینرسی در سیستم ناوبری اینرسی، INS، نشان داده شده است.



شکل (۱-۱۳) شماتیکی از چگونگی محاسبات اینرسی در سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS



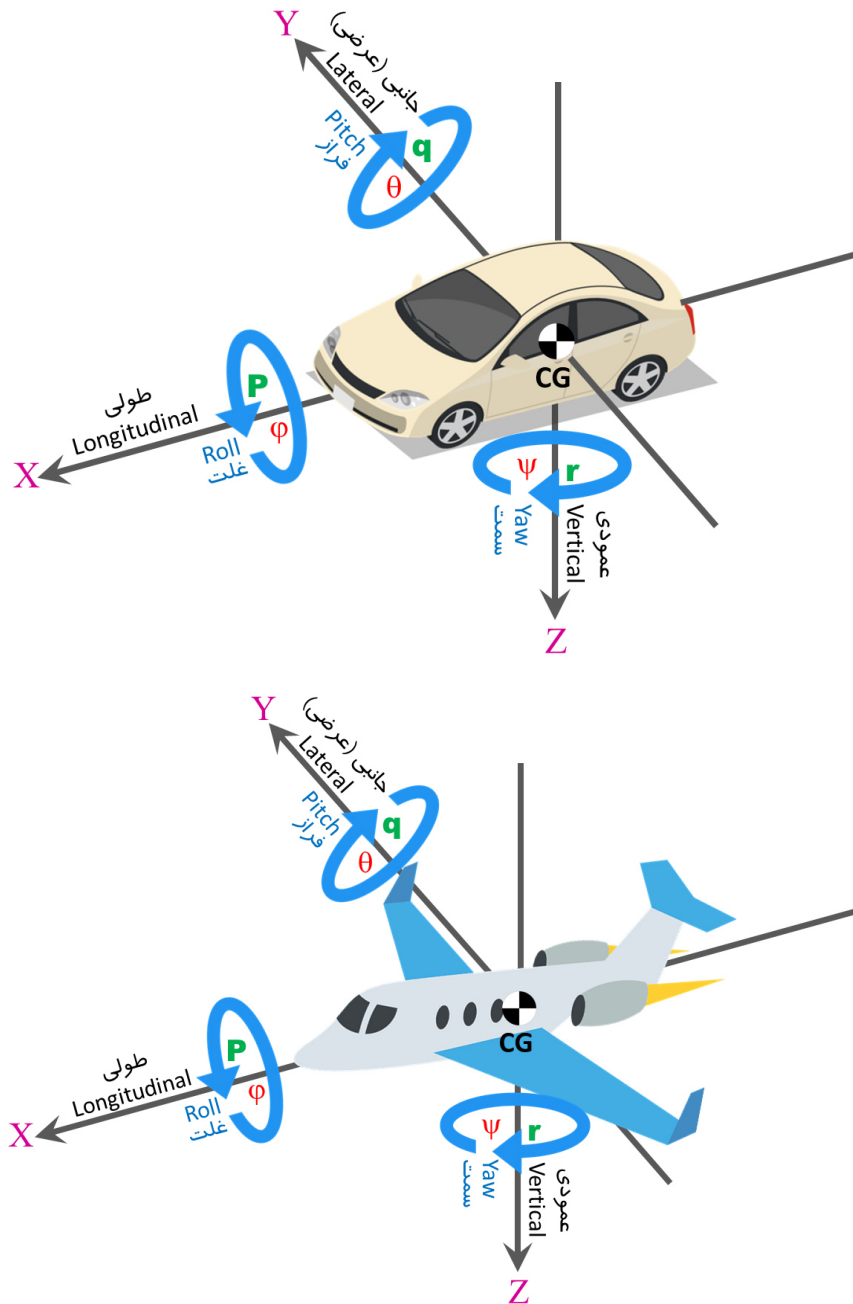
شکل (۱-۱۴) سمت راست: تصویری از «واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU» متعلق به فضاییمای آپولو؛ سمت چپ: تصویری از «واحد مرجع اینرسی یا در اصطلاح IRU»<sup>۲</sup> که اسم دیگری برای «واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU» است.

<sup>۱</sup> Navigation Equations

<sup>۲</sup> Inertial Reference Unit



در شکل (۱-۱۵) نیز شماتیکی از یک واحد اندازه گیری 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>۱</sup> و فراز<sup>۲</sup> و سمت<sup>۳</sup>) و به طور کلی در شش درجه آزادی قابل تصور برای جسم مورد نظر، اندازه گیری شوند تا بعداً و با استفاده از یک پردازشگر، از این داده‌های اندازه گیری شده برای محاسبات ناوبری استفاده نمود.



**شکل (۱-۱۵)** شماتیکی از دستگاه مפתحات اینرسی نصب شده بر روی مرکز ثقل هر جسم متمرک؛ به جهت حرکت فطی طولی، x، جانبی (عرضی)، y، و عمودی، z، توجه نمایید؛ همچنین به جهت حرکت دورانی غلت به میزان  $\varphi$  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 توجه نمایید.

<sup>۱</sup> Roll

<sup>۲</sup> Pitch

<sup>۳</sup> Heading

## برخی مزایای سیستم ناوبری اینرسی

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 خروجی» در این سیستم، بسیار بالا (معمولاً ۱۰۰ هرتز و بالاتر) است؛ به بیان دیگر، تقریباً در هر لحظه از محاسبات ناوبری توسط این روش ناوبری، یک خروجی مشخص و معنادار قابل حصول است. این مزیت، زمانی که بدانیم «نرخ به روز رسانی اطلاعات» خروجی دیگر سیستم‌های ناوبری شناخته شده نظیر GPS و امثال آن، 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؛ این موضوع زمانی اهمیت پیدا می‌کند که بدانیم در برخی از سیستم‌های ناوبری، بارش باران و برف و یا حتی ابری بودن هوا، بر روی دقت و کیفیت اطلاعات خروجی سیستم ناوبری تأثیرات منفی به همراه دارد. البته در برخی از سیستم‌های ناوبری اینرسی، «واحد اندازه‌گیری اینرسی»، یا همان IMU، مجهز به سیستم‌های کنترل دما است تا از هرگونه تأثیرات احتمالی تغییرات دمای محیطی (مثلاً تغییر دما در طول تغییر فصول مختلف 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 نوع کمک خارجی احتیاج ندارد؛ به بیان دیگر، 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 و یا جمینگ<sup>۲</sup> شوند - وابسته نمی‌باشد.
- ۵- این نوع ناوبری می‌تواند در داخل تونل، زیر آب یا هر جای دیگر مورد استفاده قرار گیرد. اما در سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای، همین موضوع، یکی از بزرگترین محدودیت‌های سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای است. هر چند به روش‌هایی که در ادامه توضیح داده شده است، می‌توان این محدودیت‌ها را با استفاده از برخی تجهیزات کمکی خاص - که در ادامه همین جزوه، نحوه عملکرد برخی از آنها توضیح داده شده است - تا جای ممکن کاهش داد.
- ۶- این نوع ناوبری ذاتاً برای اجرای الگوریتم‌های هدایت و کنترل وسیله میزبان مناسب است. لذا حضور این نوع ناوبری را در اغلب سیستم‌های هدایت و کنترل تجهیزات ناوبری 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، اندازه‌گیری می‌نمایند.
- ۸- این نوع ناوبری، در اندازه‌گیری بردار آزیموت و بردار عمودی بسیار دقیق است.
- ۹- مشخصه‌های خطای این نوع ناوبری کاملاً شناخته شده بوده و به راحتی قابل مدل کردن هستند تا بتوان از این مدل‌های خطا، جهت تصحیح خطای ناوبری در طول زمان استفاده نمود.
- ۱۰- این نوع ناوبری در «ناوبری تلفیقی»<sup>۳</sup> به خوبی کار می‌نماید.<sup>۱</sup>

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

<sup>۲</sup> Jamming

<sup>۳</sup> Integrated Navigation

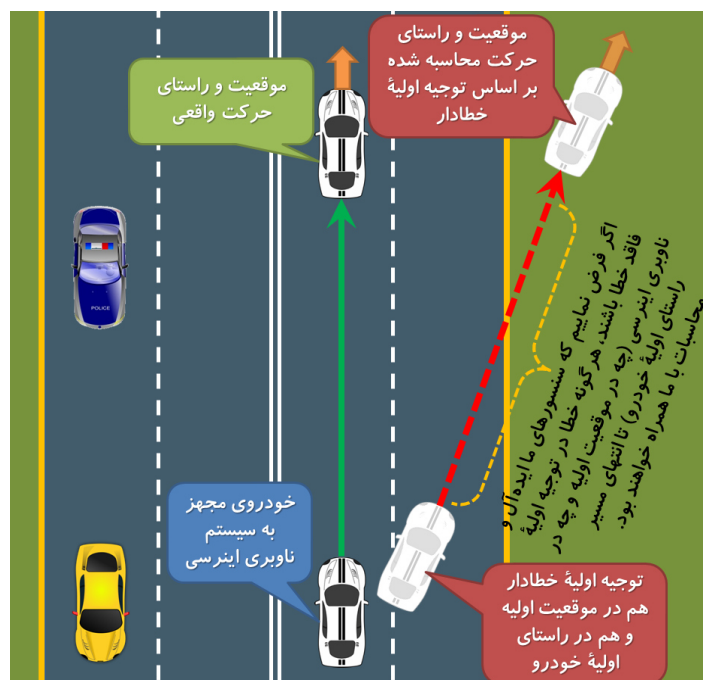
## برخی معایب سیستم ناوبری اینرسی

اگرچه سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS، یکی از روش‌های مدرن جهت موقعیت‌یابی و یا تعیین راستا در سیستم‌های مدرن ناوبری است، لیکن دارای معایبی نیز بوده که از جمله مهم‌ترین آنها می‌توان به موارد ذیل اشاره نمود:

۱- دقت خروجی محاسبات تجهیزات به کار برنده ناوبری اینرسی، به واسطه آنکه در زمره روش‌های «ناوبری

کور» محسوب می‌شوند، به چند دلیل، برای ناوبری‌های مدرن امروزی چندان جذاب نمی‌باشد:

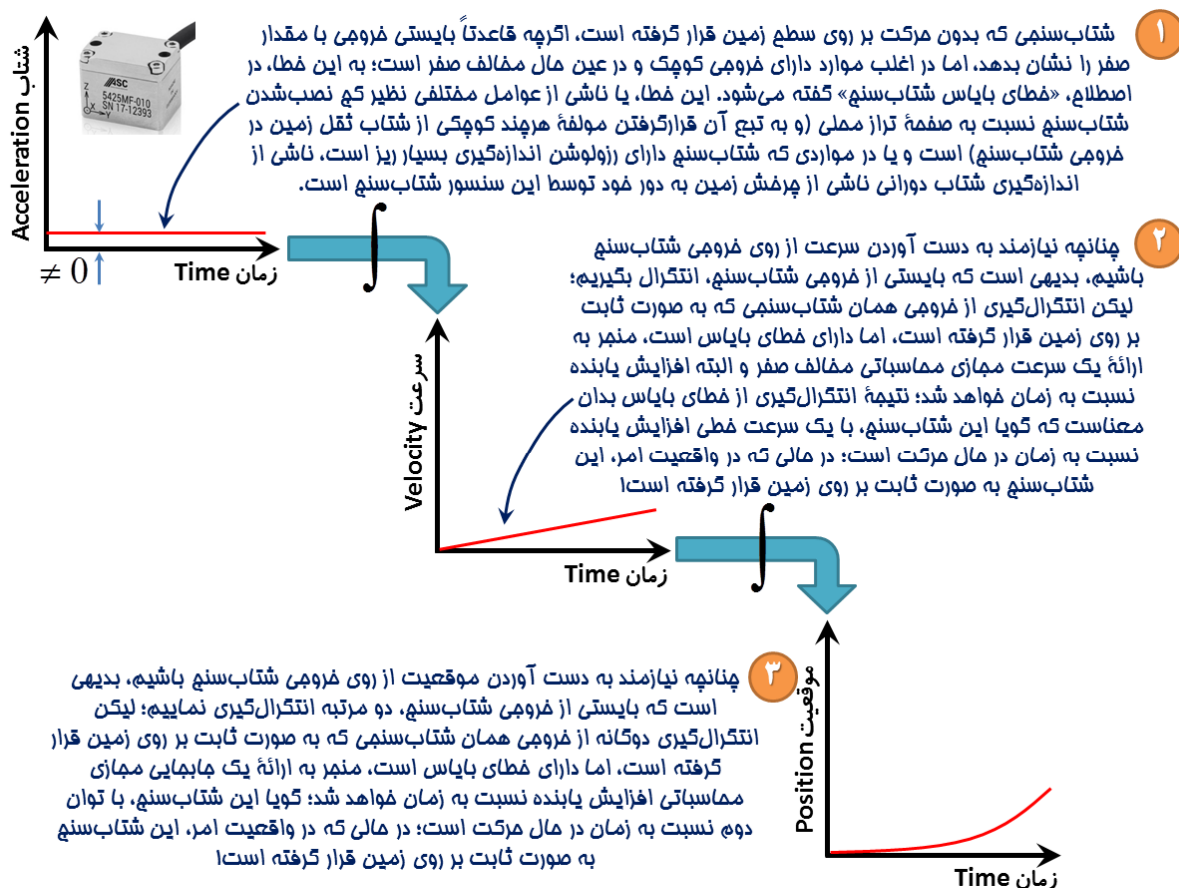
- اولاً در این نوع روش ناوبری، دقت محاسبات ناوبری که بر اساس انتگرال‌گیری از خروجی سنسورهای اینرسی (نظیر جایروها و شتاب‌سنج‌ها) بنا نهاده شده است و خروجی محاسبات ناوبری (اعم از سرعت و یا موقعیت و نیز زوایای وضعیتی نظیر غلت و فراز و سمت) بسیار وابسته به دقت و رزولوشن و قطعیت شرایط اولیه تعریف شده برای (۱) «موقعیت اولیه  $\vec{x}(t_1)$ » جسم متحرک (۲) «سرعت اولیه  $\vec{V}(t_1)$ » جسم متحرک و (۳) «زاویه اولیه  $\theta(t_1)$ » جسم متحرک (به عنوان شرایط اولیه مورد نیاز در انتگرال‌گیری معین از خروجی سنسورهای نصب شده بر روی جسم متحرک مورد نظر) خواهد بود. به فرآیند تعیین مقدار و تخصیص این سه «مقدار اولیه»، در اصطلاح «توجیه اولیه<sup>۲</sup> سنسورهای ناوبری» گفته می‌شود. دقت در «توجیه اولیه سنسورهای ناوبری» آنقدر مهم است که هرگونه خطا در دقت و قطعیت شرایط اولیه این سنسورها و نیز هرگونه ضعف در اندازه‌گیری و گزارش کمیت‌های اندازه‌گیری شده با رزولوشن مطلوب (به عنوان منابع خطا و یا بروز مشکل در توجیه اولیه سنسورهای ناوبری)، در صورتی که توسط دیگر روش‌های کمک ناوبری اصلاح نشوند، تا انتهای زمان انتگرال‌گیری به همراه ما خواهند آمد و در نتیجه منجر به تضییع دقت و اعتبار محاسبات ناوبری در طول حرکت جسم مورد نظر خواهند شد.



**شکل (۱-۱۶) در سیستم‌هایی که صرفاً مجهز به سیستم ناوبری اینرسی و سنسورهای اینرسی هستند، هرگونه خطا در دقت و قطعیت شرایط اولیه این سنسورها و نیز هرگونه ضعف در اندازه‌گیری و گزارش کمیت‌های اندازه‌گیری شده با رزولوشن مطلوب، در صورتی که توسط دیگر روش‌های کمک ناوبری اصلاح نشوند، تا انتهای زمان انتگرال‌گیری به همراه ما خواهند آمد و در نتیجه منجر به تضییع دقت و اعتبار محاسبات ناوبری در طول حرکت جسم مورد نظر خواهند شد.**

<sup>۱</sup> در خصوص ناوبری تلفیقی، در ادامه توضیحاتی ارائه شده است.

ثانیاً به واسطه آنکه در خروجی این سنسورها، خطاهایی از جنس بایاس<sup>۱</sup> (بالاخص در خروجی شتابسنجها) و خطاهایی از جنس شناوری (بالاخص در خروجی جایروها) وجود دارد، لذا به واسطه نیاز به انتگرال‌گیری از خروجی شتابسنجها و جایروهای نرخی، خطا در این نوع روش ناوبری، به شدت افزایش‌یابنده و در اصطلاح تجمعی<sup>۲</sup> نسبت به زمان بوده و محاسبات ناوبری با استفاده از خروجی این قبیل سنسورها، اغلب با توان اول، دوم و حتی با توان سوم مدت زمان اندازه‌گیری / محاسبات، به صورت تصاعدی رشد خواهد نمود که به آن خطای انباشتگی نیز گفته می‌شود.<sup>۳</sup>



**شکل (۱۷-۱)** نمونه‌ای از خطای حادث شده در اثر انتگرال‌گیری‌های متوالی از فروجهی شتابسنجی که دارای خطای بایاس در فروجهی خود است.

۲- اینگونه تجهیزات اغلب گرانبه‌تر هستند: سیستم‌های ناوبری اینرسی مورد استفاده در خودروها، اغلب دارای قیمتی در مرتبه چند صد تا چند هزار دلار هستند؛ به واسطه نیاز به خطای ناوبری حداقلی در مسیر حرکت چند ساعته و یا چند روزه و به دلیل مخاطراتی که خطای ناوبری اینرسی می‌تواند برای جان سرنشینان به همراه داشته باشد، سیستم‌های ناوبری اینرسی مورد استفاده در هواپیماها و بالگردها و کشتی‌ها، اغلب دارای قیمتی در مرتبه چند هزار دلار تا چند ده هزار دلار هستند؛ به واسطه نیاز به خطای ناوبری حداقلی در مسیر حرکت چند ماهه و یا چند ساله و به دلیل مخاطراتی که خطای ناوبری اینرسی می‌تواند برای جان سرنشینان به همراه داشته باشد، سیستم‌های ناوبری اینرسی مورد استفاده در فضاپیماها، اغلب دارای قیمتی در مرتبه چند ده هزار دلار تا چند صد هزار دلار هستند.

<sup>۱</sup> Bias

<sup>۲</sup> Cumulative

<sup>۳</sup> رجوع به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری» از همین نویسنده.

- ۳- هزینه‌های عملیاتی نظیر هزینه‌های 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>۱</sup>، برای گیرنده‌های GPS در حدود حداکثر چند ثانیه است! زمان لازم برای اولین تثبیت، TTFF، معیاری از زمان مورد نیاز برای یک گیرنده GPS جهت اخذ سیگنال از ماهواره و اخذ دیگر داده‌های ناوبری و محاسبه یک موقعیت و یا سرعت و امثال آن است که در اصطلاح Fix نیز نامیده می‌شود. این موضوع بالاخص زمانی مهم می‌شود که در شرایط بحرانی (مثلاً در مواقع بروز فجایع طبیعی نظیر سیل و زلزله و یا در شرایط جنگی) قرار گرفته‌ایم و نیازمند راه‌اندازی سیستم ناوبری در حداقل زمان ممکن هستیم.
- ۴- سیستم‌های قدیمی ناوبری اینرسی، دارای نرخ خرابی نسبتاً بالایی بوده و هزینه نگهداری آنها نیز اغلب بسیار بالا است. سیستم‌های جدیدتر، اگرچه قابلیت اطمینان بالاتری دارند، ولی به تبع آن، هزینه تعمیرات آنها نیز بالاتر رفته است. به واسطه وجود برخی تجهیزات متحرک و اصطکاک موجود میان یاتاقان‌های مورد استفاده در این تجهیزات (که آنها را در معرض فرسایش ناشی از حرکت مداوم قرار می‌دهد) سیستم‌های اویونیک<sup>۲</sup> الکترومکانیکی (نظیر INS) دارای نرخ خرابی و به تبع آن هزینه‌های تعمیر و نگهداری بالاتری نسبت به سیستم‌های اویونیک کاملاً الکترونیکی نظیر GPS هستند.
- ۵- اندازه و وزن این سیستم‌ها در مقابل دیگر سیستم‌های ناوبری، عموماً بزرگتر بوده و این یک محدودیت جدی بالاخص در کاربردهای خاص هوانوردی و یا تجهیزات رباتیک است که در آنها، با محدودیت فضای موجود برای نصب تجهیزات مواجه هستیم.
- ۶- 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 در این سیستم‌ها را دو چندان می‌نماید.
- ۷- در این نوع ناوبری، به «همراستاسازی اولیه<sup>۳</sup>» احتیاج است؛ هرچند الزام این موضوع به قدری نیست که برای عملکرد این سیستم ناوبری، یک عیب جدی محسوب گردد.
- ۸- مشکل اصلی در ناوبری اینرسی آن است که یک شتاب‌سنج نمی‌تواند تفاوتی میان شتاب جسم متحرک و شتاب جاذبه زمین قائل شود! بنابراین بایستی به دنبال روشی برای «جداسازی اثرات شتاب ثقل زمین و اثرات شتاب خود جسم متحرک» باشیم! این مشکل توسط «جداسازی اثرات شتاب ثقل زمین و اثرات شتاب خود جسم متحرک» و توسط یکی از دو روش ذیل قابل حل است: (۱) روش «مکانیزاسیون صفحه پایدار<sup>۴</sup>» و (۲) «مکانیزاسیون استرپ‌دان<sup>۵</sup>».

<sup>۱</sup> Time to First Fix

<sup>۲</sup> Avionic

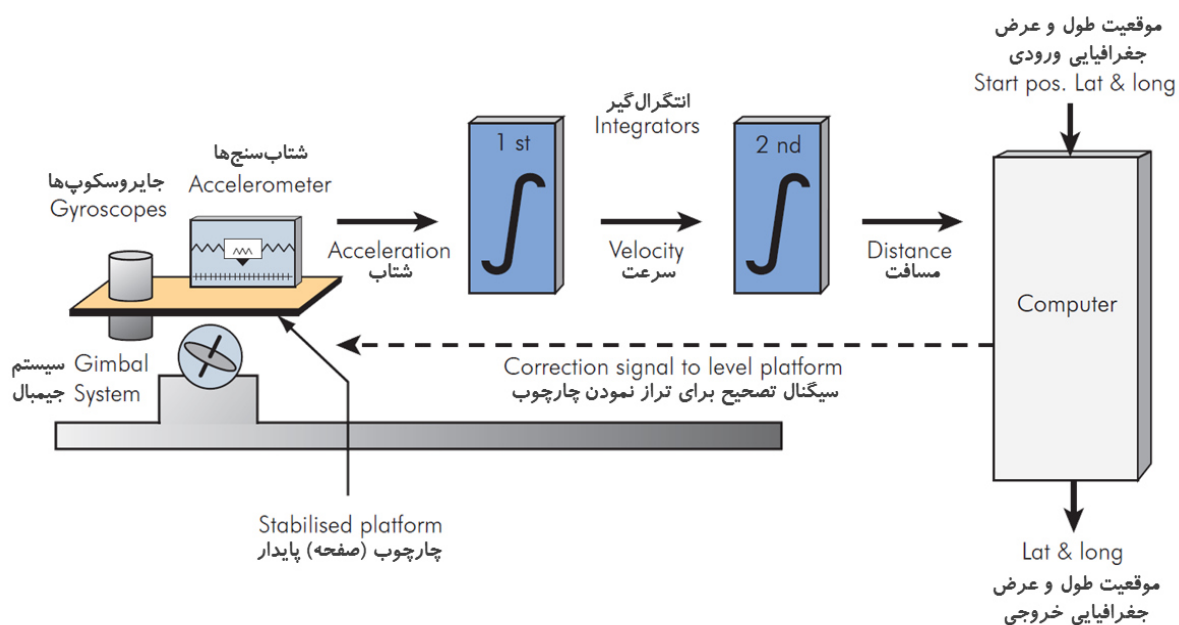
<sup>۳</sup> Initial Alignment

<sup>۴</sup> Stable Platform Mechanization

<sup>۵</sup> Strapdown Mechanization

## شرحی بر روش «مکانیزاسیون صفحه پایدار»

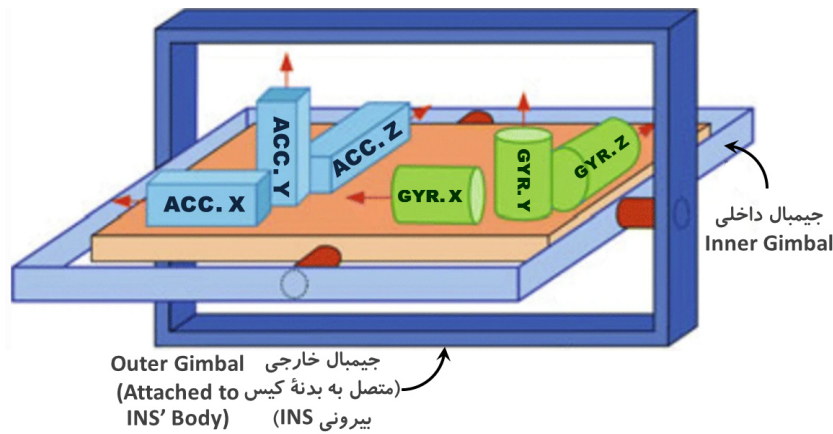
در روش اول از روش‌های «جداسازی اثرات شتاب ثقل زمین و اثرات شتاب خود جسم متحرک» که در اصطلاح روش «مکانیزاسیون صفحه پایدار» نامیده می‌شود، ابتدا با استفاده از یک روش نسبتاً زمانبر که در اصطلاح «ترازیابی»<sup>۱</sup> نامیده می‌شود، صفحه محل نصب شتاب‌سنج‌ها را به نحوی در صفحه‌ای به موازات سطح افق محلی قرار می‌دهیم که یکی از سه شتاب‌سنج این دستگاه مختصات، در راستای شتاب ثقل زمین قرار گرفته و دو شتاب‌سنج دیگر نیز عمود بر راستای شتاب ثقل زمین قرار گیرد. حال با استفاده از روشی که در اصطلاح «همراستاسازی»<sup>۲</sup> نامیده می‌شود، دو شتاب‌سنج دیگر را در راستای شمال و شرق جغرافیایی قرار می‌دهیم (یا لاقلاً اندازه دقیق زاویه دستگاه مختصات شتاب‌سنج‌ها را نسبت به راستای شمال و شرق جغرافیایی به دست آوریم) در اینصورت با انتگرال‌گیری‌های متوالی از روی این دو «شتاب‌سنج شمال» و «شتاب‌سنج شرق»، به ترتیب به سرعت و جابجایی جسم متحرک در راستای شمال و در راستای شرق دست خواهیم یافت.



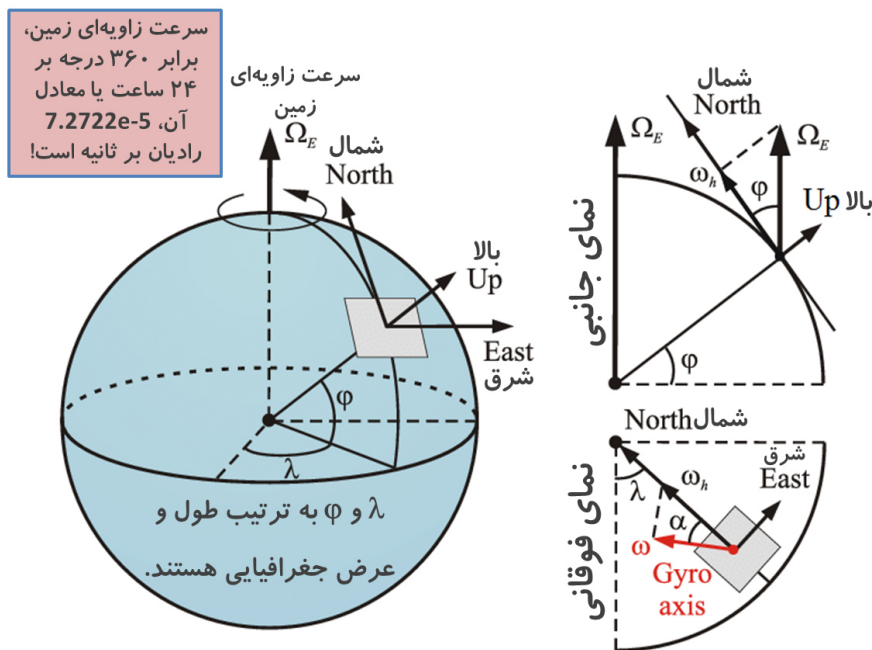
**شکل (۱۸-۱) شماتیکی از مکانیزاسیون صفحه پایدار؛ در این روش، به منظور حذف اثرات شتاب ثقل زمین از فروجی‌های شتاب‌سنج‌های موجود بر روی چارچوب (صفحه) پایدار، ابتدا نسبت به تراز نمودن خود چارچوب (صفحه) پایدار اقدام می‌نماییم. بدین منظور، از فروجی شتاب‌سنج‌های مزبور استفاده نموده و صفحه مزبور را آنقدر در جهات غلت و فراز دوران می‌دهیم تا فروجی شتاب‌سنج واقع در راستای شتاب ثقل موضعی زمین در همان نقطه، به مقدار اکس‌ترمی خود تغییر 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.**

<sup>۱</sup> Leveling

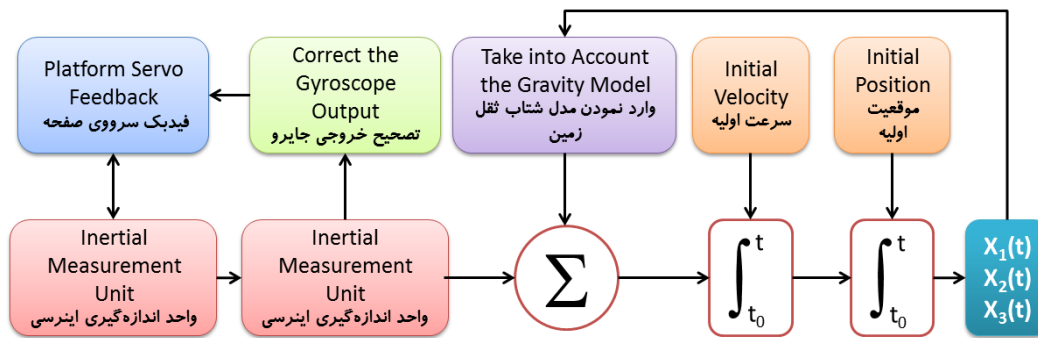
<sup>۲</sup> Alignment



**شکل (۱-۱۹)** شماتیکی از سه عدد شتابسنج (که در این شکل با ACC نصب شده در جهات مختلف نمایش داده شده‌اند) و سه عدد جیرومی (که در این شکل با GYR نصب شده در جهات مختلف نمایش داده شده‌اند) بر روی یک صفحه پایدار در مکانیزاسیون صفحه پایدار؛ در این روش، پیمانچه به روش ترازایی بتوان از یک طرف شتابسنجها را در صفحه‌ای به موازات سطح افق مملی قرار داده تا مولفه‌ای هرپند کوچک از بردار شتاب ثقل زمین بر روی فرومی شتابسنجها اثری نداشته باشد و به روش همراستاسازی نیز بتوان دو شتابسنج دیگر را در راستای شمال و شرق جغرافیایی قرار دهیم (یا لااقل اندازه دقیق زاویه دستگاه مختصات شتابسنجها را نسبت به راستای شمال و شرق جغرافیایی به دست آوریم) در اینصورت با انتگرال‌گیری‌های متوالی از روی این دو «شتابسنج شمال» و «شتابسنج شرق»، به ترتیب به سرعت و جابجایی جسم متمرک در راستای شمال و در راستای شرق دست فوایم یافت.



**شکل (۱-۲۰)** شماتیکی از نحوه شمال‌یابی و همراستاسازی در مکانیزاسیون صفحه پایدار؛ در این روش و پس از اتمام فرآیند ترازایی (یافتن افق مملی با استفاده از شتابسنج‌های نصب شده بر روی صفحه پایدار)، با کمک گرفتن از فرومی جیرومی‌های نصب شده بر روی صفحه پایدار و با لحاظ نمودن اندازه مولفه‌های بردار سرعت زاویه‌ای زمین،  $\Omega_E$  تصویر شده بر روی صفحه مزبور (یا همان  $\omega_h$  نشان داده شده در این شکل) و قرائت اندازه این دو مولفه با کمک دو عدد از جیرومی‌های نصب شده بر روی صفحه پایدار که هم اکنون در وضعیت تراز شده قرار دارد، می‌توان یک دستگاه معادلات دو معادله - دو مجهولی تشکیل داده و با حل نمودن آن، دو متغیر بسیار مهم یعنی «عرض جغرافیایی» و نیز «زاویه صفحه پایدار نسبت به قطب شمال جغرافیایی» را به دست آورد. با پیدا نمودن «زاویه صفحه پایدار نسبت به قطب شمال جغرافیایی» عملاً می‌توان از زاویه دو شتابسنج ACC. X و ACC. Z نسبت به قطب شمال جغرافیایی را به دست آورد و یا آنکه صفحه پایدار را به اندازه «زاویه صفحه پایدار نسبت به قطب شمال جغرافیایی» آنقدر بچرخانیم که یکی از دو شتابسنج در راستای شمال جغرافیایی و دیگری در راستای شرق جغرافیایی قرار گیرد.

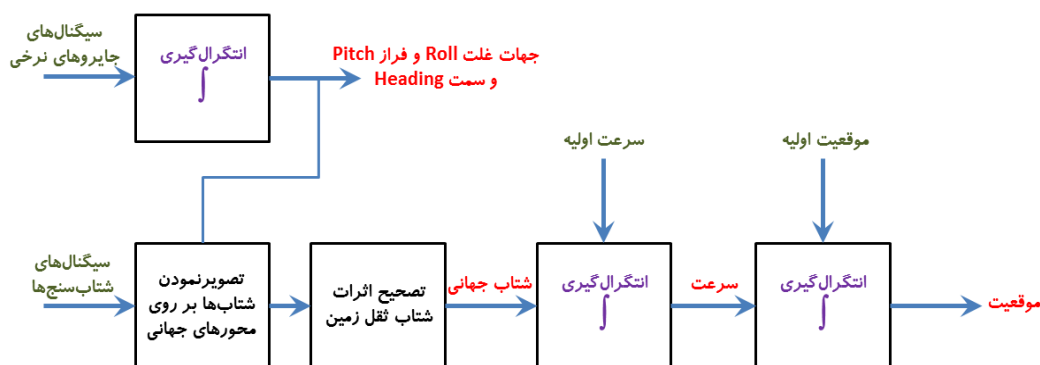


**شکل (۱-۱۱)** شماتیک ترسیم شده توسط R.J. Noriega Manez در دانشگاه استنفورد از نحوه کارکرد مکانیزاسیون صفحه پایدار؛ اگرچه در روش مکانیزاسیون صفحه پایدار، به واسطه آنچه که فرآیند ترازایی نامیده شد، یکی از سه عدد شتاب‌سنج در ابتدای امر در راستای شتاب ثقل زمین قرار می‌گیرد و قاعدتاً نبایستی نگران تأثیرات شتاب ثقل زمین و وارد نمودن اثرات احتمالی آن در محاسبات بود، لیکن به واسطه آنکه جسم متمرکز مزبور در حال حرکت و مانور در جهات مختلف نسبت به زمان است و بلافاصله به دلیل آنکه دینامیک جسم مزبور می‌تواند بسیار سریع بوده، به نحوی که زمان لازم برای انجام فرآیند ترازایی به سیستم ناوبری مورد نظر وجود نداشته باشد، لذا اغلب نیازمند وارد نمودن مدل شتاب ثقل زمین به محاسبات خواهیم بود. بررسی محققان ماکس از آن است که وارد نمودن مدل شتاب ثقل زمین، به دقت محاسبات و همگرایی بهتر فرآیند ترازایی و بلافاصله کاهش زمان ترازایی کمک شایان توجهی می‌نماید.

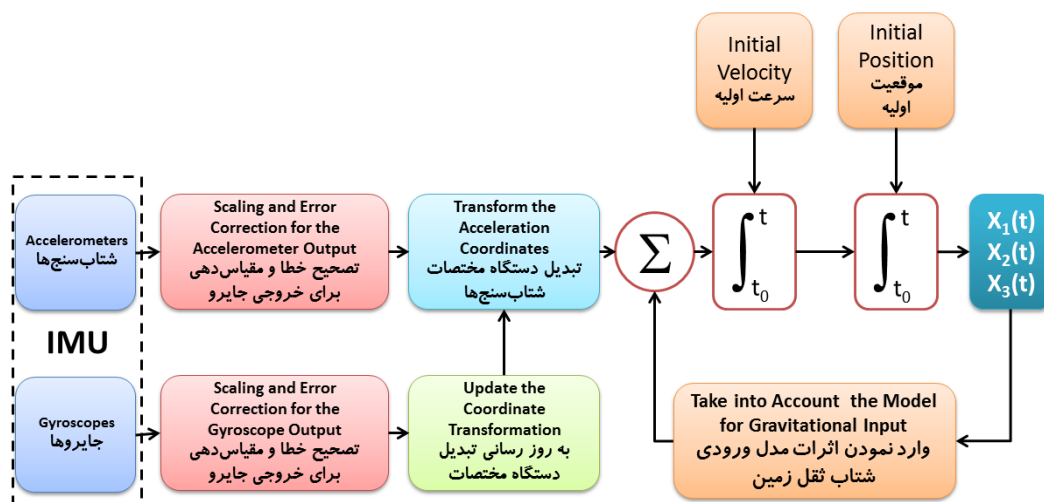


## شرحی بر روش «مکانیزاسیون استرپ‌دان»

در روش دوم «جداسازی اثرات شتاب ثقل زمین و اثرات شتاب خود جسم متحرک»، زاویه میان بردار شتاب و «بردار شتاب ثقل موضعی زمین» به طور دائمی تعقیب شده و اثرات شتاب زمین از خروجی آن کسر می‌گردد. به این روش در اصلاح «مکانیزاسیون استرپ‌دان» گفته می‌شود. در این روش، بدهی است که بایستی مدلی از تغییرات «بردار شتاب ثقل موضعی زمین» بر روی زمین در اختیار داشته باشیم تا در هر لحظه، اندازه شتاب ثقل موضعی زمین در آن نقطه جغرافیایی را از اندازه شتاب اندازه‌گیری شده، کسر نماییم تا به شتاب خالص ناشی از جابجایی (حرکت) جسم مورد نظر دست یابیم.



شکل (۱-۲۲) شماتیک ساده‌ای 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 خروجی آن کسر می‌نماییم.



شکل (۱-۲۳) شماتیک ترسیم شده توسط R.J. Noriega Manez در دانشگاه استنفورد از نمونه کارکرد مکانیزاسیون استرپ‌دان؛ به پیچیدگی محاسبات صورت گرفته در این مکانیزاسیون نسبت به محاسبات بسیار ساده‌تر صورت گرفته در مکانیزاسیون صفحه پایدار توجه نمایید؛ به نظر می‌رسد که مکانیزاسیون صفحه پایدار، علی‌رغم گرانتی‌میت بودن، از محاسبات ساده‌ای برخوردار است، اما مکانیزاسیون استرپ‌دان، علی‌رغم ارزان‌قیمت بودن، از محاسبات پیچیده‌ای برخوردار است.

## نکاتی در خصوص اندازه شتاب ثقل زمین و مدل ثقلی زمین

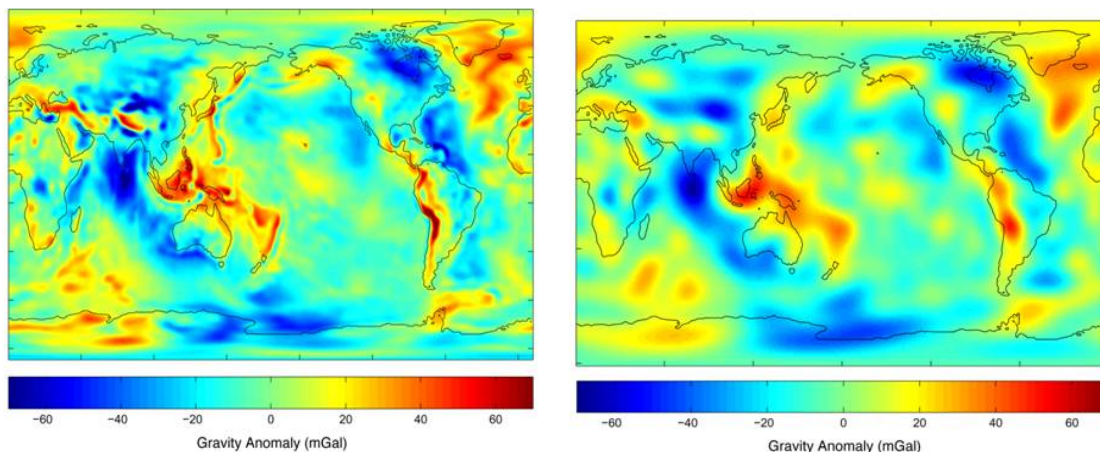
در مورد مدل اندازه شتاب ثقل زمین، بایستی به چند نکته مهم توجه نمود:

- ۱- اندازه شتاب ثقل بر روی نقاط مختلف سطح کره زمین بین ۹۷۶ تا ۹۸۳ «گال»<sup>۱</sup> تغییر می‌نماید؛ یک «گال»<sup>۱</sup> که به آن گالیله نیز گفته می‌شود، واحد شتاب ثقل زمین بوده و در علم «شتاب ثقل شناسی»<sup>۲</sup> به طور

<sup>۱</sup> Gal

<sup>۲</sup> Gravimetry

- گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد. یک «گال» دقیقاً برابر  $۰/۰۱$  متر بر مجذور ثانیه است؛ بنابراین اندازه شتاب ثقل بر روی نقاط مختلف سطح کره زمین بین  $۹/۷۶$  تا  $۹/۸۳$  متر بر مجذور ثانیه تغییر می‌نماید.
- ۲- بیشتر تغییرات شتاب ثقل زمین عمدتاً به واسطه تغییرات موقعیت اندازه‌گیری در عرض جغرافیایی و نیز در تغییر ارتفاع از سطح دریای آزاد ناشی می‌شود.
- ۳- وجود کوه‌ها و نیز اجرام با چگالی کمتر در غشای زمین، منجر به تغییر در اندازه شتاب ثقل زمین از چند ده تا چند صد میلی‌گال می‌شود.
- ۴- تغییرات جاذبه بر حسب ارتفاع در سطح زمین، برابر  $۳/۱$  میکروگال در هر سانتی‌متر است؛ به عبارت دیگر ماکزیمم تغییرات شتاب ثقل زمین، از سطح دریا تا بالای قله اورست، در حدود  $۲/۷۵$  گال (یا  $۰/۰۲۷۵$  متر بر مجذور ثانیه) است.
- ۵- اندازه‌گیری‌های تجربی حاکی از آن است که اندازه شتاب ثقل در «خط استوا» برابر  $۹۷۸/۰۳۳$  گال و در «قطبین زمین» برابر  $۹۸۳/۲۱۹$  گال است (به بیان دیگر، فردی که در خط استوا قرار دارد، به واسطه آنکه در یک شعاع چرخش بزرگی از کره دوران‌کننده زمین قرار دارد، نسبت به فردی که در قطبین زمین با شعاع چرخش بسیار کوچکی از همین کره دوران‌کننده زمین قرار دارد، قاعدتاً شتاب گریز از مرکز بیشتری را تجربه نموده و به تبع آن، اندازه شتاب ثقل کمتری را بر روی خود احساس می‌نماید). این اختلاف در حدود  $۵/۱۸۶$  گال بوده که تا حدی بزرگتر از تغییرات جاذبه ناشی از چگالی لایه‌های تحتانی زمین است.



شکل (۱-۲۴) شماتیکی از تغییرات شتاب ثقل زمین بر مسی میلی‌گال در موقعیت‌های مختلف جغرافیایی بر روی سطح کره زمین و اندازه‌گیری شده در دو بازه زمانی مختلف

## آشنایی با برخی منابع اصلی خطا در سیستم ناوبری اینرسی

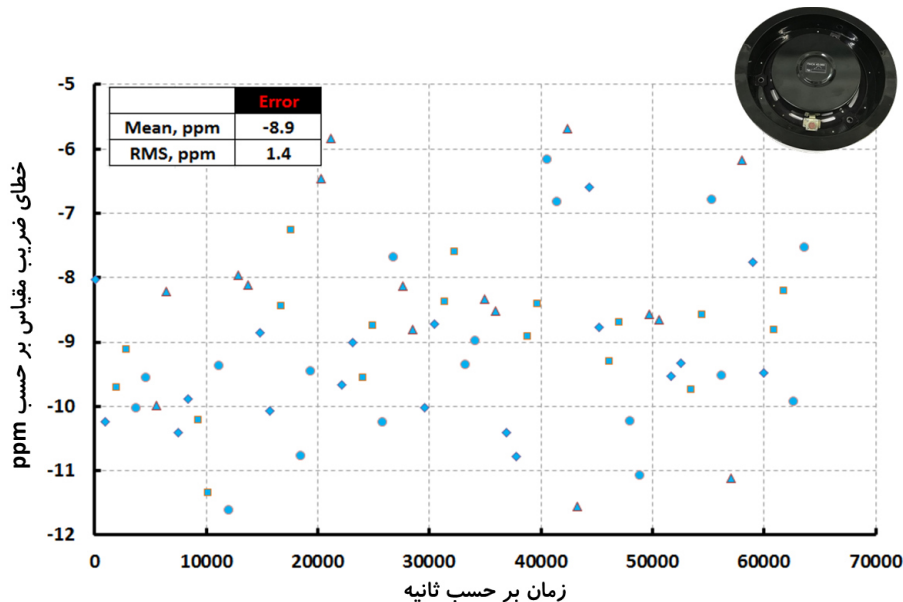
برخی از مهمترین منابع اصلی بروز خطا در سیستم ناوبری اینرسی عبارتند از:

۱- خطای عملکردی موجود در سنسورهای اینرسی جایرو و شتابسنج

۲- خطا در توجیه اولیه سیستم‌های ناوبری اینرسی

۳- خطا در مدل شتاب ثقل زمین بر حسب موقعیت بر روی سطح کره زمین و در طول زمان.

لیکن آنچه که مسلم است آن است که مهمترین و رایجترین عامل خطا در اغلب سیستم‌های ناوبری اینرسی، خطای عملکردی موجود در سنسورهای اینرسی جایرو و شتابسنج است. خطای سنسور اینرسی چه ناشی از خطاهای مکانیکی داخل سنسور (مثلاً خطای ناشی از اصطکاک میان یاتاقان‌های یک جایروی دوآر یا قاب نگهدارنده آن) باشد و چه ناشی از خطاهای الکترونیکی (مثلاً خطاهای ناشی از نویزهای الکتریکی و امثال آن) و چه ناشی از دیگر منابع خطا، نتیجه نهایی خود را به صورت بروز خطا در خروجی سنسور نشان خواهد داد؛ بدیهی است که در جایروها، عمده خطاها در اندازه‌گیری «نرخ‌های زاویه‌ای»<sup>۳</sup> خواهد بود؛ در شتابسنج‌ها نیز عمده خطاها در اندازه‌گیری «نیروی مخصوص»<sup>۴</sup> خواهد بود. در هر دو سنسور مورد اشاره، بزرگترین عامل در میان عوامل بروز خطا، عموماً «ناپایداری بایاس»<sup>۵</sup> بوده که در جایروها، خود را به صورت «شناوری بایاس جایرو» نشان داده که با واحد «درجه بر ساعت» اندازه‌گیری شده و در شتابسنج‌ها نیز خود را به صورت «بایاس شتابسنج» نشان داده و اغلب با واحد «میکرو جی  $\mu g$ » اندازه‌گیری می‌شود. «پایداری ضریب مقیاس»<sup>۶</sup> نیز یکی دیگر از ملاک‌های بیان خطای سنسورهای اینرسی است که بر حسب «بخش در میلیون»<sup>۷</sup> PPM بیان می‌گردد. بدیهی است که دقت سیستم ناوبری با کاهش اندازه خطای سنسورهای ناوبری، بهبود خواهد یافت؛ اما متأسفانه، با بهبود خطای سنسورهای ناوبری، عموماً قیمت سنسور ناوبری نیز به میزان قابل توجهی افزایش خواهد یافت و از همینرو، امروزه تمایل زیادی به تلفیق چند سنسور ارزان‌قیمت به منظور دستیابی به یک خروجی قابل قیاس با خروجی یک سنسور گران‌قیمت مشابه وجود دارد.



شکل (۱-۲۵) نمونه‌ای از «پایداری ضریب مقیاس» یک سنسور جایروی نرزی نوع SRS5000 نشان داده شده در بالای شکل

<sup>۳</sup> Angular Rates

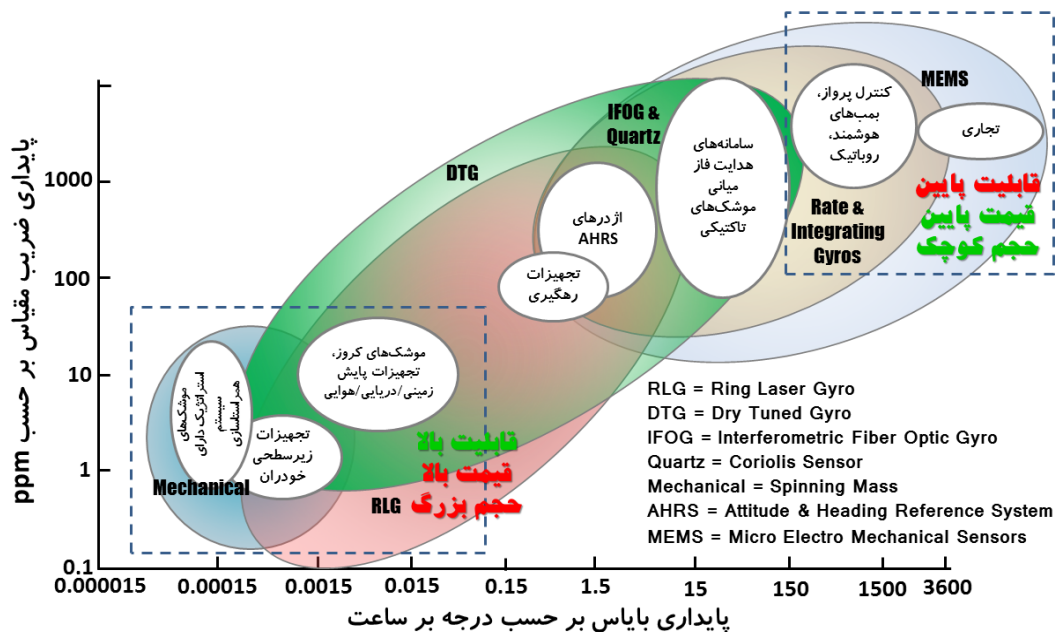
<sup>۴</sup> Specific Force

<sup>۵</sup> Bias Instability

<sup>۶</sup> Scale Factor Stability

<sup>۷</sup> Parts per Million

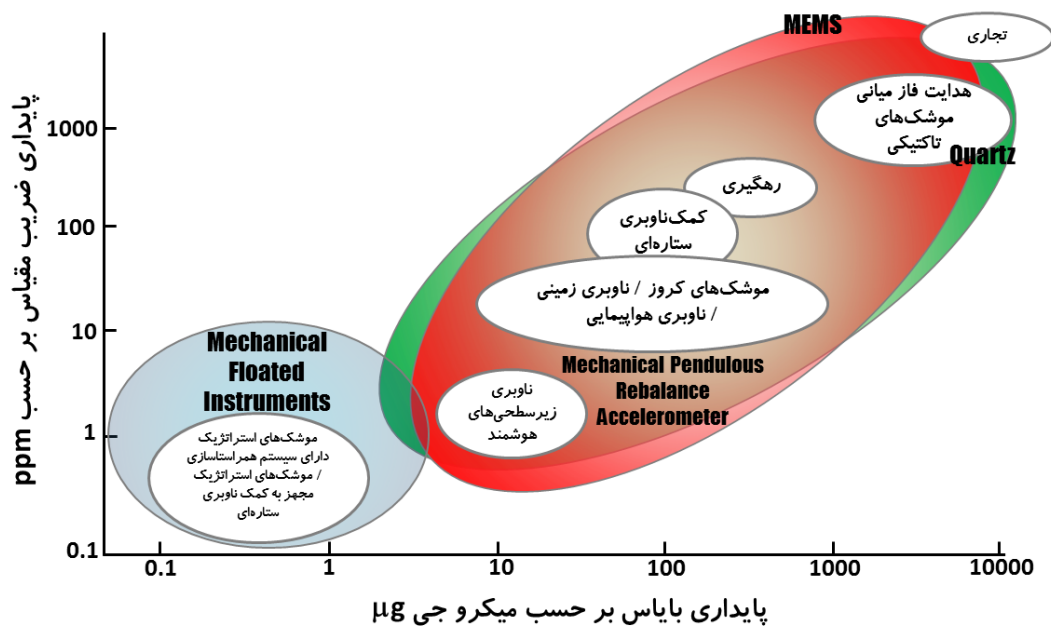
در سیستم‌های ناوبری اینرسی مورد استفاده در ناوبری هوایی (مثلاً در هواپیماها و امثال آن) از جایروهای استفاده می‌شود که پایداری خطای بایاس آنها در مرتبه  $0/01$  درجه بر ساعت بوده که این خطا، منجر به «رشد خطای ناوبری» در مرتبه  $1$  ناتیکیال مایل بر ساعت در چندین ساعت محاسبات ناوبری خواهد شد<sup>۸</sup>. در ماموریت‌های با زمان‌های به مراتب کوتاه‌تر، خطاهایی نظیر «بایاس جایروها»، «بایاس شتاب‌سنج‌ها»، «خطاهای ناشی از همراستاسازی اولیه INS» و «خطاهای مربوط به توجیه اولیه INS» بر روی خطای موقعیت محاسباتی نهایی، تاثیرگذار خواهند بود. الزامات مربوط به عملکرد مورد انتظار از خروجی یک سیستم ناوبری که بر طراح سیستم ناوبری الزام می‌شود، مستقیماً بر روی انتخاب سنسورهای ناوبری اینرسی و ملاک‌های این نوع انتخاب، تاثیرگذار خواهند بود. در شکل (۱-۲۶) که کلاس‌های مختلف سنسورهای جایرو به همراه الزامات مربوط به «پایداری ضریب مقیاس» بر حسب «بایاس جایرو» در کاربردهای مختلف مهندسی، صنعتی، نظامی و تجاری و غیره نشان داده شده است، فرض بر این است که از داده‌های ناوبری ماهواره‌ای نظیر GPS و امثال آن برای جبران خطای ناوبری ناشی از خطای جایروها استفاده نشده است.



شکل (۱-۲۶) نمونه‌ای از جامعه آماری سنسورهای جایرو مختلف مورد استفاده در سیستم‌های ناوبری اینرسی، INS، و «پایداری ضریب مقیاس» بر حسب «پایداری بایاس سنسورها» در این سنسورها

در شکل (۱-۲۷) نیز که کلاس‌های مختلف سنسورهای شتاب‌سنج به همراه الزامات مربوط به «پایداری ضریب مقیاس» بر حسب «بایاس شتاب‌سنج» در کاربردهای مختلف مهندسی، صنعتی، نظامی و تجاری و غیره نشان داده شده است، فرض بر این است که از داده‌های ناوبری ماهواره‌ای نظیر GPS و امثال آن برای جبران خطای ناوبری ناشی از خطای شتاب‌سنج‌ها استفاده نشده است.

<sup>۸</sup> - هر ناتیکیال مایل برابر ۱۸۵۲ متر است.



شکل (۱-۲۷) نمونه‌ای از جامعه آماری سنسورهای شتاب‌سنج مختلف مورد استفاده در سیستم‌های ناوبری اینرسی، INS، و «پایداری ضریب مقیاس» بر مسب «پایداری بایاس سنسورها»

در محاسبات سیستم‌های ناوبری اینرسی، INS، منوط به آنکه مدت زمان محاسبات ناوبری کوتاه باشد، در اینصورت اندازه خطای محاسبات ناوبری متشکل از دو بخش مهم است<sup>۹</sup>:

الف) خطای ناوبری ناشی از شناوری (دریفت) و یا همان بایاس جابجی‌ها که اولاً منجر به رشد خطای ناوبری در تعیین موقعیت با توان سوم زمان شده و ثانیاً منجر به رشد خطای ناوبری در تعیین سرعت با توان دوم زمان خواهد شد.

ب) خطای ناوبری ناشی از بایاس شتاب‌سنج‌ها که اولاً منجر به رشد خطای ناوبری در تعیین موقعیت با توان دوم زمان شده و ثانیاً منجر به رشد خطای ناوبری در تعیین سرعت با توان اول زمان خواهد شد. با توجه به دو بند فوق، به نظر می‌رسد که با گذشت زمان، «سهم خطای ناوبری ناشی از شناوری (دریفت) و یا همان بایاس جابجی‌ها» به مراتب سریعتر از «سهم خطای ناوبری ناشی از بایاس شتاب‌سنج‌ها» رشد می‌نماید. به عنوان مثال، اندازه خطای موقعیت و سرعت در جهت شمال از روابط (۱-۴) و (۱-۵) به دست می‌آید:

$$\varepsilon_{Pos,N} = -\frac{g}{6} Bias_{Gyro,E} t^3 + \frac{1}{2} Bias_{Accel,N} t^2 \quad (۴-۱)$$

$$\varepsilon_{Vel,N} = -\frac{g}{2} Bias_{Gyro,E} t^2 + Bias_{Accel,N} t \quad (۵-۱)$$

که در آن:

- $\varepsilon_{Pos,N}$  بیانگر خطای تعیین موقعیت در راستای شمال،
- $\varepsilon_{Vel,N}$  بیانگر خطای تعیین سرعت در راستای شمال،
- $t$  بیانگر مدت زمان محاسبات ناوبری،
- $g$  بیانگر اندازه شتاب ثقل زمین،
- $Bias_{Gyro,E}$  بیانگر بایاس (شناوری یا دریفت) جابجی‌ها در جهت شرق،
- $Bias_{Accel,N}$  بیانگر بایاس شتاب‌سنج‌ها در جهت شمال است.

<sup>۹</sup> برگرفته از محاسبات مربوط به خطای ناوبری از کتاب معروف Strapdown Inertial Navigation Technology نوشته D.H. Titterton.

روابط مشابه برای اندازه خطای موقعیت و سرعت در جهت شرق نیز از روابط (۶-۱) و (۷-۱) به دست می آید:

$$\varepsilon_{Pos,E} = -\frac{g}{6} Bias_{Gyro,N} t^3 + \frac{1}{2} Bias_{Accel,E} t^2 \quad (6-1)$$

$$\varepsilon_{Vel,E} = -\frac{g}{2} Bias_{Gyro,N} t^2 + Bias_{Accel,E} t \quad (7-1)$$

به عنوان مثال برای یک سیستم ناوبری اینرسی که دارای یک IMU با فناوری MEMS به کار رفته در یک «بالگرد کوادروتور»<sup>۱</sup> با جاییوری دارای شناوری (دریفت) به میزان 5 deg/hr و با شتابسنجی دارای بایاس به میزان 400 μg باشد، در یک ناوبری کوتاه ۲۰۰ ثانیه‌ای، اندازه قدر مطلق خطاهای ناوبری در محاسبات موقعیت و سرعت به ترتیب برابر خواهد شد با:

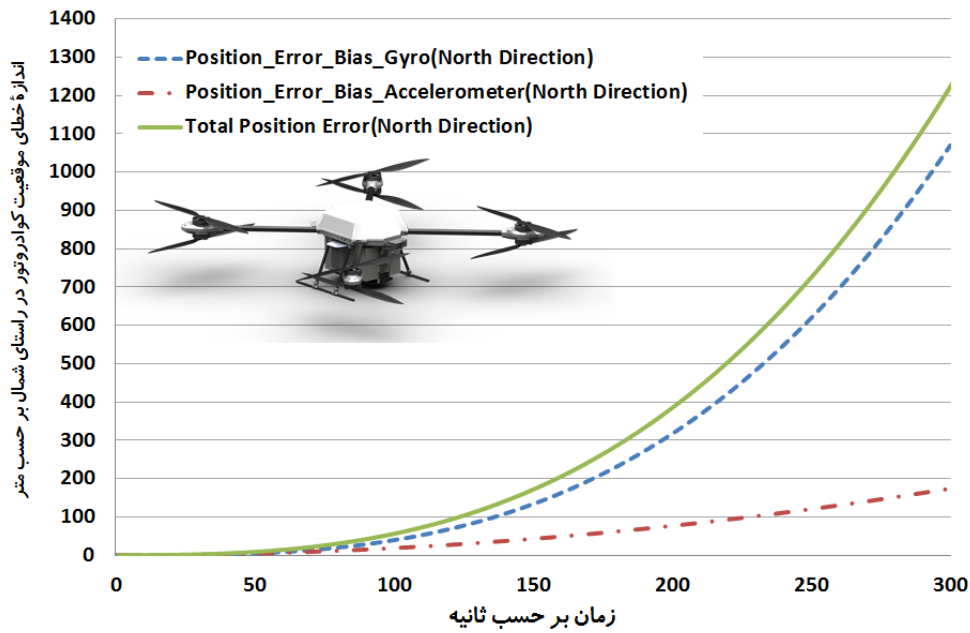
$$\begin{aligned} \varepsilon_{Pos,N} &= \left| -\frac{g}{6} Bias_{Gyro,E} t^3 \right| + \left| \frac{1}{2} Bias_{Accel,N} t^2 \right| \\ &= \left| \frac{9.81}{6} \left( 5 \times \frac{\pi}{180} \times \frac{1}{3600} \right) (200^3) \right| + \left| \frac{1}{2} (400 \times 10^{-6} \times 9.81) \times (200^2) \right| \\ &= 317.07 + 78.48 = 395.55m \end{aligned} \quad (8-1)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_{Vel,N} &= \left| -\frac{g}{2} Bias_{Gyro,E} t^2 \right| + \left| Bias_{Accel,N} t \right| \\ &= \left| \frac{9.81}{2} \left( 5 \times \frac{\pi}{180} \times \frac{1}{3600} \right) (200^2) \right| + \left| (400 \times 10^{-6} \times 9.81) \times (200) \right| \\ &= 4.75 + 0.78 = 5.53m/Sec \end{aligned} \quad (9-1)$$

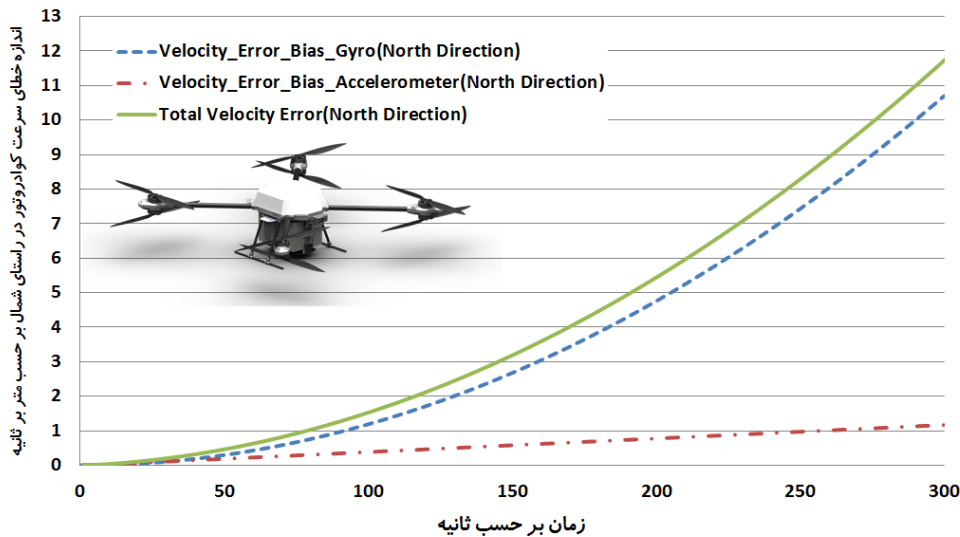
در شکل‌های (۲۸-۱) و (۲۹-۱)، وضعیت رشد خطای موقعیت و رشد خطای سرعت ناشی از خطای شناوری (دریفت) جاییرو و خطای بایاس شتابسنج با مشخصات فوق نشان داده شده است؛ خطای ناوبری حادث شده بدان معناست که مثلاً این «بالگرد کوادروتور» پس از انجام ۳۰۰ ثانیه محاسبات ناوبری در راستای شمال، در واقعیت امر در نقطه‌ای بیش از ۱۲۰۰ متر متفاوت از آن چیزی قرار دارد که محاسبات ناوبری وی با استفاده از سنسورهای MEMS نشان می‌دهد؛ همچنین این «بالگرد کوادروتور» پس از انجام ۳۰۰ ثانیه محاسبات ناوبری، در واقعیت امر دارای سرعت در راستای شمال با بیش از ۱۱ متر بر ثانیه خطا نسبت به آن چیزی است که از محاسبات ناوبری مبتنی بر سنسورهای MEMS خود به دست آورده است.

همانطور که در هر دو شکل مشاهده می‌شود، رشد خطای کلی موقعیت و خطای کلی سرعت به شدت متاثر از خطای ناشی از شناوری (دریفت) جاییروها بوده و خطای ناشی از شتابسنج‌ها در این حالت خاص، تاثیر به مراتب کمتری بر روی رشد خطای کلی موقعیت و خطای کلی سرعت خواهد داشت. این نمودارها به ما نشان می‌دهند که در هنگام استفاده از یک سنسور اینرسی، برای آنکه به حداقل خطای کلی ناوبری در محاسبات سرعت و موقعیت دست پیدا نماییم، انتخاب یک سنسور جاییرو با خطای شناوری (دریفت) حداقلی به مراتب مهمتر و اثربخش‌تر از انتخاب یک سنسور شتابسنج با خطای بایاس حداقلی است.

<sup>۱</sup> Quadrotor Helicopter



**شکل (۲۸-۱)** نمونه‌ای از رشد خطای ناوبری ناشی از شناوری (دریافت) جایروها و رشد خطای ناوبری ناشی از بایاس شتاب‌سنجها در یک INS مجهز به سنسورهای MEMS و تاثیر آنها بر روی رشد خطای ناوبری کلی در «تعیین موقعیت» در راستای شمال با استفاده از مقاسبات ناوبری اینرسی



**شکل (۲۹-۱)** نمونه‌ای از رشد خطای ناوبری ناشی از شناوری (دریافت) جایروها و رشد خطای ناوبری ناشی از بایاس شتاب‌سنجها در یک INS مجهز به سنسورهای MEMS و تاثیر آنها بر روی رشد خطای ناوبری کلی در «تعیین سرعت» در راستای شمال با استفاده از مقاسبات ناوبری اینرسی

نرخ بالای رشد خطای ناوبری محاسباتی نشان داده شده در شکل‌های (۲۸-۱) و (۲۹-۱) و نیز محاسبات ارائه شده در روابط (۸-۱) و (۹-۱) حاکی از آن است که در ناوبری اینرسی، میزان خطای ناوبری در مدت زمان ناوبری طولانی، می‌تواند از خطای ناوبری کور نیز بیشتر گردد که این امر ضرورت اصلاح خطای ناوبری اینرسی در طول زمان با استفاده از دیگر سیستم‌های کمک ناوبری (نظیر سیستم‌های کمک ناوبری ماهواره‌ای) را خاطر نشان می‌سازد.

## شرح مختصری بر «ناوبری مبتنی بر امواج رادیویی»

یکی دیگر از روش‌های ناوبری، استفاده از ناوبری مبتنی بر ارسال امواج رادیویی از سمت فرستنده‌های با «موقعیت مشخص» است که از جمله این روش‌ها، می‌توان به LORAN<sup>۱</sup> و یا OMEGA و یا TACAN<sup>۲</sup> و یا DME<sup>۳</sup> اشاره نمود؛ اگرچه ناوبری مبتنی بر ارسال امواج رادیویی در گذشته از کاربری نسبتاً وسیعی در ناوبری هوایی و یا دریایی برخوردار بوده است، لیکن به واسطه احتمال بروز تداخلات رادیویی و یا به دلیل احتمال بروز جنگ الکترونیک یا جیمینگ و بالاخص به واسطه بُرد محدود و منطقه محدود تحت پوشش، دیگر در میان محققین و کاربران سیستم‌های ناوبری از جذابیت گذشته برخوردار نیست.

همانطور که در شکل (۱-۳۰) به خوبی نشان داده شده است، نحوه کارکرد ناوبری LORAN به این صورت است که دو ایستگاه رادیویی قرار گرفته در «موقعیت‌های از پیش مشخص شده A و B» و البته «به صورت همزمان» سیگنال‌هایی را به کشتی مستقر در نقطه P ارسال می‌کنند. رایانه موجود بر روی شناور P، اختلاف زمانی این سیگنال‌ها را محاسبه نموده و از روی آن نسبت به تعیین «اختلاف فاصله  $|PA| - |PB|$ » اقدام نموده و بر طبق تعریف یک هذلولی<sup>۴</sup>، موقعیت کشتی را بر روی یکی از شاخه‌های این هذلولی پیدا نمایند (البته این بدن معنا نیست که کشتی مورد نظر، دارای مسیری به شکل هذلولی گون است، بلکه بدان معناست که موقعیت کشتی در آن لحظه نسبت به دو گیرنده مورد اشاره، بر روی یک هذلولی قرار دارد که فرض بر این است که گیرنده‌های مزبور، مستقر بر کانون‌های آن معادله هذلولی هستند). حال فرض نمایید که دو ایستگاه رادیویی در فاصله ۴۰۰ کیلومتری از یکدیگر قرار داشته باشند. کشتی مزبور، سیگنال دریافتی از ایستگاه B را به میزان ۱۲۰۰ میکروثانیه پیش از دریافت سیگنال از ایستگاه A دریافت نموده باشد. حال چنانچه موقعیت کانونی ایستگاه‌های A و B را به ترتیب با  $F_A(-200, 0)$  و  $F_B(+200, 0)$  نمایش دهیم، در اینصورت، اندازه C مورد استفاده در رابطه منحنی هذلولوی برابر ۲۰۰ کیلومتر خواهد بود. بنابراین فاصله میان  $|PA| - |PB|$  از حاصل ضرب اختلاف زمانی میان دو سیگنال دریافتی در اندازه سرعت نور به دست خواهد آمد، یعنی  $\|AP\| - \|BP\| = (1200 \times 300) = 360Km$ ؛ از آنجا که  $\|AP\| - \|BP\| = 2a$  است، لذا اندازه a مورد استفاده در رابطه منحنی هذلولوی برابر ۱۸۰ کیلومتر به دست می‌آید. حال از آنجا که  $b^2 = c^2 - a^2$  است، لذا با قرار دادن مقادیر فوق در این رابطه، مقدار  $b^2$  به دست خواهد آمد:  $b^2 = 200^2 - 180^2 = 7600$ . با قرار دادن مقادیر به دست آمده در معادله هذلولی،  $(x^2/a^2) - (y^2/b^2) = 1$ ، به رابطه  $(x^2/32400) - (y^2/7600) = 1$  خواهیم رسید که کشتی مزبور، از نقطه نظر دو ایستگاه A و B بر روی این معادله قرار دارد. حال چنانچه از یک ایستگاه سوم نیز استفاده نموده و معادله حاکم بر حرکت این کشتی را از دید ایستگاه سوم و یکی از دو ایستگاه A و B نیز و البته دقیقاً «در همان لحظه» حل نماییم، با قطع دادن دو معادله حاکم هذلولی به دست آمده با یکدیگر، به موقعیت دقیق کشتی مزبور نسبت به «موقعیت‌های از پیش مشخص شده A و B» دست پیدا خواهیم نمود.

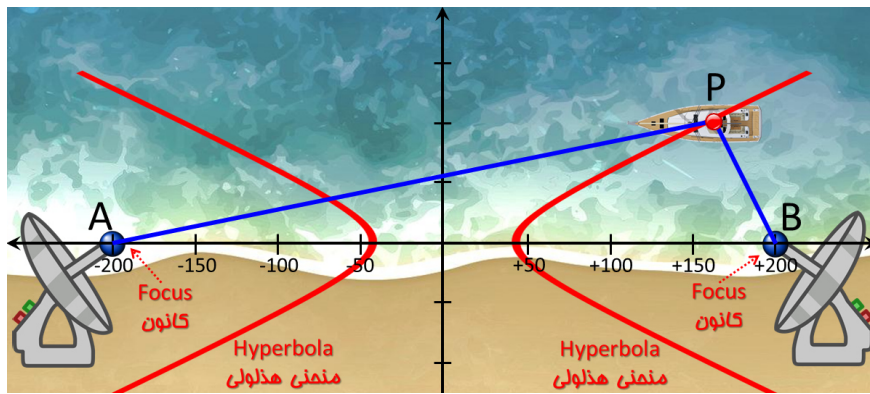
<sup>۱</sup> Long Range Navigation (LORAN)

<sup>۲</sup> Tactical Air Navigation

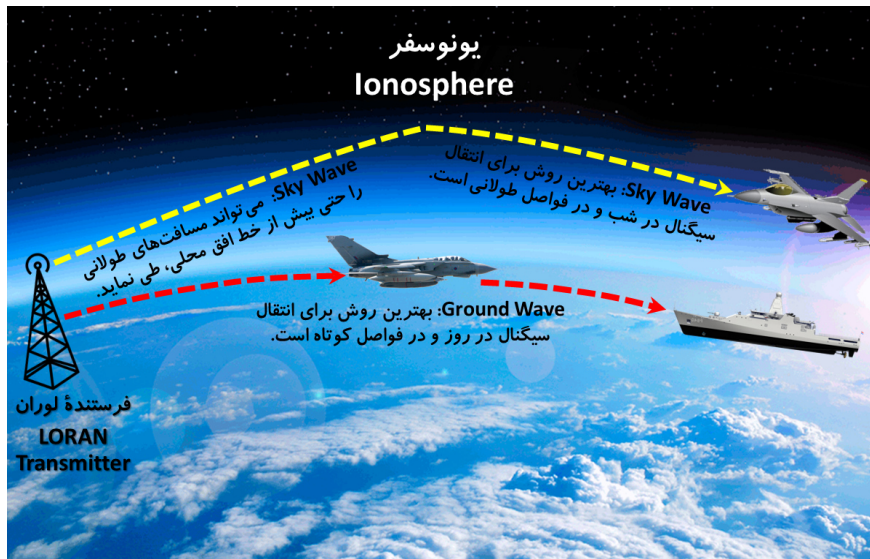
<sup>۳</sup> Distance Measurement Equipment

<sup>۴</sup> Hyperbola

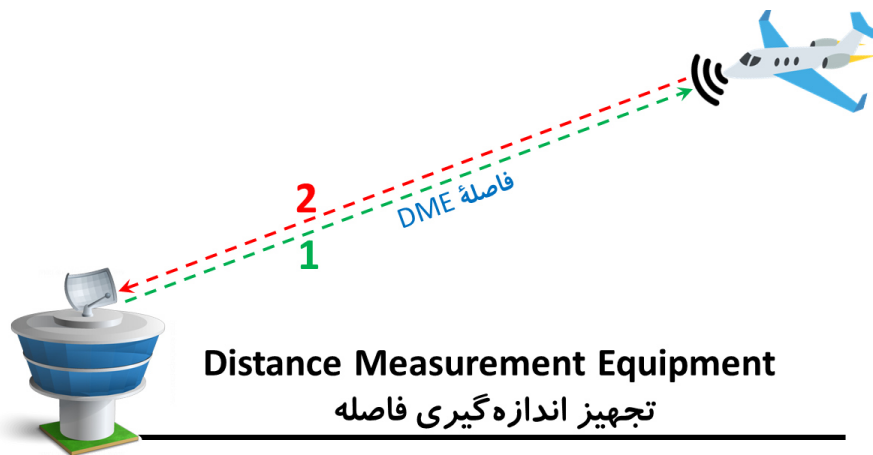




شکل (۱-۳۰) نمونه کارکرد ناوبری LORAN

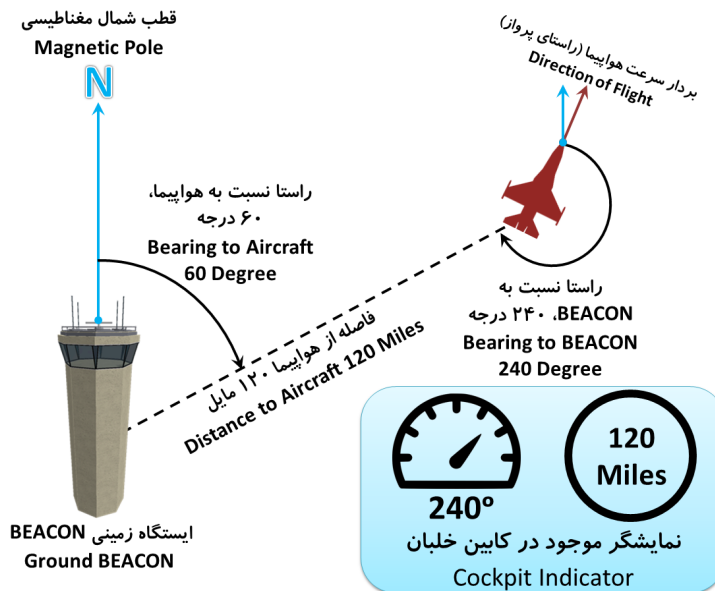


شکل (۱-۳۱) گیرنده‌های LORAN، سیگنال‌های مخابره شده از ایستگاه‌های زمینی را چه در قالب امواج انعکاسی از سمت آسمان یا در اصطلاح Sky Wave و یا چه در قالب امواج منتقل شده در فضا دید مستقیم (موج زمینی) یا در اصطلاح Ground Wave، دریافت می‌نمایند. امواج انعکاسی از سمت آسمان، به میزان سه برابر سریع‌تر از امواج منتقل شده به شکل موج زمینی (انتقالی در فضا دید مستقیم) هستند و این امر به واسطه انعکاس امواج آسمانی توسط لایه باردار دور سطح زمین (تمت عنان «لایه یونوسفر»<sup>۵</sup>) است.



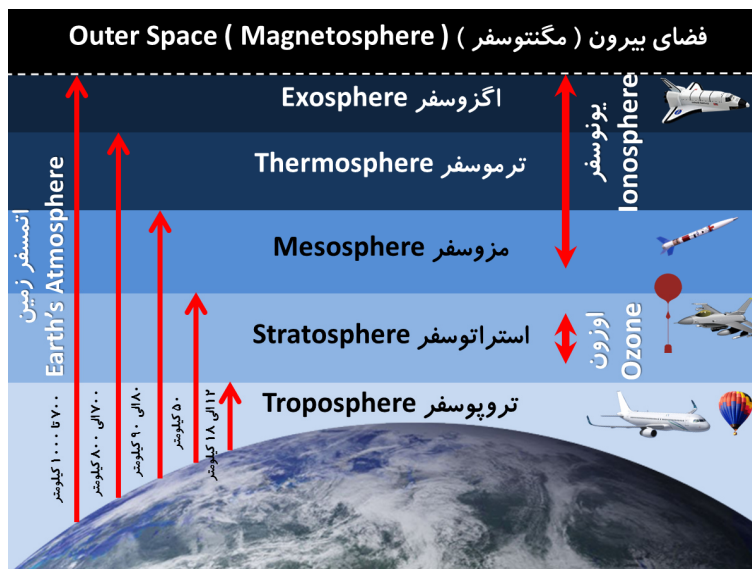
شکل (۱-۳۲) شماتیکی از یک تجهیز اندازه‌گیری فاصله یا در اصطلاح DME که در آن، پالس‌های ارسالی از سمت هواپیما به سمت ایستگاه زمینی DME ارسال شده و این پالس‌ها توسط ایستگاه زمینی عیناً به سمت هواپیما ارسال می‌شوند. از روی افتلاف زمانی میان پالس ارسالی و پالس دریافتی، می‌توان به فاصله میان هواپیما تا ایستگاه زمینی دست یافت. از این اطلاعات همچنین می‌توان برای مناسبه سرعت هواپیما نسبت به ایستگاه زمینی نیز استفاده نمود.

<sup>۵</sup> Ionosphere Layer



**شکل (۱-۳۳)** شماتیکی از نحوه کارکرد سیستم کمک ناوبری TACAN که در آن با استفاده از دو تجهیز اندازه‌گیری، نسبت به تعیین «فاصله و راستای پرواز» نسبت به ایستگاه زمینی BEACON اقدام می‌شود. در اینجا نیز از فناوری DME برای اندازه‌گیری فاصله هواپیمای نشان داده شده از ایستگاه زمینی BEACON استفاده شده است. این اطلاعات بر روی نمایشگر موجود در کابین خلبان نشان داده می‌شود تا بتواند موقعیت نسبی خود نسبت به ایستگاه زمینی BEACON را در «دستگاه مفتصات قطبی»<sup>۶</sup> به دست آورد.

یونوسفر، لایه باردار اتمسفر احاطه کننده زمین است. همانطور که در شکل (۱-۳۴) نشان داده شده است ارتفاع این لایه از سطح زمین از حدود ۴۸ کیلومتری تا ۹۶۵ کیلومتری سطح زمین بوده و ناحیه‌ای است که مشتمل بر کل لایه «ترموسفر»<sup>۷</sup> و بخشی از «مزوسفر»<sup>۸</sup> و «اگزوسفر»<sup>۹</sup> است.



**شکل (۱-۳۴)** لایه‌های مختلف تشکیل‌دهنده اتمسفر زمین و ضخامت هر لایه

<sup>۶</sup> Polar Coordinate System

<sup>۷</sup> Thermosphere

<sup>۸</sup> Mesosphere

<sup>۹</sup> Exosphere



## معرفی «سیستم موقعیت‌یاب جهانی<sup>۱</sup>»، GPS، و «سیستم ماهواره‌های ناوبری جهانی<sup>۲</sup>»، GNSS

سیستم موقعیت‌یاب 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 بلادرنگ<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 و اصول کارکرد آن همانند سیستم‌های ناوبری LORAN و TACAN و امثال آن، اما این دفعه با حضور تعدادی فرستنده ماهواره‌ای در حال حرکت در چند هزار کیلومتر دورتر و گیرنده‌های ماهواره‌ای جهت محاسبه فاصله دقیق گیرنده از ماهواره و به تبع آن محاسبه دقیق موقعیت و سرعت و زمان دقیق توسط گیرنده ماهواره‌ای مزبور است.



**شکل (۱-۲)** تصویری از سه نفر از توسعه‌دهندگان اولیه ایده سیستم موقعیت‌یابی جهانی، GPS؛ از سمت راست به ترتیب «بردفورد پارکینسون<sup>۴</sup>» از لابراتوار The Applied Physics Laboratory، «ایوان گتینگ<sup>۵</sup>» از شرکت The Aerospace Corporation و «روجر ایستون<sup>۶</sup>» از لابراتوار The Naval Research Laboratory

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 موقعیت‌یاب 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>۷</sup> نیز گفته می‌شود که در واقع مخفف عبارت «ناوبری با استفاده از زمان‌بندی و فاصله‌یابی ماهواره‌ای<sup>۸</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 نظیر LORAN و TACAN است؛ در واقع، ماهواره‌های در حال دوران حول کره زمین، 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 موقعیت‌یاب جهانی، از این «ستاره‌های دست‌ساز» به عنوان نقاط مرجع جهت محاسبه دقیق موقعیت و سرعت و برخی پارامترهای مرتبط با آن، با دقت بالا، استفاده می‌شود.

<sup>۱</sup> Global Positioning System

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

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

<sup>۴</sup> Bradford Parkinson

<sup>۵</sup> Ivan A. Getting

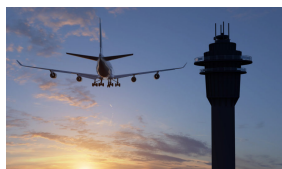
<sup>۶</sup> Roger L. Easton

<sup>۷</sup> NAVigation Satellite Timing And Ranging

<sup>۸</sup> Navigation with Satellite Timing and Ranging

استفاده از سیستم‌های ناوبری جهانی دیگر مختص به اهداف نظامی نبوده و از آن در کاربردهای 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>۹</sup>، کنترل و ناوبری دقیق تجهیزات خودران و خودروها و روبات‌ها، سرویس‌های اینترنتی بر مبنای موقعیت دقیق نظیر Google-Earth و یا خرید اینترنتی از سایت‌های فروش اینترنتی و یا تاکسی‌های اینترنتی، نرم‌افزارهای موقعیت‌یاب و امثال آن)
- ۳- تعقیب (پایش حرکت مردم، خودروها، هواپیماها، کشتی‌ها، قطارها، پایش رانش قاره‌ها<sup>۱۰</sup>، پایش مسیر حرکت و مهاجرت حیوانات محافظت شده در حیات وحش و امثال آن)
- ۴- نقشه‌کشی دقیق (ترسیم نقشه ساختمان‌ها، راه‌ها، ترسیم خطوط مرزی شهرها و روستاها، استان‌ها و کشورها)
- ۵- تعیین دقیق زمان به واسطه در اختیار داشتن یک ساعت استاندارد جهانی بسیار دقیق در این نوع سیستم ناوبری و ایجاد یک بستر دقیق محاسباتی جهت محاسبه و بیان زمان واقعی و دقیق.
- ۶- همزمان‌سازی<sup>۱۱</sup> ایستگاه‌های مرجع برای کاربردهای مخابراتی و نیروگاه‌های برق، سیستم جهانی اینترنت، یا فعالیت‌های بانکی و تجاری نظیر دستگاه‌های خودپرداز بانکی، همزمان‌سازی نرم‌افزارها و تالارهای معاملات بورس و یا حتی همزمان‌سازی رصد اجرام آسمانی توسط تلسکوپ‌های بزرگ در نقاط مختلف دنیا.



کنترل خطوط هوایی



کاربردهای فضایی



صنایع نفت و گاز



شبکه‌های توزیع برق



خدمات اورژانسی



صنعت حمل و نقل



تجهیزات ناوبری شخصی



عملیات ترانزیت



تعیین دقیق زمان



نقشه‌برداری و سیستم اطلاعات جغرافیایی، GIS



پایش مسیر حرکت حیوانات



صنایع کشتی‌رانی



رصد همزمان اجرام آسمانی



بورس‌های بین‌المللی

**شکل (۲-۲) برقی از مهمترین کاربردهای سیستم‌های ناوبری جهانی که عمدتاً بر روی تعیین دقیق موقعیت، سرعت، راستای حرکت و نیز تعیین دقیق زمان جهانی معطوف شده است.**

<sup>۹</sup> امروزه با استفاده از چندین گیرنده ماهواره‌ای نصب شده بر روی یک جسم، و با استناد به تغییر فاز میان سیگنال‌های دریافتی و با استفاده از دقت‌های در مرتبه چند میلی‌متر، می‌توان وضعیت یا در اصطلاح Attitude یک جسم در کانال‌های غلت Roll و فراز Pitch و سمت Heading را نیز تعیین نمود.  
<sup>۱۰</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>۱۱</sup> Synchronization

استفاده از این سیستم ناوبری ماهواره‌ای به حدی وارد زندگی روزمره ما شده است که هرگونه اختلال در کارکرد این سیستم‌ها می‌تواند منجر به ایجاد خطرات جدی برای ناوبری ماهواره‌ها و کشتی‌ها و هواپیماها و قطارها، ایجاد اختلال در کارکرد گوشی‌های تلفن همراه، کارکرد دستگاه‌های خودپرداز بانکی، سیستم‌های نوین بورس، سیستم جهانی اینترنت، سیستم‌های کنترل و مراقبت از سیستم توزیع برق در داخل کشور و امثال آن خواهد شد.

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، با 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>۱۲</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 سیستم موقعیت‌یاب جهانی یا همان GPS، گلوناس یا GLONASS (توسعه‌یافته توسط روسیه)، بیدو یا BeiDou که بعضاً Compass یا قطب‌نما نیز نامیده می‌شود (توسعه‌یافته توسط چین) و گالیله یا Galileo (توسعه‌یافته توسط اتحادیه اروپا)، ناویک یا NaVic (توسعه‌یافته توسط هند) و QZSS (توسعه‌یافته توسط ژاپن) اشاره نمود.



**شکل (۲-۳) از جمله مهمترین «سیستم‌های ماهواره‌ای ناوبری جهانی»، GNSS، می‌توان به جی پی اس یا همان GPS، گلوناس یا همان GLONASS، بیدو یا همان BeiDou، گالیله یا همان Galileo، ناویک یا همان NaVic و QZSS اشاره نمود.**

با توجه به مطالب فوق، سیستم ناوبری ماهواره‌ای به هر سیستمی گفته می‌شود که از «سیگنال‌های زمانی»<sup>۱۳</sup> رادیویی انتقال یافته از سمت چند 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 و یا تعیین دقیق سرعت یک جسم متحرک و یا تعیین راستای حرکت یک جسم متحرک و یا تعیین دقیق زمان (ساعت) جهانی استفاده می‌کند.

<sup>۱۲</sup> Satellite Navigation

<sup>۱۳</sup> Time Signals

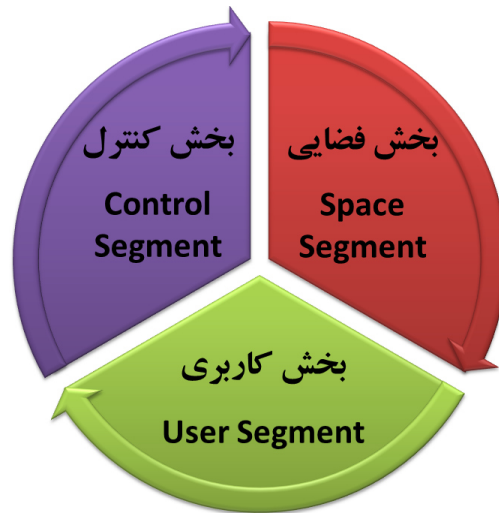
سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، از سه قسمت اصلی تشکیل شده است:

۱- بخش کنترلی<sup>۱۴</sup>

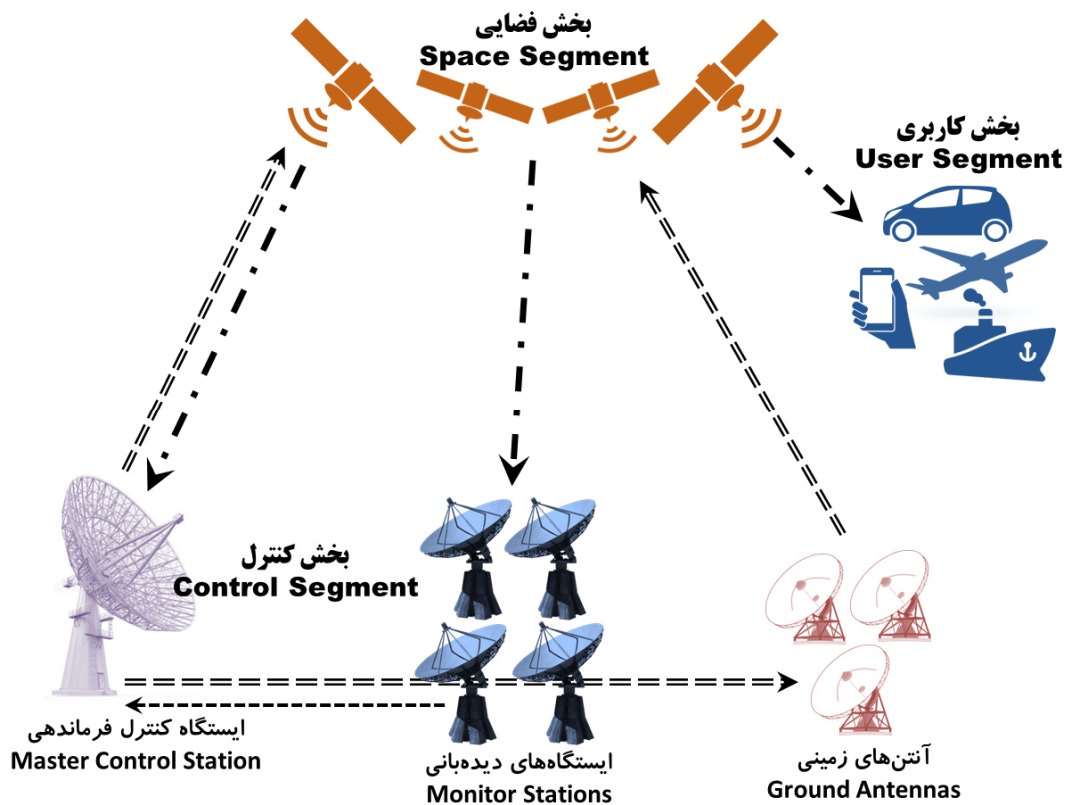
۲- بخش فضایی<sup>۱۵</sup>

۳- بخش کاربری<sup>۱۶</sup>

فقط در سایه عملکرد صحیح و دقیق هر یک از این سه بخش است که می توان با کارکرد صحیح و قابل اطمینان کل مجموعه سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، مواجه شویم.



شکل (۲-۱۴) شماتیک از اجزای تشکیل دهنده سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS



شکل (۲-۵) شماتیک دیگری از اجزای تشکیل دهنده سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS

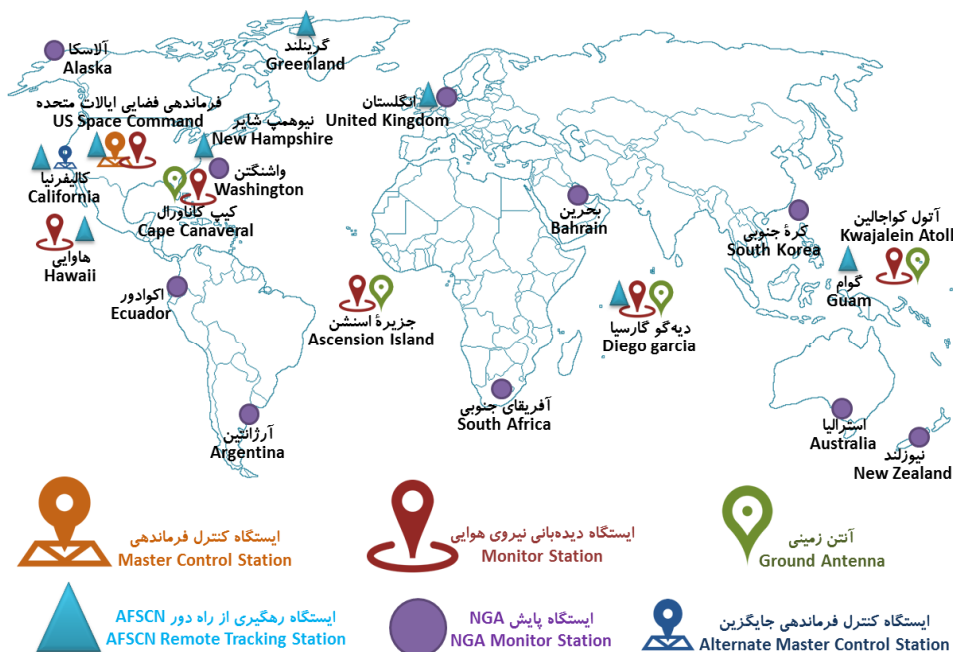
<sup>۱۴</sup> Control Segment

<sup>۱۵</sup> Space Segment

<sup>۱۶</sup> User Segment

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

«بخش کنترل» سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، متشکل از یک شبکه ارتباطی جهانی از تجهیزات زمینی است که وظیفه «رهگیری»<sup>۱۷</sup> ماهواره‌های GPS، پایش لحظه به لحظه اطلاعات تبادلی آنها، تجزیه و تحلیل ارتباطات و سیگنال‌های تبادلی و ارسال فرامین و اطلاعات به سمت مجموعه ماهواره‌های سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، را بر عهده دارد. همانطور که در شکل (۲-۶) نشان داده شده است، معماری اولیه این بخش، متشکل از یک ایستگاه کنترل فرماندهی،<sup>۱۸</sup> MCS، چهار ایستگاه دیده‌بانی و سه آنتن زمینی (به علاوه یک آنتن پشتیبان در پایگاه فضایی کیپ کاناورال ایالات متحده) جهت انتقال اطلاعات به ماهواره‌ها بود. ایستگاه کنترل فرماندهی، MCS، که در اصطلاح «مرکز عملیات‌های ماهواره‌ای یکپارچه»<sup>۱۹</sup> نیز نامیده می‌شود، در مرکز فرماندهی فضایی نیروی هوایی ایالات متحده (پایگاه نیروی هوایی فالکون<sup>۲۰</sup>) در ایالت کلرادو آمریکا قرار دارد. این مرکز، مسئول کنترل ماهواره و نیز کلیه عملیات‌های مربوط به سیستم مزبور است. ایستگاه‌های دیده‌بانی،<sup>۲۱</sup> MS، 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 مجدد اقدام می‌کنند. ایستگاه‌های دیده‌بانی 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» 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. هم‌اکنون معماری عملیاتی این بخش، متشکل از یک ایستگاه کنترل فرماندهی به همراه یک ایستگاه کنترل فرماندهی جایگزین، ۱۲ آنتن ارسال فرامین و کنترل ماهواره‌ها و ۱۶ سایت پایش لحظه‌ای ماهواره‌ها می‌باشد. ایستگاه کنترل فرماندهی مرکزی این سیستم، در کلرادو اسپرینگ ایالات کلرادو ایالات متحده قرار دارد.



شکل (۲-۶) شماتیکی از موقعیت جغرافیایی مراکز و ایستگاه‌های زمینی مورد استفاده در سیستم موقعیت یاب جهانی

<sup>۱۷</sup> Tracking

<sup>۱۸</sup> Master Control Station

<sup>۱۹</sup> Consolidated Satellite Operations Center

<sup>۲۰</sup> Falcon Air Force Base

<sup>۲۱</sup> Monitor Stations



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

۱- ارسال ضرایب تصحیح کننده ساعت برای هر ماهواره؛ ارسال این ضرایب جهت حصول اطمینان از کارکرد 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 موقعیت یاب 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 موقعیت یاب 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 ماهواره) 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 گرانبه در گیرنده‌های GPS به منظور موقعیت یابی دقیق و یا تعیین دقیق سرعت و یا تعیین دقیق راستای حرکت و یا تعیین دقیق ساعت جهانی نبوده و مشکل عدم دقت ساعت‌های موجود در گیرنده‌های تجاری به یک روش کاملاً ابتکاری و البته هوشمندانه، که در ادامه همین جزوه به صورت مفصل توضیح داده شده است، حل خواهد شد و به نوعی با حل یک سری معادلات، می‌توان با یک گیرنده تجاری ارزان قیمت GPS به یک دقت زمانی بسیار بالا دست یافت!



**شکل (۷-۲) سمت راست:** تصویری از یک ساعت اتمی مورد استفاده در ماهواره‌ها که از فرکانس تشدید اتم‌های سزیم ۱۳۳ به عنوان ملاک اندازه‌گیری دقیق زمان (یا به عنوان یک «تیک»<sup>۳</sup> ثابت نسبت به زمان) استفاده می‌نمایند. سمت چپ: تصویری از یک ساعت اتمی مورد استفاده در ماهواره‌ها که از فرکانس تشدید اتم‌های روبیدیوم ۸۷ به عنوان ملاک اندازه‌گیری دقیق زمان استفاده می‌نمایند. هر عنصر شیمیایی، انرژی الکترومغناطیسی را در وضعیت تشدید و یا (رزونانس) فود جذب و یا صادر می‌نماید و دانشمندان دریافته‌اند که وضعیت تشدید این عناصر در طول زمان ثابت است. در یک ساعت اتمی از امواج مایکروویو برای تمریک اتم‌ها استفاده شده و از اندازه‌گیری این فرکانس تشدید به عنوان عامل کنترل زمان ساعت استفاده می‌شود. ساعت‌های اتمی، دقیق‌ترین استاندارد زمانی و فرکانسی هستند؛ از سال ۱۹۶۷، تعریف استاندارد یک ثانیه، برابر مدت زمانی است که اتم عنصر سزیم بین دو حالت انرژی فود به میزان ۹۱۹۲۶۳۱۷۷۰ مرتبه نوسان می‌نماید و این یک مقدار ثابت در طول زمان است. اندازه فطای ساعت‌های اتمی به میزان یک ثانیه در ۱۰ هزار تا ۳۲ هزار سال کارکرد است.

<sup>۱</sup> GPS Time

<sup>۲</sup> Atomic Clocks

<sup>۳</sup> Tick

- 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، با اختلالات جدی بر روی سیگنال‌های ماهواره‌ای GPS مواجه می‌شویم که نیازمند ارسال اطلاعات به ماهواره‌ها جهت تصحیح و کالیبراسیون محاسبات این سیگنال‌ها متناسب با شدت وقوع این طوفان‌ها هستیم).
- ۳- ارسال اطلاعات «داده‌های سالنمای نجومی»<sup>۱</sup> هر ماهواره که برای آن ماهواره، مختص و منحصر به همان ماهواره بوده و اطلاعات مربوط به «پارامترهای مدار حرکتی آن ماهواره در فضا»، «عمر داده‌ها»<sup>۲</sup>، «ضرایب تصحیح ساعت آن ماهواره» و نیز «موقعیت بسیار دقیق آن ماهواره در آن لحظه» را به صورت منظم و بلادرنگ تامین می‌نماید. البته داده‌های مزبور، مشتمل بر اطلاعات مجموعه ماهواره‌های GPS به صورت یک مجموعه کلی (و به عنوان اطلاعاتی از یک صورت فلکی) نمی‌باشد، بلکه اطلاعات مربوط به «هر ماهواره» به عنوان یک جزء و البته با جزئیات حداکثری است. گیرنده‌های GPS قادر هستند از روی اطلاعات «داده‌های سالنمای نجومی» هر ماهواره، نسبت به محاسبه بلادرنگ دستگاه مختصات ماهواره‌ای مورد نیاز در فرآیند محاسبات تعیین موقعیت (که در ادامه و تحت فرآیند «مثلث‌سازی»<sup>۳</sup> به آن اشاره خواهد شد) اقدام نمایند. به محض برقراری ارتباط میان گیرنده GPS با یک ماهواره، اطلاعات مربوط به «داده‌های سالنمای نجومی» آن ماهواره به صورت مستقیم توسط گیرنده از آن ماهواره درخواست و اخذ خواهد شد.
- ۴- ارسال «تقویم نجومی»<sup>۴</sup> که در واقع یک گزارش و اطلاعاتی کلی و تقریبی از موقعیت مداری تمامی ماهواره‌های در دسترس و موجود در صورت فلکی ماهواره‌های GPS به صورت یک مجموعه کلی (البته با دقتی کمتر از اطلاعات «داده‌های سالنمای نجومی» هر ماهواره) و «وضعیت سلامتی ماهواره‌ها» بوده که به یک گیرنده GPS اجازه می‌دهد تا ماهواره‌هایی را که در نیم کره خود (در معرض دید 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 دست ساز» و یا در اصطلاح یک صورت فلکی ساخته دست بشر و ارسال 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 (متناسب با «وضعیت سلامتی آن ماهواره») جهت استفاده در موقعیت‌یابی خود اقدام کنند. ارسال اطلاعات مربوط به «تقویم نجومی» منجر به آن خواهد شد که زمان لازم برای اولین تثبیت، TTFF، برای گیرنده‌های GPS به حداکثر ۱۵ ثانیه (به حداقل میزان ممکن نسبت به زمانی که داده‌های «تقویم نجومی» در اختیار نمی‌باشد) کاهش یابد و از همینرو می‌توان گفت که عمده تاثیر اطلاعات مربوط به «تقویم نجومی»، در تسریع زمان لازم برای تثبیت ماهواره‌ها برای اولین بار است. داده‌های تقویم نجومی به عنوان بخشی از هر «سیگنال زمانی ماهواره»<sup>۵</sup> منتقل خواهد شد.

<sup>۱</sup> Ephemeris

<sup>۲</sup> Age of Data

<sup>۳</sup> Triangulation

<sup>۴</sup> Almanac

<sup>۵</sup> Satellite's Time Signal

|  |  |
|--|--|
| ***** Week 512 almanac for PRN-24 *****      | EPOCH FOR SATELLITE 24 :                                   |
| ID: 24                                       | PRN number for data ..... 24                               |
| Health: 000                                  | Issue of ephemeris data ..... 179                          |
| Eccentricity: 0.6661891937E-002              | Semi-Major Axis (meters) ..... 2.65599E+07                 |
| Time of Applicability(s): 319488.0000        | C(ic) (rad) ..... -1.02445E-07                             |
| Orbital Inclination(rad): 0.9505615234       | C(is) (rad) ..... -1.22935E-07                             |
| Rate of Right Ascen(r/s): -0.7850758266E-008 | C(rc) (meters) ..... 168.656                               |
| SQRT(A) (m <sup>1/2</sup> ): 5153.627930     | C(rs) (meters) ..... -63.3125                              |
| Right Ascen at Week(rad): -0.7220151424E+000 | C(uc) (rad) ..... -3.48687E-06                             |
| Argument of Perigee(rad): -0.651554227       | C(us) (rad) ..... 1.1526E-05                               |
| Mean Anom(rad): -0.5415329933E+000           | Mean motion difference (rad/sec) ..... 3.94802E-09         |
| Af0(s): 0.1974105835E-003                    | Eccentricity (dimensionless) ..... 0.00623617              |
| Af1(s/s): 0.3637978807E-011 week: 512        | Rate of inclination angle (rad/sec) .. 1.05004E-10         |
|  | Inclination angle @ ref. time (rad) .. 0.976756            |
|  | Mean Anomaly at reference time (rad) . 1.79689             |
|  | Corrected Mean Motion (rad/sec) ..... 0.000145861          |
|  | Computed Mean Motion (rad/sec) ..... 0.000145858           |
|  | Argument of perigee (rad) ..... -2.06498                   |
|  | Rate of right ascension (rad/sec) .... -7.67032E-09        |
|  | Right ascension @ ref time (rad) ..... -2.4059             |
|  | Sqrt (1 - e <sup>2</sup> ) ..... 0.999981                  |
|  | Sqr root semi-major axis, (m <sup>1/2</sup> ) .... 5153.63 |
|  | Reference time ephemeris (sec) ..... 252000                |

**شکل (۲-۸) سمت راست: تصویری از لاگ مربوط به اطلاعات «داده‌های سالنمای نجومی» یک ماهواره که مربوط به اطلاعات بسیار دقیق مداری ماهواره و موقعیت بسیار دقیق ماهواره در هر لحظه است؛ سمت چپ: تصویری از لاگ مربوط به اطلاعات «تقویم نجومی» یک ماهواره که مشتمل بر اطلاعات نسبتاً دقیق مداری ماهواره و اطلاعات مربوط به سلامتی ماهواره است.**

لازم به ذکر است که یک گیرنده GPS قادر است حتی بدون در اختیار داشتن اطلاعات به روز رسانی شده مربوط به «تقویم نجومی» نیز نسبت به تعیین موقعیت خود و پارامترهای مربوطه (نظیر سرعت و راستای حرکت و امثال آن) اقدام نماید؛ لیکن همین گیرنده بدون در اختیار داشتن «داده‌های سالنمای نجومی»، قادر به تعیین موقعیت خود و پارامترهای مربوط به آن (نظیر سرعت و راستای حرکت و امثال آن) نخواهد بود. لذا 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؛ لیکن اطلاعات مربوط به تقویم نجومی (به واسطه عدم نیاز به دقت بالا) هر ۲۴ ساعت یک بار و گاهی هر ۹۰ روز و یا حتی هر ۱۸۰ روز یک بار، به روز رسانی می‌شود. با تلفیق اطلاعات مربوط به «تقویم نجومی» و داده‌های «سالنمای نجومی» مربوط به ماهواره‌های GPS می‌توان موقعیت دقیق هر ماهواره و پارامترهای مربوط به آن را به درستی و با دقت بسیار بالا و البته به صورت بلادرنگ تعیین نمود. بایستی توجه داشت که با توجه به اینکه «وضعیت سلامتی هر ماهواره» در هر لحظه می‌تواند دچار تغییر گردد، لذا در تعریف ماموریت ماهواره‌ها و به روز رسانی آنها، گاهی نیازمند آن خواهیم بود که به جای به روز رسانی ۹۰ روزه یا ۱۸۰ روزه، از به روز رسانی‌های سریعتر (مثلاً ۷ روز یک بار) استفاده نماییم. 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.

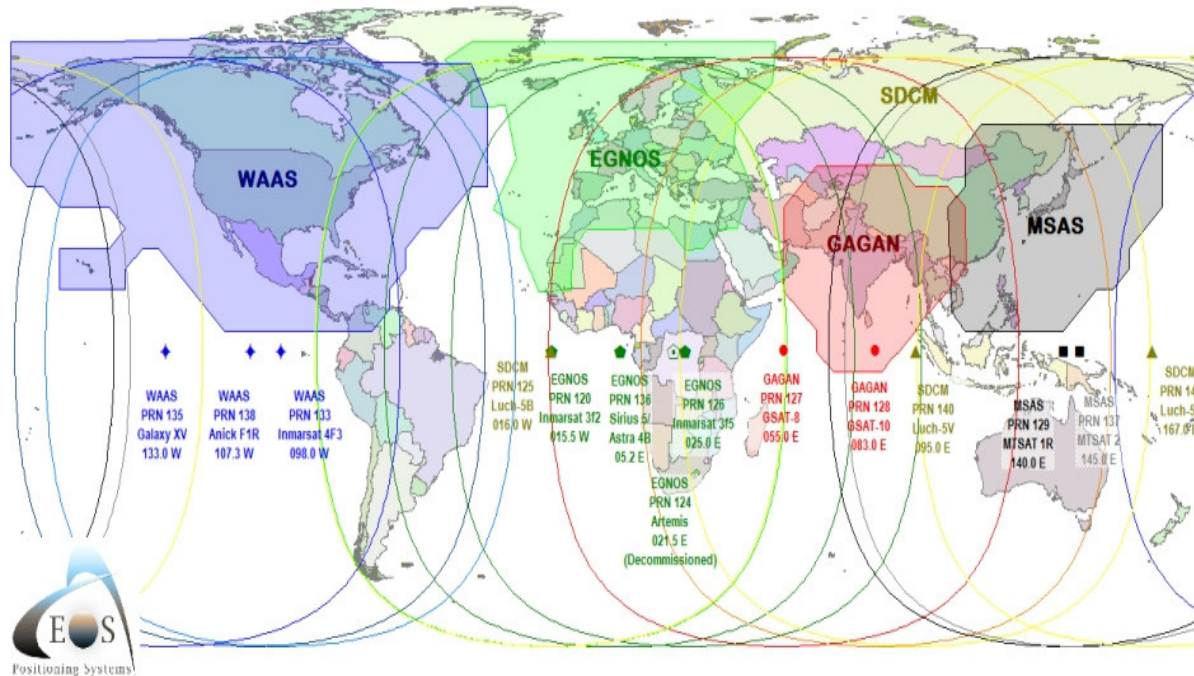
### معرفی سیستم تقویت داده مبتنی بر ماهواره، SBAS<sup>۲</sup>

لازم به ذکر است که در کنار فعالیت بخش‌های ذکر شده فوق در «بخش کنترل» سیستم موقعیت‌یابی جهانی، برای بهبود هرچه بیشتر دقت داده‌های دریافتی از سیستم‌های GNSS، از سیستم‌های کمکی دیگری نظیر «سیستم تقویت داده مبتنی بر ماهواره و یا به اختصار SBAS» نیز استفاده می‌شود؛ استفاده از چنین سیستم‌هایی، منجر به بهبود دقت داده‌های

<sup>۱</sup> Thrusters

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

GNSS، بهبود پیوستگی و جامعیت داده‌های آنها و نیز افزایش در دسترس بودن داده‌های GNSS در هر لحظه و در تمام منطقه تحت پوشش این سیستم‌ها (و نه لزوماً در کل کره زمین) می‌شود. برخی از مهمترین سیستم‌های SBAS فعال عبارتند از: WAAS<sup>۱</sup> (متعلق به ایالات متحده)، MSAS (متعلق به ژاپن)، EGNOS<sup>۲</sup> (متعلق به اتحادیه اروپا)، GAGAN (متعلق به هند) و SDCM (متعلق به روسیه).

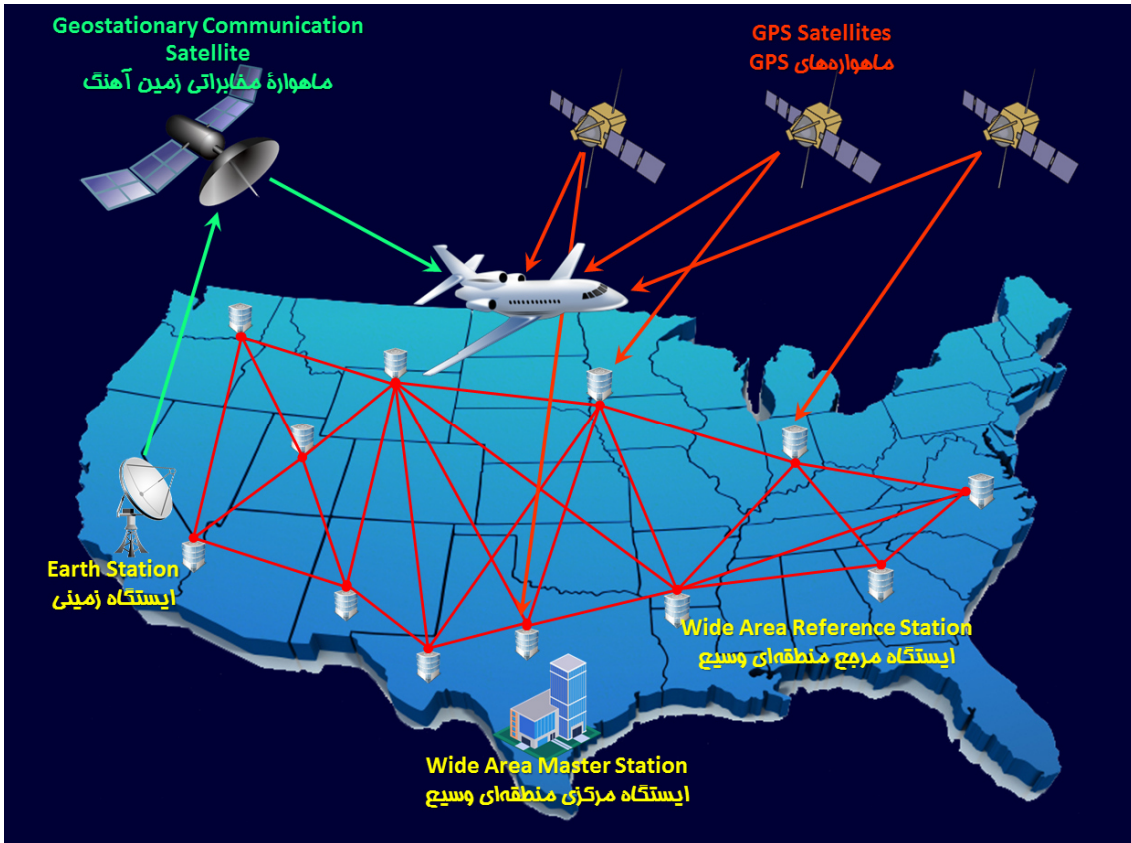


**شکل (۲-۹) شماتیکی از مهمترین سیستم‌های SBAS جاری و منطقه تحت پوشش آنها مشتمل بر: WAAS (متعلق به ایالات متحده)، MSAS (متعلق به ژاپن)، EGNOS (متعلق به اتحادیه اروپا)، GAGAN (متعلق به هند) و SDCM (متعلق به روسیه)؛ همانطور که در این شکل نیز مشخص است، هیچ یک از سیستم‌های SBAS جاری، پوشش جهانی ندارند.**

سیستم WAAS که «سیستم تقویت منطقه‌ای وسیع» 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 بالاخص در هنگام تقرب دقیق هواپیما به باند‌های فرودگاهی بود. همانطور که در شکل (۲-۱۰) نشان داده شده است، سیستم WAAS منجر به تصحیح خطاهای سیگنال‌های GNSS شده تا بتوان به دقت و قابلیت اطمینان بالاتری بالاخص در حوزه هوانوردی دست یافت. این سیستم با پایش لحظه به لحظه سیگنال‌های ناوبری دریافتی از ماهواره‌های GPS در ایستگاه‌های مرجع زمینی - در گستره خاک ایالات متحده - به هدف مورد نظر خود دست پیدا می‌کند. این داده‌ها به ایستگاه‌های مرکزی، یک سری اطلاعات در خصوص مدار ماهواره‌ها، شناوری رخ داده در دقت ساعت‌های اتمی ماهواره‌های GPS و نیز تاخیر ایجاد شده در دریافت سیگنال‌ها به واسطه لایه یونسفر زمین داده و پس از پردازش این اطلاعات، سیگنال‌های تصحیح کننده خطاهای ناوبری ماهواره‌ای از طریق ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ، به گیرندگان مورد نظر (عموماً هواپیماهای تجاری و غیرتجاری) منتقل می‌شوند.

<sup>۱</sup> Wide Area Augmentation System

<sup>۲</sup> European Geostationary Navigation Overlay Service

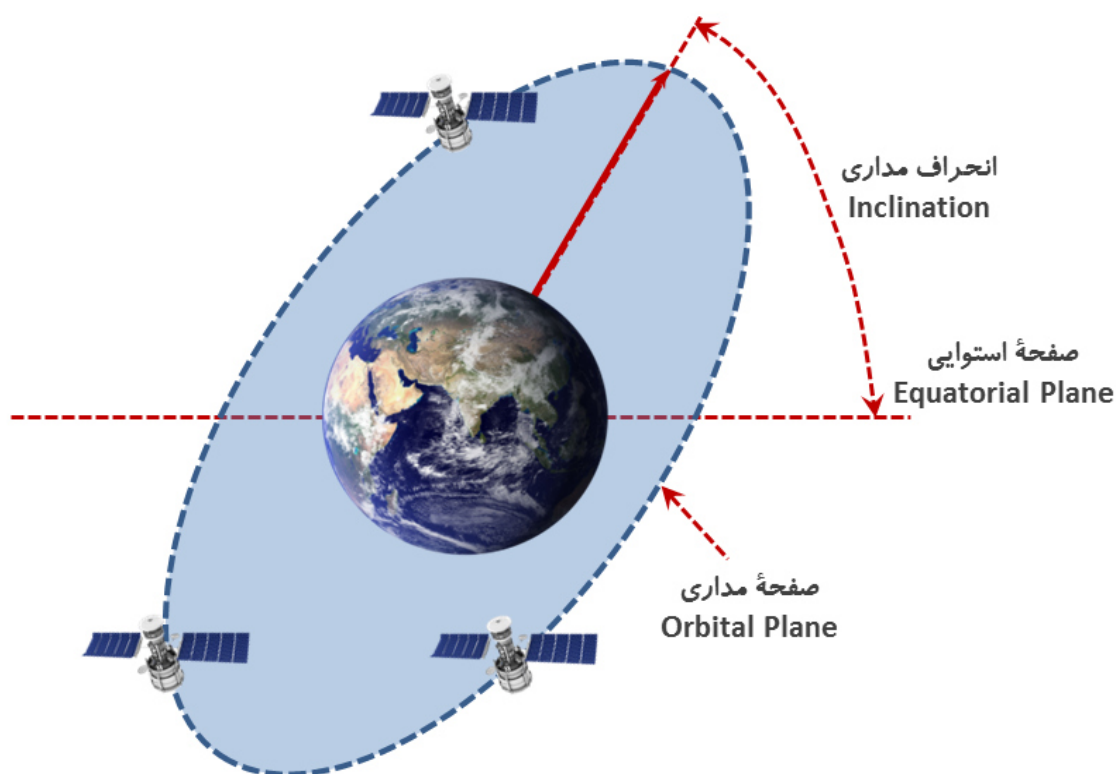


شکل (۱۰-۲) شماتیکی از نحوه کارکرد سیستم WAAS در محدوده سرزمینی ایالات متحده که یکی از انواع سیستم‌های SBAS است.

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

قبل از ورود به مبحث اجزای تشکیل دهنده «بخش فضایی» سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، لازم است توضیحاتی در خصوص برخی از پارامترها و کلیدواژه‌های مربوط به ماهواره‌های سیستم موقعیت یاب جهانی ارائه شود:

- **قابلیت تماماً عملیاتی یا FOC<sup>۱</sup>:** منظور تاریخی است که از آن به بعد، تمام قابلیت‌های سیستم مزبور، عملیاتی شده است.
- **صفحه مداری<sup>۲</sup>:** 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 (۱۱-۲) نشان داده شده است.
- **زاویه انحراف مداری<sup>۳</sup>:** 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 (۱۱-۲) نشان داده شده است.
- **صورت فلکی<sup>۴</sup>:** به توزیع ماهواره‌ها در صفحات مداری مختلف گفته می‌شود.
- **تناوب مداری<sup>۵</sup>:** به مدت زمان لازم جهت چرخش کامل یک ماهواره به دور زمین در مدار تعیین شده برای آن ماهواره گفته می‌شود.



شکل (۱۱-۲) شماتیکی از تعاریف مربوط به «صفحه مداری» و «زاویه انحراف مداری»

<sup>۱</sup> Full Operational Capability

<sup>۲</sup> Orbital Plane

<sup>۳</sup> Inclination

<sup>۴</sup> Constellation

<sup>۵</sup> Orbital Period

در حال حاضر، «بخش فضایی» سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS، به صورت اسمی دارای مجموعه‌ای از ۲۴ ماهواره فعال است که سیگنال‌های رادیویی را به سمت گیرندگان خود ارسال می‌کنند. ایالات متحده ملزم به محافظت از کارکرد و در دسترس بودن این ۲۴ ماهواره فعال در ۹۵ درصد از اوقات است. برای آنکه این تعهد دارای ضمانت اجرایی باشد، نیروی هوایی ایالات متحده در چند سال گذشته، نسبت به پرتاب ۳۱ ماهواره GPS به سمت فضا اقدام نموده است و عملاً در حال حاضر ۳۱ ماهواره در مدار چرخشی خود به دور زمین قرار دارند.



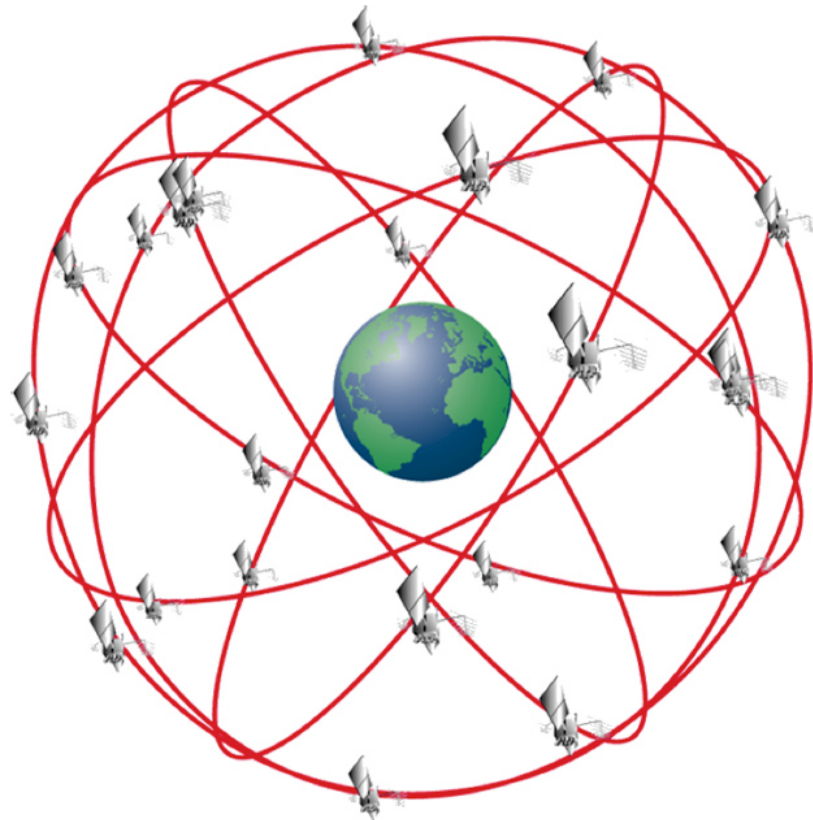
شکل (۱۲-۲) تصویری از ماهواره‌بر Delta II 7925 که ماهواره GPS IIR-16 را در ۱۷ نوامبر ۲۰۰۶ به فضا پرتاب نمود.



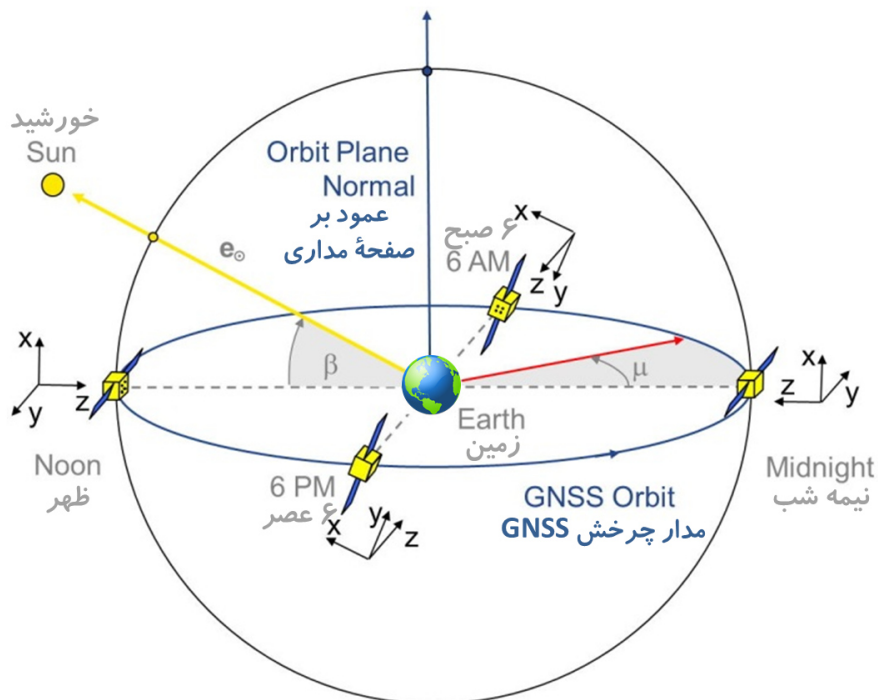
شکل (۱۳-۲) تصویری از ماهواره‌بر Delta IV Magellan که ماهواره GPS III را در ۲۲ آگوست ۲۰۱۹ به فضا پرتاب نمود.

بنابراین در حال حاضر، 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 مدار است؛ اگرچه بعضاً و در برخی مراجع علمی، تعداد ماهواره‌های موجود در این سیستم به میزان ۲۴ عدد ذکر می‌شود، لیکن بایستی خاطرنشان نمود که تعداد ماهواره‌های فعال در هر لحظه، اغلب بیشتر و یا کمتر از ۲۴ عدد است. صفحات مداری ماهواره در زاویه مداری ۵۵ درجه نسبت به خط استوا قرار گرفته است. این صفحات مداری نسبت به یکدیگر دارای یک زاویه دوران ۶۰ درجه‌ای هستند. 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. بنابراین 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>۲</sup> ۱۵ درجه‌ای بالاتر از خط افق، لااقل ۴ عدد ماهواره در نقطه دید هر گیرنده GPS واقع بر هر نقطه از کره زمین باشد.



شکل (۲-۱۴) شماتیکی از شش عدد «صفحه مدار» مربوط به سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS، با زاویه مدار ۵۵ درجه‌ای نسبت به فضا استوای زمین و نیز شماتیکی از «صورت فلکی» ماهواره‌های موجود در این سیستم.

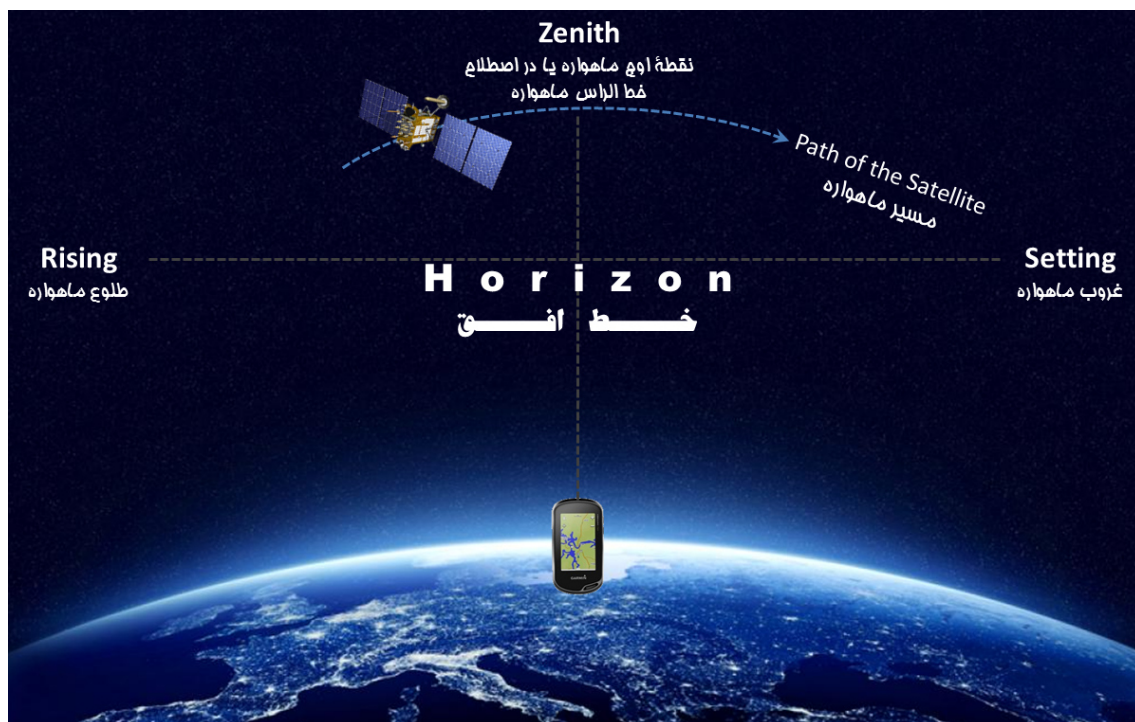


شکل (۲-۱۵) شماتیکی از اصطلاحات مربوط به پرفش ماهواره‌های GNSS به دور زمین در مدار پرفشی مربوط به خود

<sup>۲</sup> Elevation Mask



همانطور که در شکل (۲-۱۶) نشان داده شده است، همانند حرکت ظاهری خورشید در آسمان در طول شبانه‌روز، برای حرکت واقعی ماهواره نسبت به یک گیرنده GPS نیز از اصطلاحاتی نظیر «طلوع»<sup>۱</sup> و «غروب»<sup>۲</sup> ماهواره نسبت به آن گیرنده استفاده می‌شود؛ همانطور که در این شکل نشان داده شده است، از لحظه‌ای که یک ماهواره در «خط دید»<sup>۳</sup> یک گیرنده قرار بگیرد (و به عبارتی به محض آنکه آن گیرنده، به واسطه حرکت ماهواره در طول آسمان، در معرض سیگنال ارسالی از سمت ماهواره مزبور قرار بگیرد) در اصطلاح گفته می‌شود که آن ماهواره نسبت به این گیرنده «طلوع» کرده است؛ به محض رسیدن ماهواره درست به نقطه بالای سر یک گیرنده GPS، در اصطلاح گفته می‌شود که ماهواره در «نقطه اوج»<sup>۴</sup> خود قرار گرفته است و به محض آنکه ماهواره از «خط دید»<sup>۳</sup> گیرنده خارج شود (و به عبارتی به محض آنکه آن گیرنده، به واسطه حرکت ماهواره در طول آسمان، سیگنال ارسالی از سمت ماهواره مزبور را دریافت ننماید) در اصطلاح گفته می‌شود که آن ماهواره نسبت به این گیرنده «غروب» کرده است.



شکل (۲-۱۶) اصطلاحات مربوط به طلوع و غروب و نقطه اوج یک ماهواره نسبت به یک گیرنده GPS

به عنوان یک اصل کلی و در عین حال بسیار مهم، ساعت اتمی موجود در هر ماهواره با ساعت‌های اتمی موجود در دیگر ماهواره‌ها، از انطباق زمانی نسبتاً ایده‌آلی برخوردار است. در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS، 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 بار به دور زمین می‌چرخد؛ به بیان دیگر، سرعت مداری هر ماهواره نسبت به زمین تقریباً برابر ۳/۸۶ 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، لاقلاً دو بار از روی هر نقطه فرضی بر روی زمین عبور خواهند نمود. به واسطه حرکت ماهواره‌ها به دور زمین و در وضعیتی

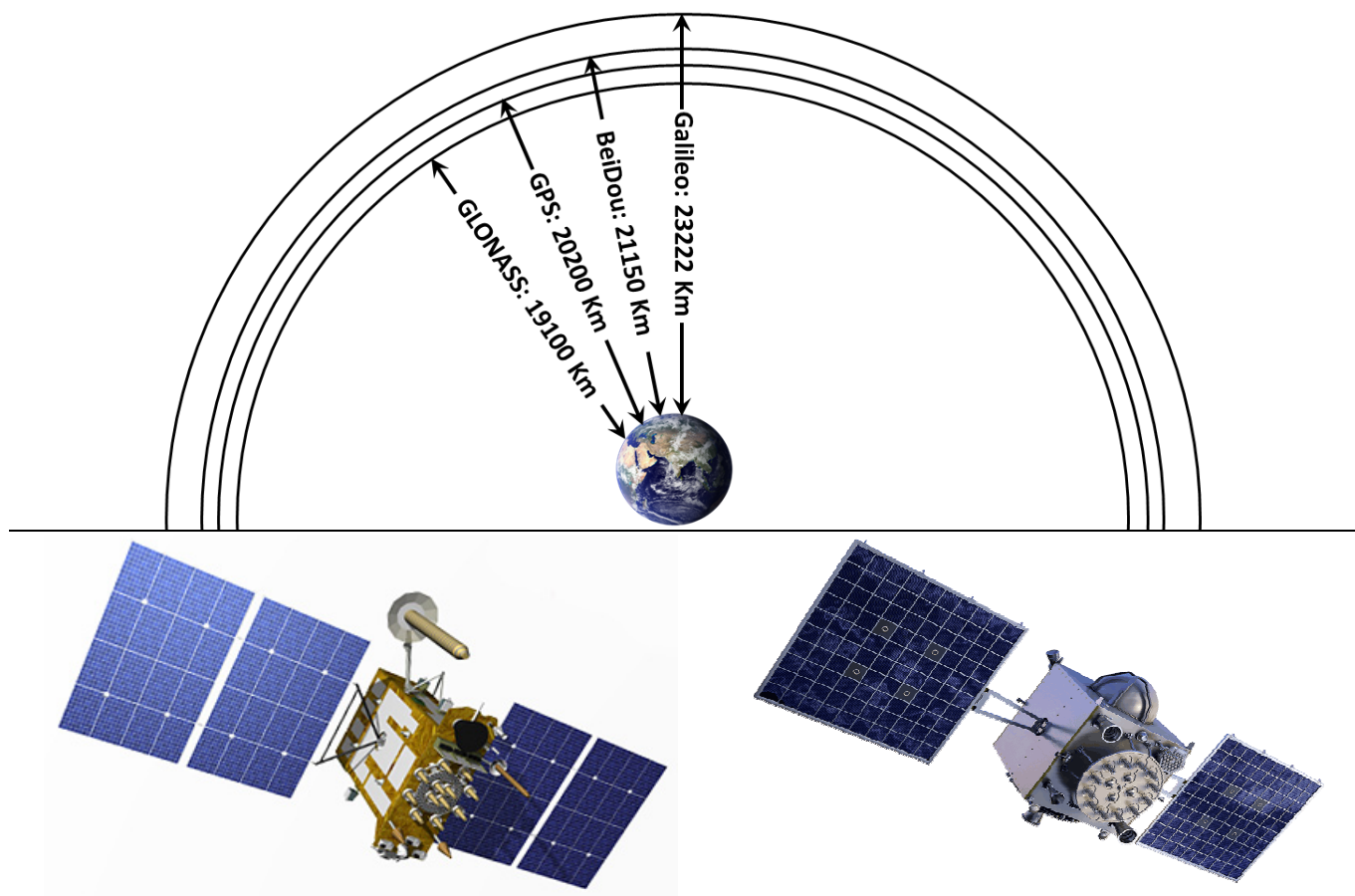
<sup>۱</sup> Rising

<sup>۲</sup> Setting

<sup>۳</sup> Line of Sight

<sup>۴</sup> Zenith

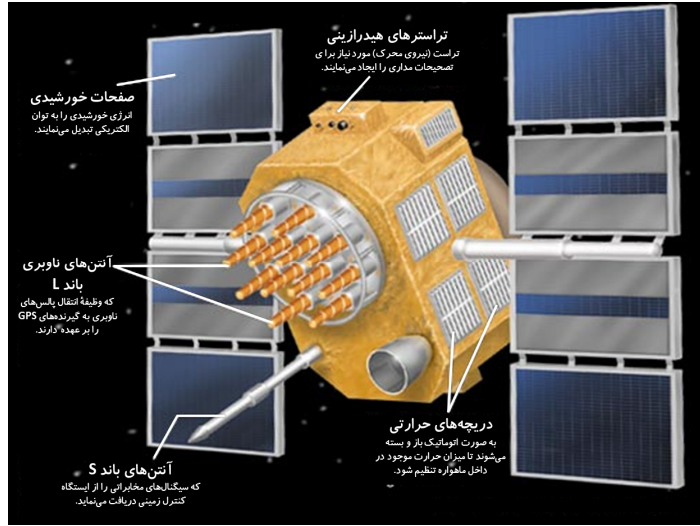
که یک گیرنده ماهواره در حال گزارش موقعیت خود است، در بهترین حالت قادر به دریافت اطلاعات لحظه‌ای از ۱۰ الی ۱۲ ماهواره و در بدترین حالت قادر به دریافت اطلاعات لحظه‌ای از ۴ الی ۶ ماهواره است. عمر هر ماهواره در حدود ۱۰ سال بوده و وزن هر یک در حدود ۹۰۰ کیلوگرم است. جایگزینی ماهواره‌های قدیمی با ماهواره‌های جدید به صورت مداوم در حال انجام است.



**شکل (۲-۱۷) 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 بیدو و ۲۳۲۲۲ کیلومتر برای گالیله بوده و همگی در مدار MEO<sup>۱</sup> مستقر هستند. تصویر پایین - راست: تصویری از یک ماهواره مربوط به سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS؛ تصویر پایین - چپ: تصویری از یک ماهواره مربوط به سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GLONASS





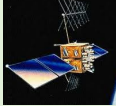

در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، GPS، هر ماهواره مجهز به صفحات خورشیدی به عنوان منبع اصلی (اولیه) تامین توان و نیز باتری‌های نیکل کادمیومی به عنوان منبع ثانویه تولید توان هستند. با کمک موتورهای بوستری (تراسترهای) موجود بر روی هر ماهواره، آن ماهواره در خصوص حفظ و یا تصحیح ارتفاع مداری و مدار چرخشی خود اقدام می‌کند؛ در وضعیتی که صفحات خورشیدی هر ماهواره باز شده باشد، هر صفحه دارای طول تقریباً ۵ متری هستند.

<sup>۱</sup> Mid Earth Orbit



شکل (۲-۱۸) سمت راست: تصویری از یک ماهواره GPS نسل دوم و اجزای تشکیل دهنده آن؛ سمت چپ: تصویری از یک ماهواره GPS نسل سوم؛ به ابعاد و اندازه این ماهواره در مقایسه با اندازه دو مویچک موجود در کنار آن توجه نمایید.

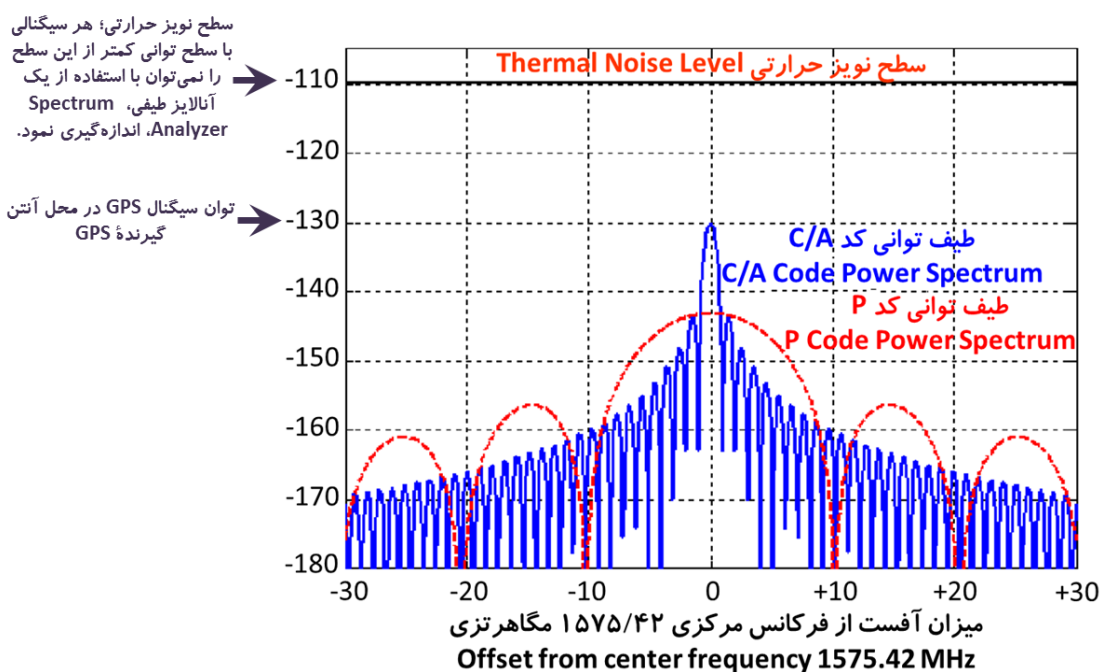
در جدول (۲-۱) تاریخچه توسعه ماهواره‌های مربوط به سیستم ناوبری GPS نشان داده شده است.

| جدول (۲-۱) تاریخچه توسعه ماهواره‌های مربوط به سیستم ناوبری GPS   |   |   |   |   |   |
|--|---|---|---|---|---|
| ۲۰۲۴ الی ۲۰۱۴  | ۲۰۱۴ الی ۲۰۱۰   | ۲۰۰۹ الی ۲۰۰۵   | ۲۰۰۴ الی ۱۹۹۷   | ۱۹۹۷ الی ۱۹۸۹   | ۱۹۸۵ الی ۱۹۷۸   |
|   |  |                            |    |  |  |
| بلوک ۳<br>Block III  | بلوک ۲ اف<br>Block IIF  | بلوک ۲ آر-ام<br>Block IIR-M   | بلوک ۲ آر<br>Block IIR  | بلوک ۲/۲<br>Block II/IIA  | بلوک ۱<br>Block I   |
| پیمانکار:<br>Lockheed Martin   | پیمانکار:<br>Boeing   | پیمانکار:<br>Lockheed Martin  | پیمانکار:<br>Lockheed Martin  | پیمانکار:<br>Boeing (Rockwell)  | پیمانکار:<br>Rockwell   |
| ۳۲ عدد ماهواره   | ۱۲ عدد ماهواره  | ۸ عدد ماهواره   | ۱۳ (۱۲) عدد ماهواره   | ۲۸ عدد ماهواره  | ۱۱ (۱۰) عدد ماهواره   |
| دارای قابلیت‌های IIF به علاوه قابلیت‌های ذیل:  | دارای قابلیت‌های IIR-M به علاوه قابلیت‌های ذیل:                                     | دارای قابلیت‌های IIA/IIR به علاوه قابلیت‌های ذیل:   | GPS اولیه؛ ایجاد کننده قابلیت‌های اولیه ناوبری ماهواره‌ای با قابلیت‌های ذیل:  | نسخه آزمایشی با قابلیت‌های ذیل:   |   |
| چهارمین سیگنال غیرنظامی (L1C) جمع‌آوری یافته دقت افزایش یافته پوشش زمینی افزایش یافته M-Code عمر طراحی ۱۵ ساله قابلیت پرتاب دوتایی | سومین سیگنال غیرنظامی (L5) دقت افزایش یافته عمر طراحی ۱۲ ساله                       | دومین سیگنال غیرنظامی (L2C) پوشش زمینی M-Code بر روی L1/L2 نسخه دومی L5 توان Anti-Jam Flex عمر طراحی ۷/۵ ساله | سرویس استاندارد: تک فرکانس (L1) ناوبری بر اساس کد C/A سرویس دقیق فرکانس‌های دوگانه L1 و L2 ناوبری بر اساس کد P(Y) عمر طراحی ۷/۵ ساله پردازشگر ناوبری با قابلیت برنامه‌ریزی مجدد بر روی بلوک IIR |   | سیگنال ناوبری (CA) L1 سیگنال ناوبری (P Code) L1&L2 عمر طراحی ۵ ساله                   |
| ۳ برابر<br>3X  |   | ۱ برابر<br>1x   |   |   | دقت<br>Accuracy   |
| ۸ برابر<br>8X  | ۳ برابر<br>3x   |   | ۱ برابر<br>1x   |   | سطح سیگنال<br>Signal Power  |

## شرحی بر توان سیگنال‌های دریافتی توسط گیرنده‌های GPS

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 میان ماهواره تا گیرنده GPS بر روی زمین، اندازه توان سیگنال ارسالی از سمت ماهواره، به میزان  $10^{-16}$  برابر کاهش می‌یابد. به بیان دیگر، سطح توان سیگنال دریافتی بر روی سطح زمین تقریباً برابر  $130 \text{ dBm}$  یا  $160 \text{ dBw}$  است<sup>۱</sup>.

حال چنانچه «توان نویز حرارتی»<sup>۲</sup> را به صورت  $kT_{eff} B$  تعریف نمایم که در آن،  $k$  بیانگر «ثابت بولتزمن»<sup>۳</sup> بوده و برابر  $1.380658 \times 10^{-23} \text{ J/K}$  است،  $T_{eff}$  بیانگر «دمای موثر»<sup>۴</sup> بر مبنای «فرمول فری»<sup>۵</sup> بوده و برابر  $362/95$  (در دمای اتاق به میزان ۲۹۰ کلوین) است و  $B$  نیز بیانگر «پهنای باند سیگنال» بوده و برابر  $2/046$  مگاهرتز است. با استفاده از فرمول فوق، اندازه «توان نویز حرارتی» برابر  $110 \text{ dBm}$  - (برای پهنای باند ۲ مگاهرتزی) به دست خواهد آمد. بنابراین همانطور که در شکل (۲-۱۹) نیز نشان داده شده است، سیگنال دریافتی توسط گیرنده GPS مستقر بر روی زمین با توانی به میزان  $130 \text{ dBm}$  دارای توانی کمتر از نویز حرارتی محیطی در دمای محیطی ۲۹۰ کلوین خواهد شد.



شکل (۲-۱۹) سطح توان سیگنال GPS در مقایسه با سطح نویز حرارتی

لازم به ذکر است که سطح توان گوشی‌های موبایل، WiFi و امثال آن به مراتب بالاتر از  $110 \text{ dBm}$  و به مراتب بزرگتر از سطح توان سیگنال GPS است. برای مقایسه بهتر، به داده‌های مندرج در جدول (۲-۲) توجه نمایید.

<sup>۱</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  $P_{(Watt)} = 1 \text{ Watt} \times 10^{(P_{(dBm)}/10)} / 1000$  استفاده نمایید؛ بر طبق این رابطه، توانی به میزان  $130 \text{ dBm}$  -، برابر  $10^{-16}$  وات است که یک توان بسیار ضعیف محسوب می‌شود.

<sup>۲</sup> Thermal Noise Power

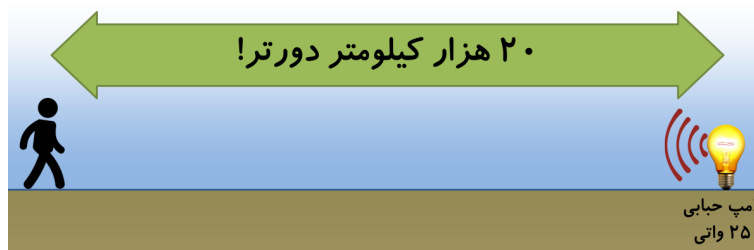
<sup>۳</sup> Boltzmann Constant

<sup>۴</sup> Effective Temperature

<sup>۵</sup> Frii's Formula

| جدول (۲-۲) توان سیگنال GPS در مقایسه به دیگر سیگنال‌ها |      |                       |                           |
|--|------|-----------------------|---------------------------|
| توان (محاسبه شده و نه اندازه‌گیری شده)                 |      |                       | نوع سیگنال                |
| dBm  | dBw  | Watt                  |                           |
| 30   | 0    | 1                     | توان TX هندست گوشی موبایل |
| -70  | -40  | $100 \times 10^{-6}$  | توان RX هندست گوشی موبایل |
| -85  | -115 | $316 \times 10^{-16}$ | توان پروتکل ZigBee        |
| -107   | -137 | $200 \times 10^{-16}$ | توان VHF                  |
| -111   | -141 | $79 \times 10^{-16}$  | توان نویز حرارتی          |
| -130   | -160 | $1.6 \times 10^{-16}$ | توان سیگنال GPS           |

شاید برایتان جالب باشید که بدانید که سطح توان سیگنال GPS دریافتی بر روی سطح زمین، با اندازه‌ای به بزرگی  $1.6 \times 10^{-16}$  وات، آنقدر ضعیف است که گویا یک لامپ جابی ۲۵ وات از فاصله ۱۲۵۰۰ مایل (تقریباً ۲۰ هزار کیلومتر دورتر) روشن شده و انتظار داشته باشید که با گرمای دریافتی از لامپ مزبور و از این فاصله بسیار زیاد، گرم شوید! اما واقعیت این است که همین سطح سیگنال بسیار ضعیف توسط گیرندگان GPS دریافت و پردازش می‌شود.



**شکل (۲-۲)** سطح توان سیگنال GPS دریافتی بر روی سطح زمین، با اندازه  $1.6 \times 10^{-16}$  وات، آنقدر ضعیف است که گویا یک لامپ جابی ۲۵ وات از فاصله ۱۲۵۰۰ مایل (تقریباً ۲۰ هزار کیلومتر دورتر) روشن شده و انتظار دریافت توان گرمایشی آن را داشته باشید!

## اجزای تشکیل دهنده سیگنال ارسالی از سمت ماهواره GPS به سمت گیرندگان زمینی

هر ماهواره به عنوان بخشی از سیگنال خود، نسبت به ارسال دو دسته اطلاعات بسیار مهم زیر به سمت ایستگاه‌های زمینی و نیز به سمت کلیه کاربران گیرنده‌های GNSS اقدام می‌کند:

- ۱- «سیگنال‌های فاصله‌یابی کد گذاری شده» (برای اجرای فرآیند بسیار مهم و حیاتی «مثلث‌سازی» 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>۷</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>۸</sup> سیگنال رادیویی از سمت ماهواره تا رسیدن به گیرنده GPS مورد نظر (یا همان تاخیر میان دو بخش یکسان از کد دریافتی از ماهواره و کد ایجاد شده توسط گیرنده GPS) را تعیین نماید؛ بدیهی است که با ضرب نمودن اندازه سرعت سیگنال دریافتی (که همان سرعت نور است) در اندازه «مدت زمان» مزبور،

\* Coded Ranging Signals

۷ Pseudo-Random Noise

۸ Travel Time

فاصله گیرنده GPS از ماهواره ارسال کننده سیگنال به دست خواهد آمد که در ادامه نشان خواهیم داد که اساس کارکرد سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای بر مبنای همین فاصله‌یابی بنا نهاده شده است. همچنین نشان خواهیم داد که در فرآیند تبادل سیگنال میان ماهواره و گیرنده GPS، «سیگنال‌های فاصله‌یابی کدگذاری شده» که مشکل از امواج حامل با الگویی مشخص و از پیش تعریف شده هستند، دچار تغییر فاز با یک نرخ بسیار دقیق و البته در زمان‌های دقیق خواهند 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 سمت کدام ماهواره هستیم؟ (یا معادل آن در حال دریافت اطلاعات از سمت کدام ماهواره هستیم؟)<sup>۹</sup>.

۲- داده دیگری که توسط یک ماهواره ارسال می‌شود، داده‌ای است که در اصطلاح «داده ناوبری»<sup>۱۰</sup> و یا «پیام ناوبری»<sup>۱۱</sup> نامیده می‌شود؛ این بخش از اطلاعات ارسالی از ماهواره به سمت گیرنده، محتوی تمام اطلاعات مورد نیاز برای انجام فرآیند موقعیت‌یابی و زمان‌یابی برای هر یک از ماهواره‌های فعال در صورت فلکی تشکیل شده از ماهواره‌ها است. سیستم GPS این اطلاعات را به فرم «داده ناوبری» و یا «پیام ناوبری» کدگذاری نموده و آن را به صورت کدهای C/A و P(Y) مدوله می‌نماید و آن را با نرخ ۵۰ بیت در ثانیه ارسال می‌نماید. «داده ناوبری» و یا «پیام ناوبری» مشکل از بخش‌های ذیل است:

- بخشی از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، مجموعه‌ای از اعداد هستند که پیش از این «داده‌های سالنمای نجومی هر ماهواره» نامیده شده و برای هر ماهواره، مختص و منحصر به همان ماهواره بوده و اطلاعات مربوط به «مدار حرکتی دقیق 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. به محض آنکه سیگنال ارسالی از سمت یک ماهواره توسط یک گیرنده GPS دریافت می‌شود، اطلاعات مربوط به «داده‌های سالنمای نجومی مربوط به آن ماهواره» رمزگشایی می‌شود تا بتوان از آن ماهواره در ناوبری ماهواره‌ای و محاسبات مربوطه استفاده نمود.
- بخش دیگری از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، «تقویم نجومی» است که همانطور که پیش از این گفته شد، در واقع گزارشی از موقعیت مداری هر یک از تمامی ماهواره‌های در دسترس در صورت فلکی از ماهواره‌های موجود و البته با دقت و رزولوشنی کمتر از اطلاعات «داده‌های سالنمای نجومی» هر ماهواره به همراه گزارشی از «وضعیت سلامتی ماهواره‌ها» است.
- بخش دیگری از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، 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) و «مدل پارامترهای یونوسفریک»<sup>۱۲</sup> مورد نیاز برای گیرنده‌های تک فرکانسی است.
- بخش دیگری از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، اطلاعات مربوط به وضعیت سلامتی ماهواره‌های ارسال کننده سیگنال است.
- بخش آخر از اطلاعات بسیار مهم موجود در «پیام ناوبری»، یک زمان بسیار مهم تحت عنوان «زمان جاری

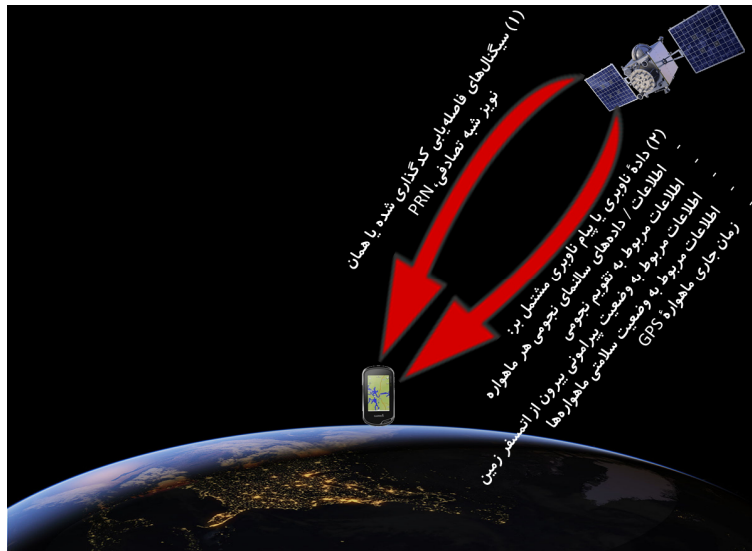
<sup>۹</sup> - در خصوص «نویز شبه تصادفی»، PRN، قدری جلوتر توضیحات مبسوطی ارائه شده است.

<sup>۱۰</sup> Navigation Data

<sup>۱۱</sup> Navigation Message

<sup>۱۲</sup> Ionospheric Parameters Model

ماهواره GPS است که بر حسب ثانیه بیان شده و برای تمام ماهواره‌های موجود در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، یک زمان واحد و یکسان است<sup>۱۳</sup>؛ این زمان دارای یک رزولوشن ۱/۵ ثانیه‌ای بوده و به صورت عدد هفته و «شمارش زمان مربوط به هفته، TOW<sup>۱۴</sup>» بیان می‌شود. زمان GPS جاری، به تعداد ثانیه‌های گذشته از نیمه شب ۵ ژانویه سال ۱۹۸۰ گفته می‌شود؛ به بیان دیگر نقطه صفر این زمان، هفته=صفر و TOW=0 این زمان، از ابتدای ۱۹۸۰/۰۱/۰۶ تعریف می‌شود. با توجه به اینکه هر هفته، ۶۰۴۸۰۰ ثانیه است و با لحاظ نمودن اینکه زمان GPS دارای یک رزولوشن ۱/۵ ثانیه‌ای است، لذا با تقسیم نمودن ۶۰۴۸۰۰ بر رزولوشن ۱/۵ ثانیه‌ای مشخص می‌شود که تعداد شمارش‌های TOW عددی بین صفر (از مرجع زمانی نیمه شب ۵ ژانویه سال ۱۹۸۰) تا ۴۰۳۱۹۹ عدد است؛ این بدان معناست که هر TOW عملاً به معنای گذشت ۱/۵ ثانیه از ابتدای زمان هفتگی GPS است و با ۴۰۳۱۹۹ عدد TOW، عملاً به انتهای آن هفته GPS خواهیم رسید. با لحاظ نمودن عدد ۴۰۳۱۹۹، بدیهی است که برای بیان تعداد TOW، به ۱۹ بیت نیاز داریم (چرا که  $2^{19} = 524288$ ). البته، بخشی از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری»، اطلاعات مربوط به «تصحیح ساعت» و میزان «آفست ساعت ماهواره<sup>۱۵</sup>» است که در واقع تعریف کننده زمان دقیق انتقال سیگنال ماهواره (در «زمان GPS») بوده و همچنین یک پارامتر تصحیح کننده برای تبدیل «زمان GPS» به ساعت هماهنگ جهانی، UTC<sup>۱۶</sup>، است.<sup>۱۷</sup>



**شکل (۲-۲۱) هر ماهواره به عنوان بخشی از سیگنال خود، نسبت به ارسال دو دسته اطلاعات بسیار مهم به سمت ایستگاه‌های زمینی و نیز به سمت کلیه کاربران گیرنده‌های GNSS اقدام می‌کند: (۱) «سیگنال‌های فاصله‌یابی کدگذاری شده» یا همان «نویز شبه تصادفی» PRN که این سیگنال‌ها برای فاصله‌یابی میان ماهواره GPS تا گیرنده GPS مورد نظر استفاده می‌شود. (۲) داده ناوبری یا پیام ناوبری که در واقع مهم‌ترین اطلاعات منتقل شده در این «پیام ناوبری» اطلاعات مربوط به «موقعیت بسیار دقیق آن ماهواره در آن لحظه از زمان» است.**

<sup>۱۳</sup> پیش از این گفته شد که 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 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>۱۴</sup> Time of Week (TOW) Count

<sup>۱۵</sup> Satellite Clock Offset

<sup>۱۶</sup> Coordinated Universal Time

<sup>۱۷</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.

## شرحی بر چگونگی پرتاب ماهواره و قرارگیری آن در مدار مربوطه و مفهوم «سرعت گریز»<sup>۱۸</sup>

پیش از آنکه بتوان دریافت که چگونه یک ماهواره به دور زمین می‌چرخد، لازم است ابتدا در خصوص ملزومات خود مدار چرخشی اطلاعاتی را کسب نمود؛ «یوهان کپلر<sup>۱۹</sup>» اولین فردی بود که توانست به دقت، شکل ریاضیاتی مدارات چرخشی سیارات را توصیف نماید. اگرچه تصور عامه مردم بر این است که مدار چرخش سیارات به دور خورشید و نیز مدار چرخش ماه به دور زمین، یک مدار کاملاً دایروی است، لیکن کپلر اعتقاد داشت که این مدارات دارای شکل بیضوی هستند. برای آنکه هر جسم (اعم از ماه، سیارک و یا حتی هر جسم دیگر نظیر یک ماهواره) بتواند در یک مدار چرخشی به دور زمین باقی بماند، بایستی دارای سرعت کافی باشد. بر طبق نظریه کپلر، دانشمندان دریافتند که هرچه ماهواره به جسم مورد نظری که به دور آن می‌چرخد، نزدیکتر باشد، نیروی گرانشی میان آن جسم و ماهواره قوی‌تر شده و به تبع آن، سرعت مورد نیاز برای آن ماهواره - برای آنکه بتواند در مدار چرخشی به دور آن جسم باقی بماند - بیشتر خواهد بود.

حال لازم است که توضیحاتی در خصوص خود گرانش ارائه نماییم؛ بدیهی است که تمام اجسام، به واسطه داشتن جرم مختص به خود، دارای میدان گرانشی مختص به خود هستند؛ لیکن تنها در خصوص اجرام بزرگ (نظیر سیارات) است که اندازه این نیروی گرانشی احساس خواهد شد. در روی سطح زمین، اندازه میدان گرانش متوسط تقریباً برابر  $9/81$  متر بر مجذور ثانیه است. اما اندازه این نیروی گرانشی، تنها برای جسمی است که بر روی سطح زمین قرار دارد و با فاصله گرفتن از سطح زمین، اندازه این نیروی گرانشی تغییر خواهد نمود.

برای آنکه هر جسمی بخواهد در مداری در یک مدار  $R$  کیلومتری از مرکز زمین به دور زمین بچرخد، بایستی حداقل دارای سرعتی به میزان «سرعت گریز» باشد که اندازه آن از رابطه (۲-۱) محاسبه می‌شود:

$$v_e = \sqrt{\frac{2GM}{R}} \quad (1-2)$$

که در آن  $G$  بیانگر «ثابت گرانش<sup>۲۰</sup>» بوده و دارای اندازه  $6.6726 \times 10^{-11} m^3/Kg.Sec^2$  بوده و  $M$  بیانگر اندازه جرم زمین و  $R$  نیز بیانگر فاصله جرم مورد نظر از مرکز کره زمین است. بنابراین برای آنکه یک ماهواره با هر وزنی! بخواهد از روی سطح کره زمین فرار نموده و شروع به گردش به دور کره زمین نماید، با توجه به آنکه اندازه جرم کره زمین برابر  $5.9736 \times 10^{24}$  کیلوگرم بوده و اندازه شعاع زمین نیز تقریباً  $6370$  کیلومتر است، در اینصورت اندازه سرعت گریز ماهواره مزبور به صورت زیر و به اندازه  $11/187$  کیلومتر بر ثانیه (یا  $40273$  کیلومتر بر ساعت) محاسبه می‌شود:

$$v_e = \sqrt{\frac{2GM}{R}} = \sqrt{\frac{2 \times 6.6726 \times 10^{-11} \times 5.9736 \times 10^{24}}{6370 \times 10^3}} = 11186.92 m/Sec = 11.187 Km/Sec \quad (2-2)$$

همانطور که در شکل (۲-۲) نشان داده شده است، چنانچه یک ماهواره را همانند یک گلوله توپ بخواهیم از نقطه‌ای بر روی زمین به صورت مماس بر سطح زمین شلیک نماییم، چنانچه سرعت پرتاب آن در نقطه شلیک، آهسته باشد، در اینصورت در نقطه فرود  $A$  بر روی زمین سقوط خواهد نمود. چنانچه سرعت پرتاب آن در نقطه شلیک، سریعتر از شلیک اول باشد، در اینصورت در نقطه فرود  $B$  بر روی زمین سقوط خواهد نمود. حال چنانچه اندازه سرعت آن در نقطه شلیک برابر  $11185$  متر بر ثانیه (برابر سرعت گریز ماهواره بر روی سطح زمین) باشد، در اینصورت این پرتابه

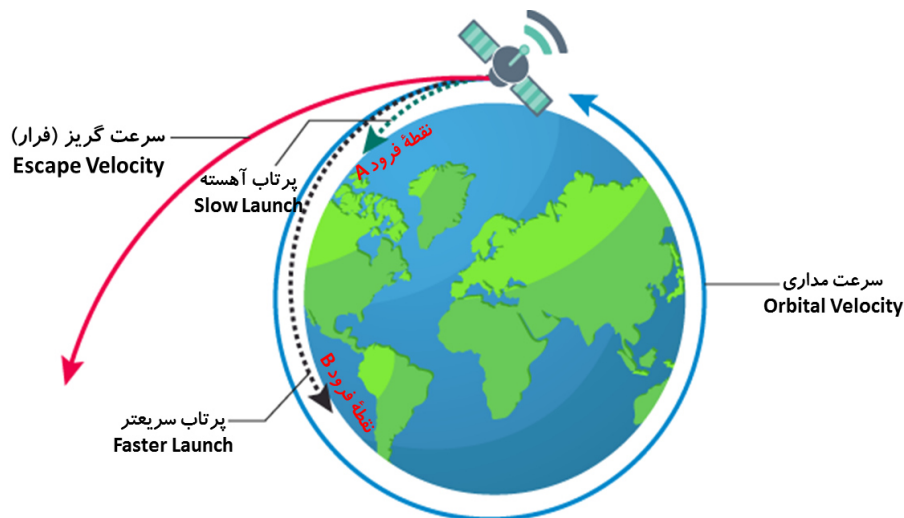
<sup>۱۸</sup> Escape Velocity

<sup>۱۹</sup> Johann Kepler

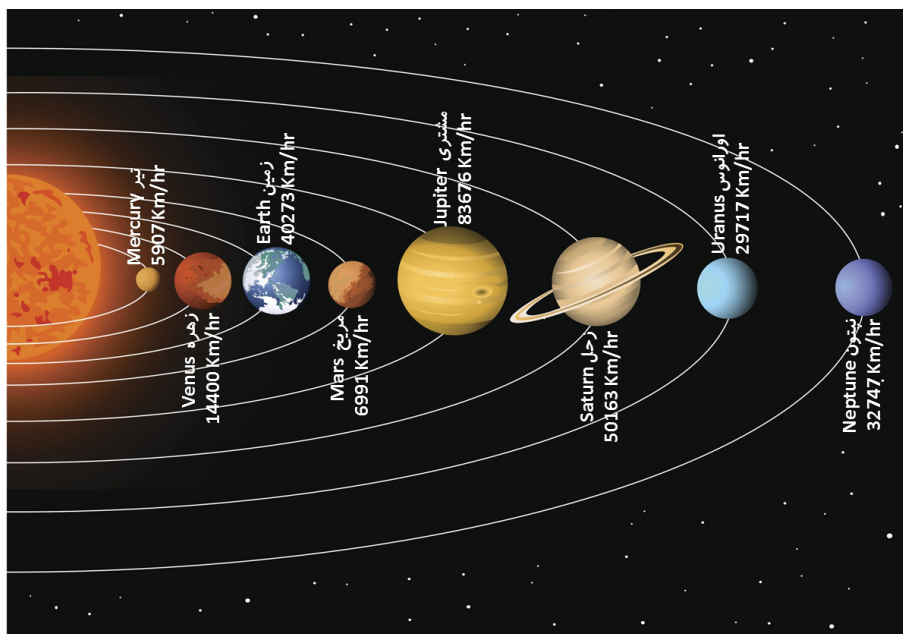
<sup>۲۰</sup> Gravitational Constant



دارای سرعت مداری بوده و هیچ گاه بر روی سطح زمین سقوط ننموده و همواره به دور زمین خواهد چرخید. با توجه به وابستگی رابطه (۱-۲) به عکس مجذور فاصله از مرکز زمین، بدیهی است که هر چه ارتفاع مداری یک ماهواره از سطح زمین دورتر باشد، به سرعت گریز کمتری برای ماندگاری در آن مدار احتیاج خواهد داشت و هر چه ماهواره به سطح زمین نزدیکتر باشد، به سرعت (انرژی جنبشی) بالاتری نیاز دارد تا تحت تاثیر نیروی گرانش زمین، با افت تدریجی ارتفاع مداری مواجه نشده و در نهایت بر روی سطح زمین سقوط ننماید. با استفاده از رابطه (۱-۲) می توان نشان داد برای آنکه یک ماهواره در یک حرکت مداری در مدار ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین پایدار باقی مانده و تحت تاثیر شتاب ثقل زمین بر روی زمین سقوط ننماید (که چنین مداری در اصطلاح مدارات LEO<sup>۱۱</sup> نیز نامیده می شود)، به سرعت گریزی (سرعت فراری) در حدود ۷۶۱۵ متر بر ثانیه نیاز دارد. بنابراین اینطور می توان بیان نمود که برای حفظ مدار چرخشی یک ماهواره به دور یک سیاره یا هر جسم دیگر، لازم است که یک تعادل میان دو عامل بسیار مهم برقرار شود: (۱) سرعت ماهواره و (۲) کشش (جاذبه) گرانشی میان ماهواره و سیاره‌ای که به دور آن می چرخد.



شکل (۲-۲۲) شماتیکی از نمونه بیان سرعت مداری یک پرتابه؛ در صورتی سرعت پرتابه به اندازه سرعت گریز (فرار) در آن ارتفاع برسد، پرتابه مزبور وارد حرکت مداری به دور کره زمین شده و تحت تاثیر شتاب ثقل زمین، هیچ گاه بر روی زمین سقوط نخواهد نمود.



شکل (۲-۲۳) شماتیکی از اندازه سرعت گریز (فرار) در سیارات مختلف منظومه شمسی که بسته به اندازه قطر و میزان جرم آن سیاره، متفاوت از یکدیگر هستند.

<sup>۱۱</sup> Low Earth Orbiting

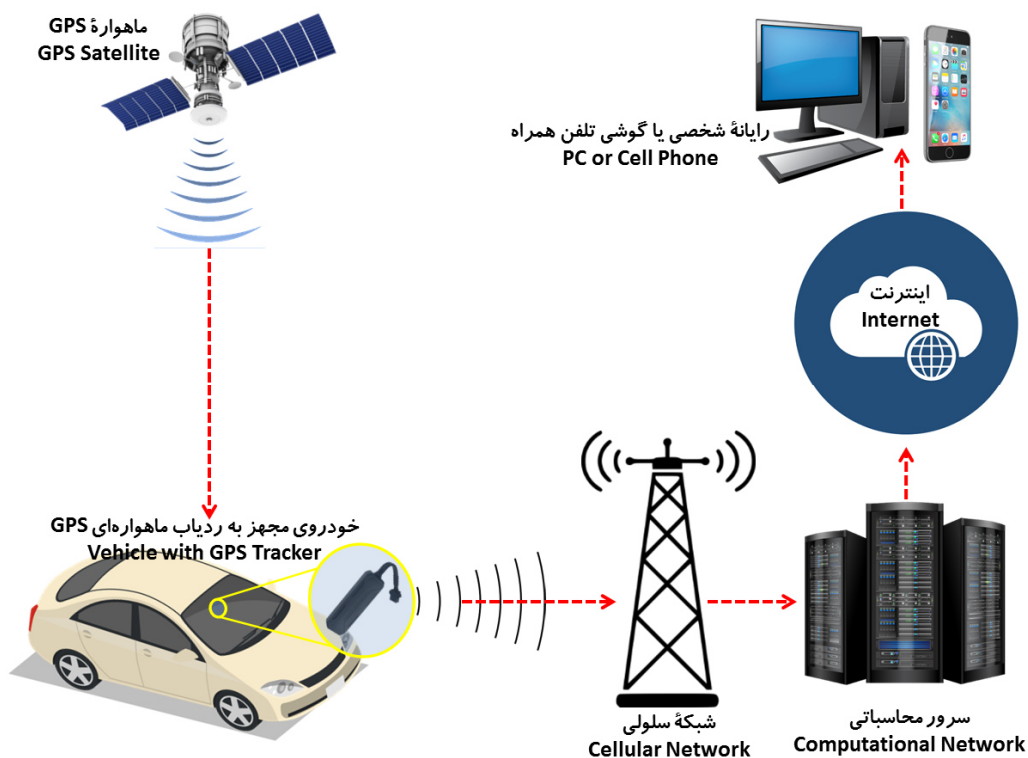
## معرفی وظایف و اجزای تشکیل دهنده «بخش کاربری» سیستم موقعیت یاب جهانی، GPS

همانطور که از نام بخش کاربری سیستم موقعیت یاب جهانی بر می آید، 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 موقعیت یاب 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 ماهواره‌ای GPS و امثال آن، در واقع یک بخش غیرفعال هستند که تنها به اطلاعات ارسالی از سمت «بخش فضایی» گوش فرا داده و بر خلاف تصور عامه مردم، 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 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.



**شکل (۱۲-۱۴)** شماتیکی از چند گیرنده مختلف 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 هوانوردی (قابل نصب بر روی سکان کوادروتور کنترل از راه دور؛ پایین چپ: تصویری از یک گیرنده GPS مورد استفاده در هوانوردی (قابل نصب بر روی سکان کنترلی فلبان برفی هواپیماها)

حال که گیرنده‌های ماهواره‌ای، هیچ گونه اطلاعاتی را به سمت هیچ گیرنده بیرونی ارسال نمی‌کنند، پس سوال اینجاست که سیستم‌های ردیاب مجهز به GPS که عموماً در سیستم‌های ضدسرقت مورد استفاده قرار می‌گیرد، چگونه کار می‌کنند؟ پاسخ بسیار ساده است؛ همانطور که در شکل (۲-۲۵) نشان داده شده است، گیرنده ماهواره‌ای GPS موجود در سیستم ضدسرقت خودرو، کماکان یک گیرنده محض اطلاعات GPS بوده و تنها اطلاعات دریافتی از ماهواره (که همان موقعیت و سرعت و غیره خودرو است) را در اختیار یک فرستنده - که در داخل همان خودرو جانمایی شده است و عموماً هم گیرنده ماهواره‌ای GPS و هم فرستنده در یک ماژول تجمیع شده‌اند - قرار می‌دهد. این فرستنده، اطلاعات مربوط به موقعیت و سرعت و غیره خودروی مورد نظر را از طریق یک لینک رادیویی، در اختیار یک شبکه سلولی از آنتن‌های نصب شده در نقاط مختلف شهر/کشور قرار داده و شبکه مزبور نیز پس از پردازش اطلاعات دریافتی با استفاده از سرورهای محاسباتی خود، داده‌های مزبور را از طریق اینترنت و امثال آن، برای نرم‌افزارها و اپلیکیشن‌های تجاری نصب شده بر روی رایانه شخصی و یا گوشی تلفن همراه شما ارسال خواهد نمود.



**شکل (۲-۲۵)** شماتیکی از نحوه کارکرد سیستم‌های ضد سرقت خودرو که به اصطلاح به ردیاب‌های ماهواره‌ای GPS معروف شده‌اند؛ همانطور که در این شکل نیز نشان داده شده است، گیرنده GPS به تنهایی قابلیت ارسال اطلاعات را ندارد، بلکه بایستی مجهز به یک فرستنده گردد تا با آن بتوان اطلاعات دریافتی از ماهواره (که در واقع اطلاعات مربوط به موقعیت و سرعت همان گیرنده است) را به اولین آنتن از شبکه سلولی توسعه یافته در داخل شهر/کشور ارسال نماید تا پس از پردازش در سرورهای محاسباتی، از طریق اینترنت برای گوشی تلفن همراه و یا رایانه شخصی شما ارسال شود.



## مثلث‌سازی ماهواره‌ای 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 GPS 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 لاقفل ۴ عدد و یا تعداد بیشتری ماهواره (در ماسک زاویه فراز بالاتر از ۱۵ درجه نسبت به سطح افق محلی) احتیاج است.<sup>۲۱</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 ماهواره‌ای» 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 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 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 (۳-۱) نشان داده شده است، شما می‌توانید در هر نقطه‌ای بر روی دایره‌ای به شعاع ۲۱۱ کیلومتری حول مرکز شهر همدان قرار داشته باشید.



**شکل (۳-۱)** زمانی که فقط از یک نفر (متی با موقعیت شناخته شده و دقیق آن نفر)، موقعیت نسبی خود را نسبت به آن فرد سوال می‌کنید، غیرممکن است که بتوانید موقعیت مطلق خود را به دست آورید.

برای موقعیت‌یابی دقیق‌تر، از نفر دومی 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، 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

<sup>۲۱</sup> در خصوص ماسک زاویه فراز، جلوتر توضیحاتی ارائه شده است.

شما در محل تقاطع دو دایرهٔ مختلف بر روی نقشهٔ دو بُعدی قرار دارید؛ بنابراین عملاً شما بر روی یکی از دو موقعیت A و یا B نشان داده شده در شکل (۲-۳) قرار دارید.



**شکل (۲-۳)** زمانی که از دو نفر، موقعیت نسبی خود را سوال می‌کنید، موقعیت مطلق شما به دو نقطهٔ A و B محدود شده است.

در این میان اگر نفر سومی را پیدا نمایید و از وی نیز سوال کنید که «من هم اکنون کجا قرار دارم؟»، پاسخ مشابه و البته متفاوت وی قطعاً منجر به تعیین قطعی موقعیت دقیق و مطلق شما خواهد شد؛ چرا که دایرهٔ سوم ترسیمی تنها از روی یکی از دو نقطهٔ قبلی A و B خواهد گذشت<sup>۲۳</sup>. 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؛ بله؛ شما در نقطهٔ B، یعنی شهر محلات قرار دارید.



**شکل (۳-۳)** با تلفیق اطلاعات افزوده از موقعیت نسبی شما نسبت به سه نفر مختلف که در سه نقطهٔ مختلف از کشور قرار دارند، موقعیت دقیق شما از میان دو نقطهٔ A و B به دست آمده و موقعیت دقیق و مطلق شما، نقطهٔ B یا شهر محلات خواهد بود.

<sup>۲۳</sup> البته چنانچه در یک حالت بسیار خاص، فرد مورد نظر دقیقاً در وسط خط وسط میان دو نقطهٔ A و B قرار داشته باشد و یا بر روی ارتفاع یک مثلث متساوی‌الساقینی قرار داشته باشد که دو نقطهٔ A و B، دو راس قاعدهٔ آن باشند (دو ساق آن را تشکیل دهند)، در این حالت بسیار خاص، بدیهی است که موقعیت گزارش شده توسط وی، منجر به تعیین مجدد هر دو نقطهٔ A و B به عنوان موقعیت حضور فرد مورد نظر خواهد شد؛ در این حالت بسیار خاص، لازم است از فرد چهارم دیگری (که در موقعیتی غیر از موقعیت بسیار خاص مورد اشاره قرار دارد) نیز سوال شود.

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 هایی با موقعیت دقیق و مشخص، 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 کُرّه 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.

همانطور که پیش از این نیز گفته شد، در سیستم ناوبری ماهواره ای، اصالت بر استفاده از «مدت زمان» لازم جهت سفر سیگنال رادیویی از سمت ماهواره تا رسیدن به گیرنده مورد نظر (یا همان تاخیر میان دو بخش یکسان از یک کد دریافتی از ماهواره و کد ایجاد شده توسط گیرنده GPS) قرار دارد؛ در همین راستا و به عنوان یک مثال کاربردی دیگر از چگونگی استفاده از موقعیت یابی نسبی جهت موقعیت یابی مطلق، دریانوردی را در نظر بگیرید که می خواهد از یک «بوق دریایی»<sup>۲۴</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 (۳-۱۴) 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 (۳-۵) نشان داده شده است، بوق دریایی (که دارای یک موقعیت کاملاً دقیق و مشخص است) 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 با دقت بسیار بالایی 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>۲۵</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:

$$\text{Distance} = \text{Sound Speed} \times (T_2 - T_1) = D_1 \quad (۱-۳)$$

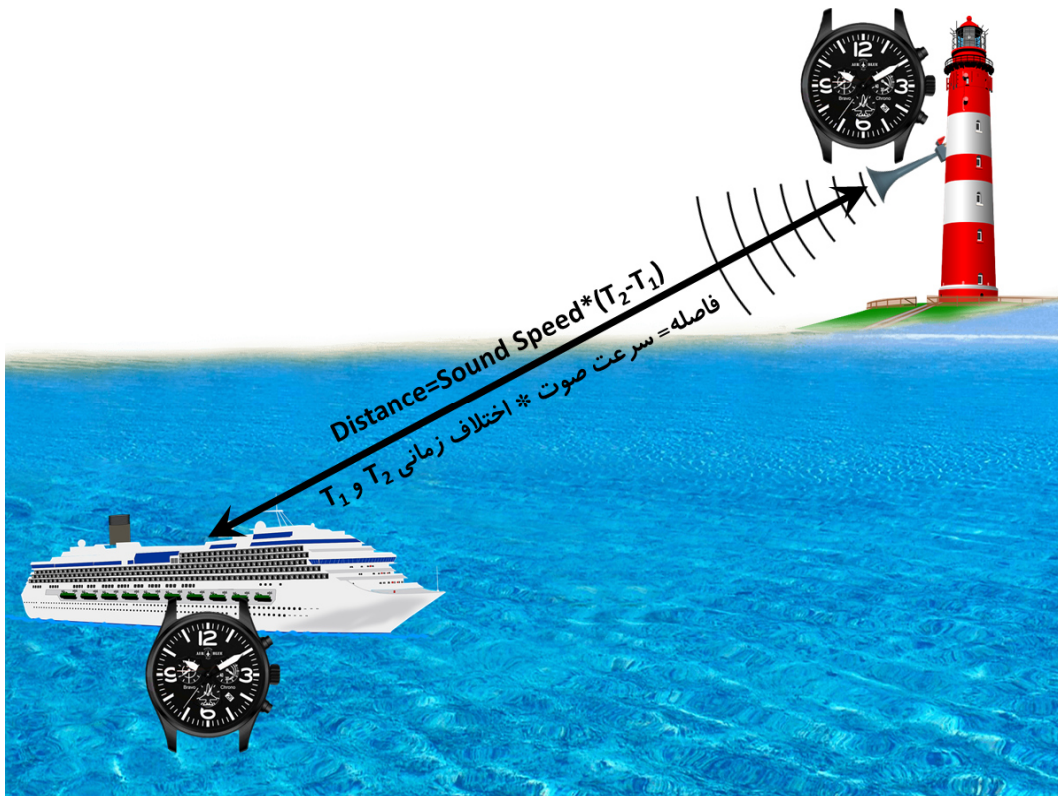
در رابطه (۱-۳)،  $(T_2 - T_1)$  بیانگر مدت زمان رسیدن سیگنال (صوت) از فرستنده تا گیرنده است. همانطور که در این رابطه مشاهده می شود، فاصله محاسباتی میان بوق دریایی و شناور را با  $D_1$  نشان داده ایم.

<sup>۲۴</sup> Foghorn

<sup>۲۵</sup> Sound Speed



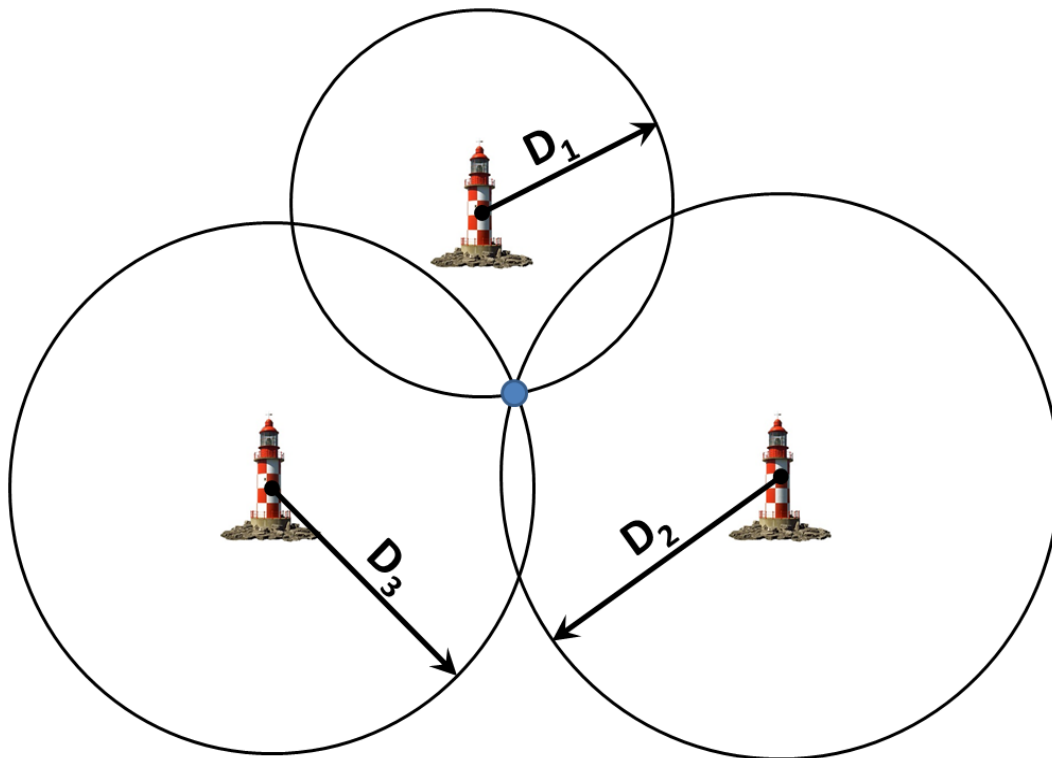
**شکل (۳-۵)** دریافتی و ارسالی بوق دریاوردی را در نظر بگیرید که می‌خواهد از یک بوق دریایی برای موقعیت‌یابی خود استفاده نماید؛ فرض بر این است که ساعت مورد استفاده در شناور، از انطباق بسیار دقیقی با ساعت موبود در بوق دریایی برخوردار است؛ صوت ایجاد شده توسط بوق دریایی در لحظه  $T_1$ ، پس از طی مسیر واسط میان بوق دریایی تا شناور، در لحظه  $T_2$  بر روی شناور، شنیده (دریافت) خواهد شد.



**شکل (۳-۶)** 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 با مرکزیت بوق دریایی قرار دارد. مجدداً چنانچه این محاسبات را برای چند عدد بوق دریایی دیگر (که دارای موقعیت‌های مشخص بوده و ساعت آنها نیز با ساعت گیرنده موجود بر روی شناور با دقت بسیار بالایی همزمان باشد) به انجام برسانیم و فواصل محاسبه شده را به ترتیب با  $D_2$  و  $D_3$  و ... نمایش دهیم، با یک قطعیت محاسباتی بسیار خوب، می‌توان 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>۲۶</sup> گفته می‌شود.



**شکل (۷-۳)** چنانچه از چند عدد بوق دریایی (که هر یک دارای موقعیت مشخص و دقیق هستند) استفاده نماییم، با ترسیم دایره‌ی به شعاع  $D_1$  و  $D_2$  و  $D_3$  با مرکزیت بوق‌های دریایی، می‌توان موقعیت دقیق شناور مورد نظر را با یک قطعیت محاسباتی بسیار قوی تعیین نمود که در این شکل با یک دایره آبی رنگ نشان داده شده است.

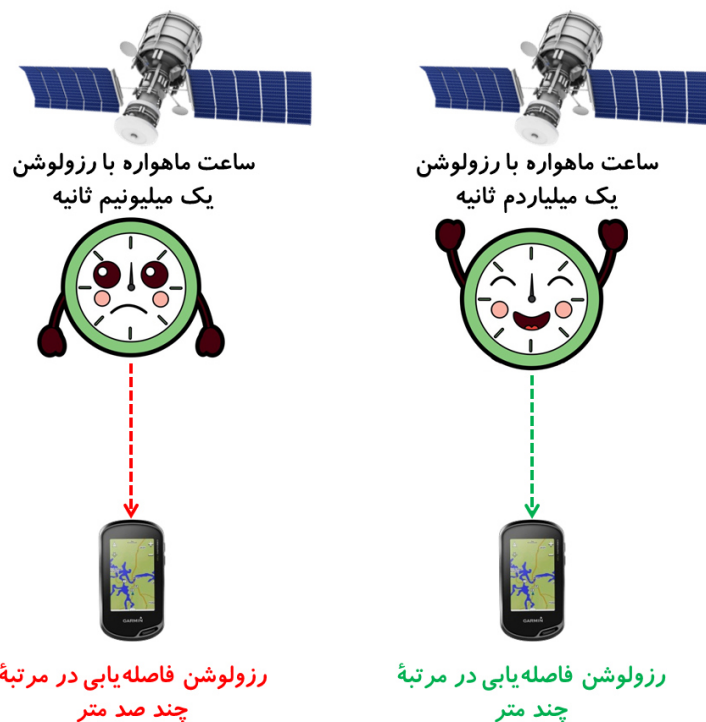
بدیهی است که با مورد توجه قرار دادن این مثال و با لحاظ نمودن موقعیت‌یابی سه‌بعدی به جای موقعیت‌یابی دو‌بعدی در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، می‌توان جای بوق دریایی را با ماهواره‌های مورد استفاده در سیستم موقعیت‌یابی جهانی و جای شناور را با گیرنده‌های GPS عوض نمود؛ بدیهی است که به جای سرعت انتشار صوت، بایستی از سرعت انتشار امواج الکترومغناطیسی ارسال شده از سمت ماهواره‌ها، که همان سرعت نور (برابر  $299792458$  کیلومتر بر ثانیه در خلاء) است، استفاده نمود. در اینجا نیز، اساس محاسبات در تعیین فاصله میان ماهواره و گیرنده GPS، بر حسب حاصل ضرب یک بازه زمانی اندازه‌گیری شده، یعنی «اختلاف زمان رسیدن» یا در اصطلاح  $TDOA$ <sup>۲۷</sup> ضرب در سرعت امواج الکترومغناطیسی (یا همان سرعت نور) قرار خواهد داشت.

بدیهی است که ساعت اتمی مورد استفاده در ماهواره، علاوه بر دقت و صحت، بایستی از رزولوشن بسیار بالایی نیز

<sup>۲۶</sup> Arrival Time of the Signal

<sup>۲۷</sup> Time Difference of Arrival

برخوردار باشد<sup>۲۸</sup>؛ به بیان دیگر، چنانچه ساعت مزبور دارای رزولوشن یک میلیونیم ثانیه (از مرتبه  $10^{-6}$  ثانیه) باشد، در اینصورت بدیهی است که با توجه به آنکه اندازه سرعت نور، از مرتبه  $3 \times 10^8$  متر بر ثانیه است، لذا رزولوشن محاسبات موقعیت، از مرتبه  $3 \times 10^2$  متر (یا در اصطلاح در مرتبه چند صد متر) خواهد بود. بنابراین با توجه به آنکه سرعت انتشار امواج (سرعت انتشار نور) در حیطه اختیارات ما قرار ندارد، بدیهی است که تنها راهی که بتوان به دقت‌های (رزولوشن‌های) فاصله‌یابی ماهواره‌ای در مرتبه چند متر دست بیایم، آن است که به ساعت اتمی با رزولوشن در مرتبه یک میلیاردیم ثانیه (از مرتبه  $10^{-9}$  ثانیه) و بهتر از آن دست پیدا نماییم.

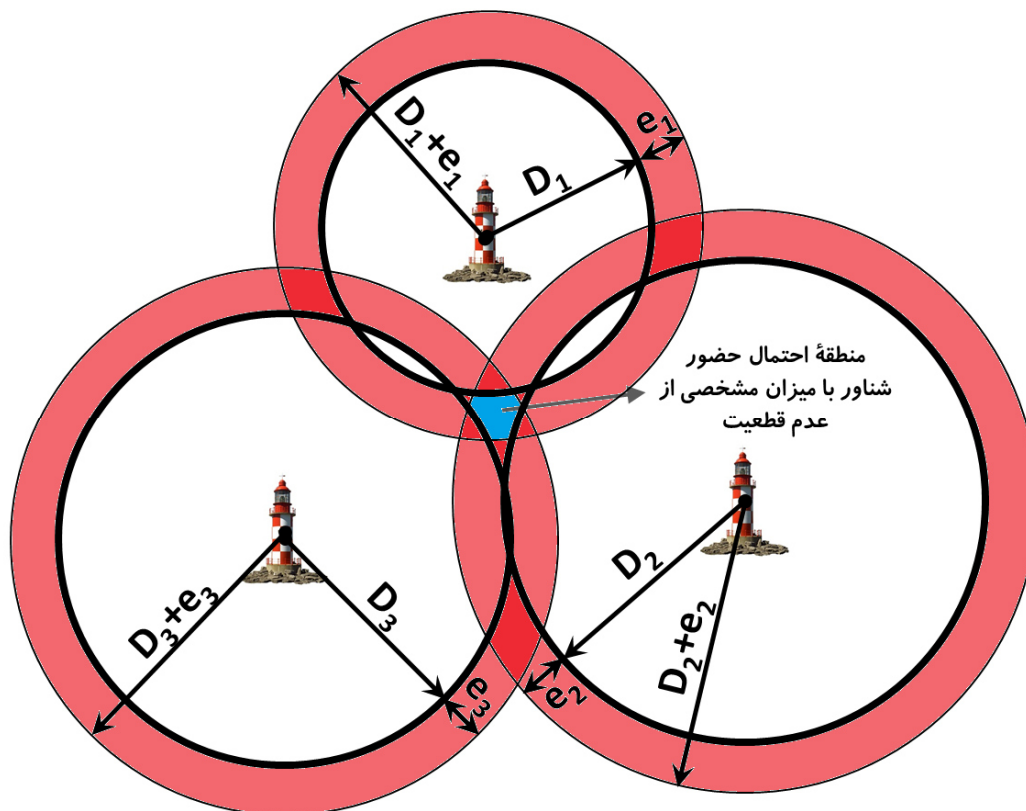


**شکل (۳-۸)** برای آنکه بفاهیم به (رزولوشن و دقت فاصله‌یابی در مرتبه چند متر دست پیدا نماییم، بدیهی است که به ساعت‌های اتمی با دقت و (رزولوشن بسیار) بالا احتیاج فواید بود.

در مثال مربوط به فاصله‌یابی 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، هیچ‌گونه عدم قطعیتی در اندازه سرعت صوت وجود ندارد، لیکن در فرض مربوط به «همزمانی میان ساعت شناور و ساعت بوق دریایی» و اینکه «این دو عدد ساعت دقیقاً دارای یک مقدار یکسان در تمام لحظات باشند»، قطعاً اندکی عدم قطعیت وجود دارد که این عدم قطعیت می‌تواند هم به واسطه تنظیم غیر دقیق نقطه صفر اولیه هر دو ساعت و هم در اثر خطای شناوری (دریفت) متفاوت مربوط به هر دو ساعت و یا حتی عوامل دیگر باشد. همین امر، منجر به آن خواهد 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  $c$  متر باشد. همانطور که در شکل (۳-۹) 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  $c$  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

<sup>۲۸</sup> برای تفهیم بهتر مفاهیم مربوط به دقت و صحت و رزولوشن، به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری» از همین نویسنده مراجعه نمایید.

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 (۳-۹) با رنگ آبی نشان داده شده است؛ بدیهی است که در صورت استفاده از بوق دریایی چهارم، فصل مشترک میان مناطق باز هم کوچکتر شده و منطقه حضور شناور، با قطعیت بهتری مشخص خواهد شد.



شکل (۳-۹) در اثر فضای 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 کوچکتر شده و منطقه حضور شناور، با قطعیت بهتری مشخص خواهد شد. در این شکل، دایره‌های با فصول ضمیمه، بیانگر اندازه‌گیری دقیق بوده و دایره‌های با فصول نازک، بیانگر دایره موقعیتی دارای فضای زمانی هستند. رینگ‌های دایره‌ای 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 رینگ دایره‌ای، حول بوق‌های دریایی، با رنگ قرمز نشان داده شده‌اند.

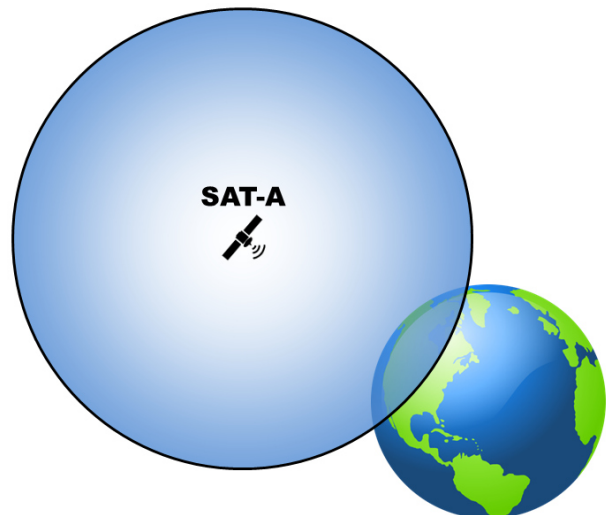
خطای اندازه‌گیری زمان در سیستم موقعیت‌یاب جهانی، یک خطای «سازگار»<sup>۲۹</sup> است؛ بدین معنا که میزان خطا برای تمامی اندازه‌گیری‌ها و در تمام ماهواره‌های مربوط به یک سیستم ناوبری ماهواره‌ای (البته در صورتی که تنظیم ساعت‌های اتمی ماهواره‌ها به صورت منظم و برای تمام ماهواره‌ها در حال انجام باشد)، یکسان است. 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>۲۹</sup> Consistent

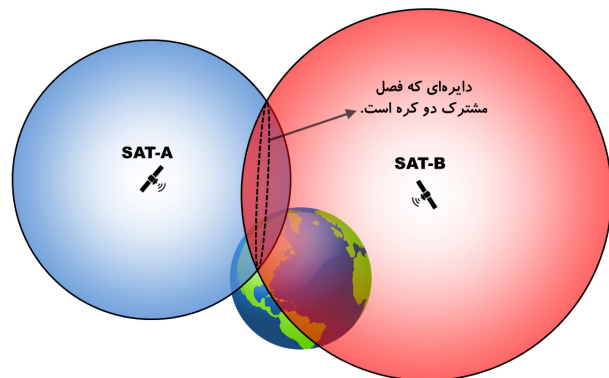
## بیان هندسی چگونگی مثلث‌سازی در سیستم موقعیت‌یاب جهانی در فضای سه‌بعدی

همانطور که در شکل (۳-۱۰) نشان داده شده است، فرض کنید شما به همراه یک گیرنده GPS بر روی نقطه‌ای از سطح کره زمین و در یک فاصله ۲۵۰۰۰ کیلومتری از ماهواره SAT-A قرار داشته باشید که موقعیت این ماهواره کاملاً دقیق و مشخص است؛ 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 که موقعیت این ماهواره نیز کاملاً دقیق و مشخص است؛ 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 (۳-۱۰)** 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.

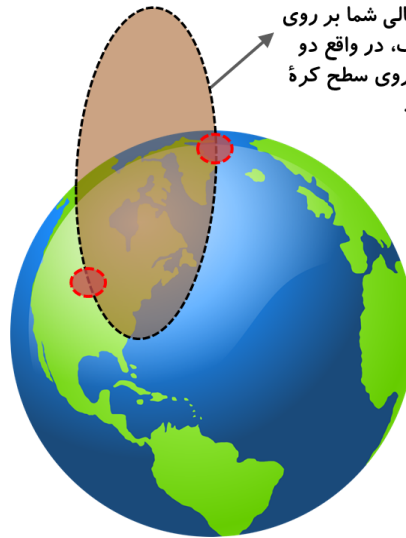


**شکل (۳-۱۱)** فرض کنید که همزمان در فاصله ۲۸۰۰۰ کیلومتری از ماهواره دیگری با عنوان SAT-B نیز قرار داشته باشید؛ در اینصورت شما بر روی هر نقطه فرضی از پوسته یک کره به شعاع ۲۸۰۰۰ کیلومتری حول ماهواره SAT-B نیز قرار خواهید داشت.



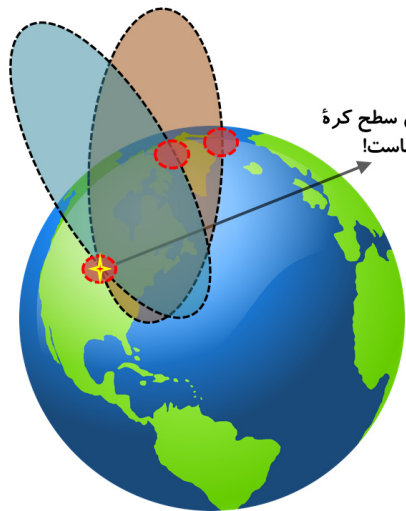
همانطور که در شکل (۳-۱۱) نشان داده شده است، با دو فرض مورد اشاره، عملاً شما بر روی محیط پیرامونی دایره‌ای قرار دارید که در واقع فصل مشترک پوسته دو کره نشان داده شده است؛ از یک طرف، بدیهی است که شما به همراه گیرنده GPS مورد نظر بر روی سطح زمین (به عنوان پوسته کره سوم) قرار دارید. بنابراین با تقاطع دادن دایره مورد اشاره در شکل (۳-۱۱) 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 که این موضوع در شکل (۳-۱۲) نشان داده شده 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 (۱۲-۳) با تقاطع دادن دایره مورد اشاره با پوسته کره زمین، عملاً نقطه (منطقه) مضور احتمالی شما بر روی سطح زمین به دست خواهد آمد.**

همانطور که در شکل (۱۳-۲) 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 (۱۳-۲) با تقاطع دادن کره‌های ماصل از محاسبه فاصله از ماهواره‌های مختلف، می‌توان محل مضور احتمالی خود را به دست آورده و از تلاقی دادن نقاط (مناطق مضور) با یکدیگر، موقعیت نقطه محل مضور خود بر روی سطح کره زمین را با دقت فوی به دست آورد.**

بنابراین به نظر می‌رسد که چنانچه بدانید که (۱) فاصله گیرنده GPS تا هر ماهواره چقدر است و اینکه بدانید که (۲) موقعیت دقیق ماهواره در همین لحظه دقیقاً در کجای فضا قرار دارد، در تعیین موقعیت در سیستم موقعیت‌یابی ماهواره‌ای به روش مثلث‌سازی در فضای سه‌بعدی از اهمیت اصلی و اساسی برخوردار است.

در ادامه همین مبحث، نشان خواهیم 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 از ۴ عدد ماهواره 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 به عنوان بخشی از سیگنال خود، نسبت به ارسال دو دسته اطلاعات بسیار مهم زیر به سمت ایستگاه‌های زمینی و نیز به سمت کلیه کاربران گیرنده‌های GNSS اقدام می‌کند:

۱- «سیگنال‌های فاصله‌یابی کد‌گذاری شده»، یا همان «نویز شبه تصادفی» PRN؛ همانطور که از عنوان «سیگنال‌های فاصله‌یابی کد‌گذاری شده»، از این سیگنال‌ها برای فاصله‌یابی میان ماهواره GPS تا گیرنده GPS مورد نظر استفاده می‌شود.

۲- «پیام ناوبری» که در واقع مهمترین اطلاعات منتقل شده در این پیام ناوبری (یا داده ناوبری) اطلاعات مربوط به «موقعیت بسیار دقیق آن ماهواره در آن لحظه از زمان» و نیز «زمان جاری ماهواره GPS» است.

موضوع خیلی جالب شد: به نظر می‌رسد که هر دو دسته اطلاعات ارسالی از سمت ماهواره به سمت ایستگاه‌ها یا گیرنده‌های زمینی، دقیقاً همان اطلاعات لازم برای مثلث‌سازی در سیستم موقعیت‌یابی جهانی هستند که به دنبال آنها بودیم؛ اینکه (۱) فاصله گیرنده GPS تا هر ماهواره چقدر است و اینکه (۲) موقعیت دقیق ماهواره دقیقاً در کجای فضا قرار دارد. به محض آنکه یک گیرنده GPS روشن می‌شود، شروع به دریافت سیگنال‌های ماهواره‌ای از طریق آنتن گیرنده می‌نماید. به محض دریافت سیگنال‌های GPS، گیرنده GPS شروع به پردازش این سیگنال‌ها از طریق نرم‌افزار سیستم عامل داخلی خود می‌نماید.

از طرفی پیش از این گفته شد که 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، اطلاعات خود را به صورت یک سیگنال رادیویی مایکروویو، متشکل از دو فرکانس حامل متفاوت (دو موج سینوسی) در دو فرکانس متفاوت (یعنی ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی که به آن در اصطلاح سیگنال «حامل  $L_2$ » گفته می‌شود) ارسال می‌کنند. با احتساب سرعت نور، بدیهی است که طول موج هر یک از دو سیگنال «حامل  $L_1$ » و سیگنال «حامل  $L_2$ » به ترتیب برابر ۱۹ سانتی‌متر و ۲۴/۴ سانتی‌متر خواهند بود. وجود دو فرکانس حامل متفاوت به گیرنده‌های GPS این توانمندی را می‌دهد که بتوانند یک خطای مهم در محاسبات موقعیت را که ناشی از تاخیر لایه یونسفر دور زمین است را تصحیح نمایند.

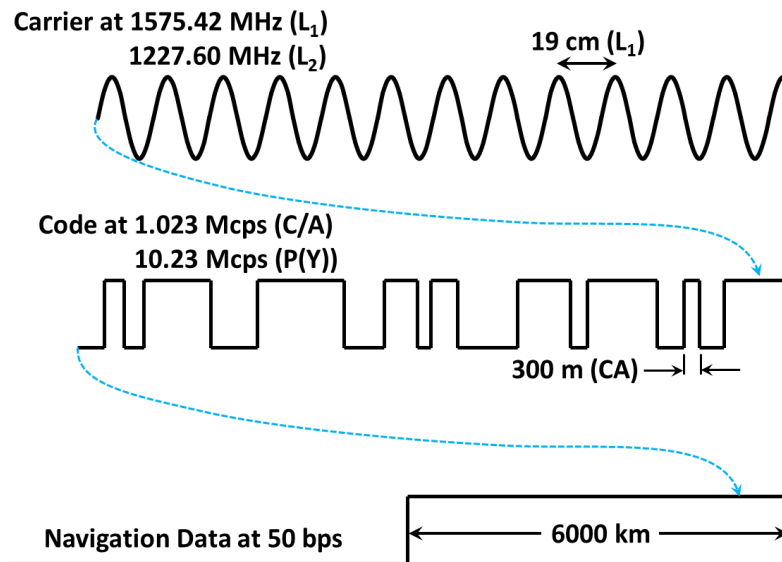
فرکانس سیگنال حامل  $L_1$  دارای دو کد ریاضیاتی است: کد گیرندگی زمخت (غیردقیق)<sup>۱</sup>، یا در اصطلاح کد C/A، و کد دقیق<sup>۲</sup>، یا در اصطلاح کد دقیق P. فرکانس سیگنال حامل  $L_2$ ، فقط کد دقیق P را حمل می‌کند. از آنجا که فرکانس حامل کد دقیق P بر روی سیگنال  $L_2$  متفاوت از فرکانس حامل کد دقیق P بر روی سیگنال  $L_1$  است، لذا از کد دقیق P می‌توان به عنوان یک منبع زمان‌بندی مستقل استفاده نمود.

<sup>۱</sup>  $L_1$  Carrier

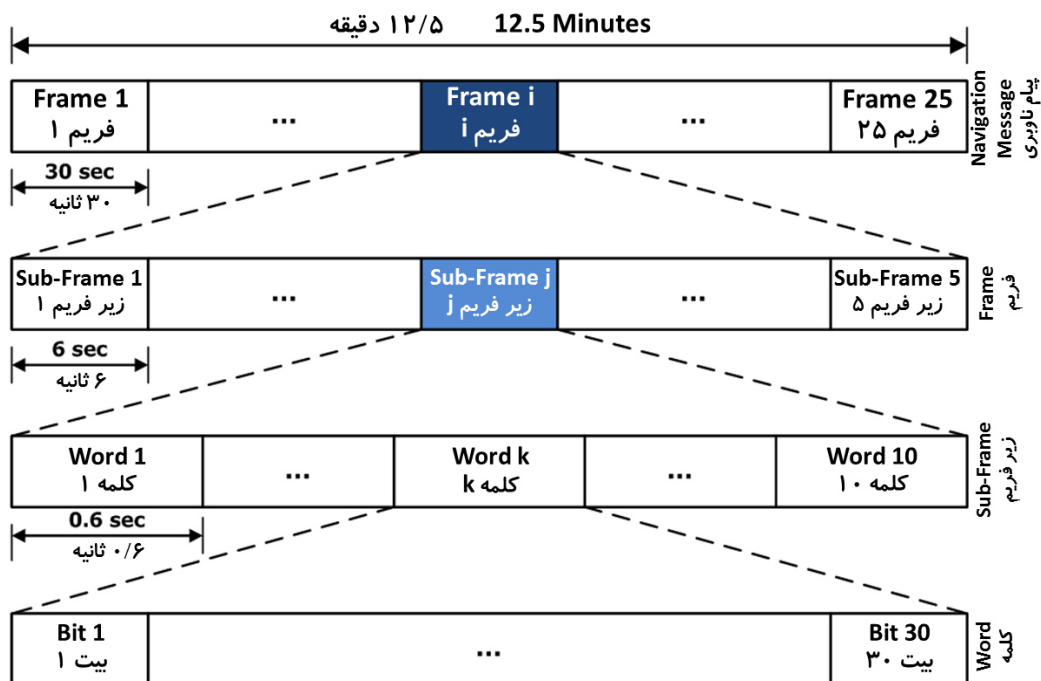
<sup>۲</sup>  $L_2$  Carrier

<sup>۳</sup> Coarse Acquisition Code

<sup>۴</sup> Precision Code



شکل (۳-۱۴) شماتیکی از اجزای تشکیل دهنده سیگنال‌های ارسالی یک ماهواره GPS

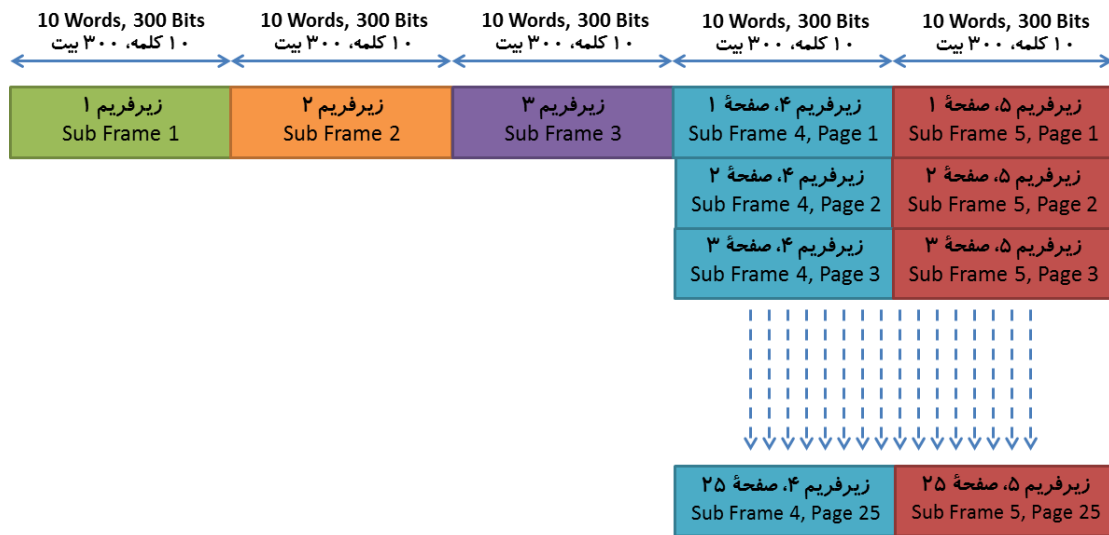


شکل (۳-۱۵-الف) شماتیکی از ساختار پیام ناوبری در سیگنال  $L_1$  C/A مربوط به GPS؛ همانطور که در این شکل نیز مشاهده می‌شود، این

سیگنال مشتمل بر ۲۵ صفحه (یا ۲۵ فریم) است که طول هر یک ۳۰ ثانیه است که همگی تشکیل یک فریم اصلی به طول ۱۲/۵ دقیقه را خواهند داد. هر فریم به ۵ زیرفریم هر یک به طول ۶ ثانیه تقسیم شده که دارای زمان GPS نیز هستند. هر زیرفریم نیز متشکل از ۱۰ کلمه هر یک به طول ۳۰ بیت هستند. به بیان دیگر، هر فریم ۳۰ ثانیه‌ای دارای ۱۵۰۰ بیت است. هر زیرفریم همیشه با یک «کلمه تله‌متری<sup>۵</sup> TLM» آغاز می‌شود که برای همزمان سازی سیگنال، ضروری است؛ پس از آن، «کلمه واگذاری<sup>۶</sup> HOW» ظاهر می‌شود. این کلمه، اطلاعات مربوط به زمان (ثانیه‌های مربوط به هفته GPS) را تأمین می‌نماید و در واقع ۱۷ بیت ارزشمند از ۱۹ بیت مربوط به تعداد TOW مربوط به زمان GPS آغازین زیرفریم بعدی را با خود حمل می‌کند. به بیان دیگر، زیرفریم شماره ۱، مشتمل بر تاریخ GPS (تعداد هفته) و اطلاعات مربوط به تصویب ساعت ماهواره و اطلاعات مربوط به وضعیت ماهواره و سلامتی ماهواره است. زیرفریم‌های ۲ و ۳، مجموعاً اطلاعات مربوط به «داده‌های سالنمای نجومی» ماهواره را حمل می‌نمایند. زیرفریم‌های ۴ و ۵ نیز مجموعاً تشکیل دهنده صفحات ۱ الی ۲۵ از اطلاعات ۲۵ صفحه‌ای «تقویم نجومی» هستند. «تقویم نجومی» دارای طول ۱۵۰۰۰ بیتی بوده و مدت زمان انتقال آن نیز ۱۲/۵ دقیقه است.

<sup>۵</sup> Telemetry Word

<sup>۶</sup> Hand-over Word or Transference Word



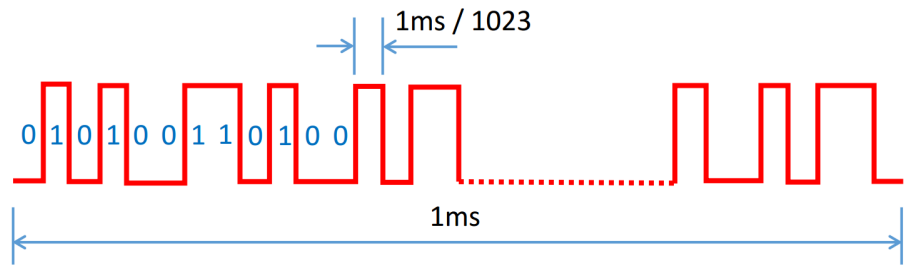
شکل (۳-۱۵-ب) شماتیکی از ساختار پیام ناوبری در سیگنال  $L_1$  C/A مربوط به GPS

اگرچه فرکانس کاری (فرکانس ارسال سیگنال) برای تمامی ماهواره‌های GPS یکسان و برابر  $L_1$  و  $L_2$  است، لیکن کدگذاری (مدولاسیون کد) سیگنال‌های ارسالی از سمت هر ماهواره GPS به روشی که در اصطلاح  $CDMA^y$  نامیده می‌شود، منحصر به فرد و مختص به همان ماهواره است؛ با این کار، دو مزیت عمده حادث می‌شود: اولاً 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 دریافت سیگنال‌های ارسالی از سمت کدام ماهواره است؛ ثانیاً از تداخلات میان سیگنال‌های ارسالی از سمت ماهواره‌های مختلف به میزان قابل توجهی کاسته می‌شود. هر یک از دو کد مورد اشاره، یعنی کد گیرندگی زمخت (غیردقیق) C/A، و کد دقیق P، متشکل از رشته‌ای از اعداد باینری (صفر و یک) هستند که این رشته در واقع چیزی نیست جز همان «سیگنال‌های فاصله‌یابی کدگذاری شده» یا همان «نویز شبه تصادفی» PRN. دلیل نامگذاری این کد به عنوان «نویز شبه تصادفی» نیز آن است که توالی صفر و یک‌های موجود در این کد، در ظاهر امر، یک توالی تصادفی به نظر می‌آید، لیکن در واقعیت امر، این توالی، یک توالی منظم و قابل تکرار توسط یک کد رایانه‌ای است. کد دقیق PRN 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 (به عبارت دیگر، در هر یک میلی‌ثانیه، این الگوی کدهای صفر و یک، تکرار می‌شود). این توزیع تصادفی از صفر و یک‌ها، از یک الگوی تولید کد مشخص تبعیت می‌نماید که در اصطلاح «کد طلایی» نیز نامیده می‌شود. شاید باور کردنی 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  $1/1023$  میلی‌ثانیه خواهد بود. در سیستم موقعیت‌یابی جهانی، GPS، هر ماهواره، دارای کد دقیق PRN منحصر و مختص به خود است؛ بنابراین یک گیرنده GPS قادر خواهد 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 دریافت سیگنال ارسالی از سمت کدام ماهواره است). این الگوی رفتاری در هر میلی‌ثانیه تکرار خواهد شد؛ در این میان، گیرنده GPS قادر خواهد بود که نقطه اتمام کد دقیق PRN دریافتی و یا نقطه شروع کد دقیق PRN بعدی را تشخیص دهد.

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



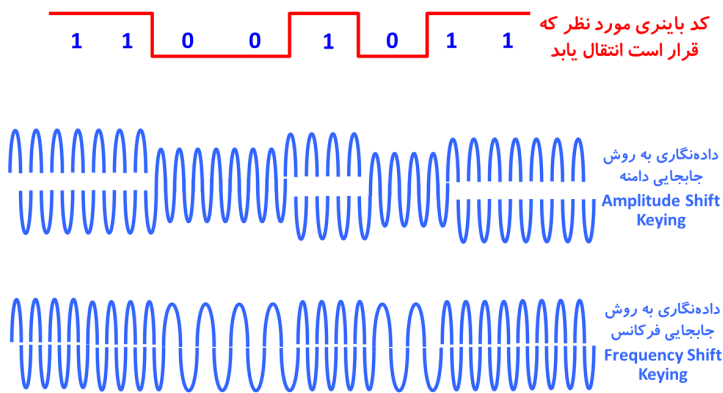
شکل (۳-۱۶) شماتیکی از یک نویز شبه تصادفی، PRN، و یا کدهای PRN



### شرحی بر فرآیند مدولاسیون

مدولاسیون به فرآیندی گفته می‌شود که در آن، یک «سیگنال پیام»<sup>۸</sup> (مثلاً یک «رشته بیت دیجیتال»<sup>۹</sup>) بر روی یک سیگنال فرکانس رادیویی سوار شده تا بتوان آن سیگنال پیام را به صورت فیزیکی از یک نقطه به نقطه‌ای دیگر جابجا نمود. به عنوان نمونه‌ای از این فرآیند و روش‌های مدولاسیون سیگنال پیام نشان داده شده به صورت یک کد باینری، به شکل (۳-۱۷) توجه نمایید.

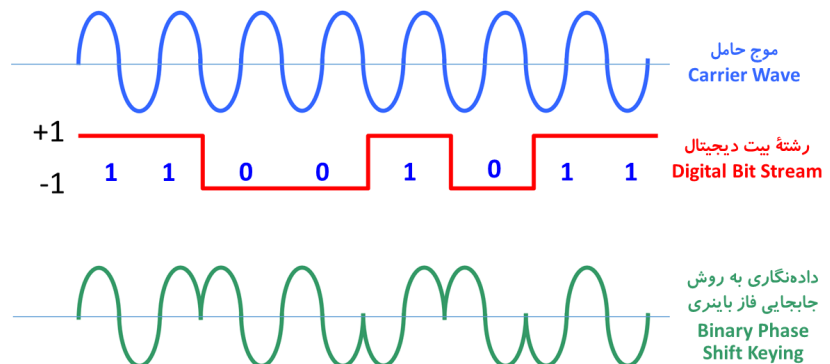
شکل (۳-۱۷) نمونه‌ای از این فرآیند و روش‌های مدولاسیون سیگنال پیام نشان داده شده به صورت یک کد باینری



### معرفی «داده‌نگاری به روش جابجایی فاز باینری» یا در اصطلاح BPSK<sup>۱۰</sup>

داده‌نگاری به روش جابجایی فاز، یک روش مدولاسیون دیجیتال است که در آن جابجایی اطلاعات از طریق «تغییر و یا مدوله نمودن» فاز موج مربوط به سیگنال حامل صورت می‌پذیرد. روش BPSK از دو فاز استفاده می‌نماید که توسط یک نیم سیکل از یکدیگر مجزا شده‌اند. جهت تشریح موضوع به شکل (۳-۱۸) توجه نمایید.

شکل (۳-۱۸) شماتیکی از فرآیند «داده‌نگاری به روش جابجایی فاز باینری» یا در اصطلاح BPSK



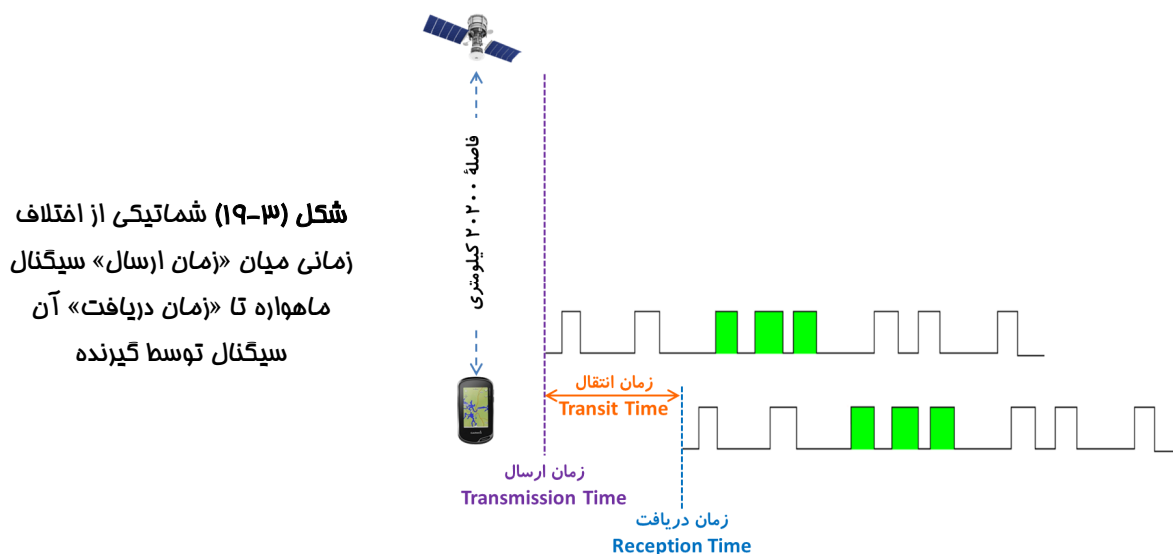
<sup>۸</sup> Message Signal

<sup>۹</sup> Digital Bit Stream

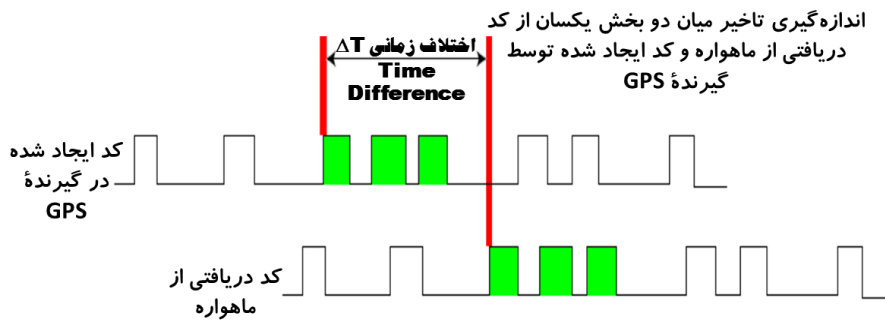
<sup>۱۰</sup> Binary Phase Shift Keying

## چگونگی اندازه‌گیری فاصله زمانی یک گیرنده GPS از یک ماهواره GPS

از آنجا که سرعت نور برابر  $299792/458$  کیلومتر بر ثانیه یا به طور تقریبی، برابر  $300$  هزار کیلومتر بر ثانیه است، لذا بدیهی است که هر الگوی تغییر فاز (یا همان کد PRN) یک سیگنال ارسالی از سمت یک ماهواره به سمت یک گیرنده GPS 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 از الگوی تغییر فاز مربوط به هر ماهواره را، با همان الگوی کد PRN که به صورت اختصاصی به همان ماهواره تخصیص داده شده است، ایجاد می‌نماید و گیرنده GPS سعی می‌کند که آنقدر این الگو را در طول زمان، به سمت جلو و یا عقب، جابجا نماید تا الگوی کپی شده با الگوی کد دریافتی از آنتن همان گیرنده GPS یکسان و منطبق گردد؛ به محض ایجاد این انطباق و با توجه به اینکه الگوی کد PRN هر ماهواره، برای هر ماهواره منحصر و مختص به همان ماهواره است، اولین اطلاعات مهمی که کسب می‌شود آن است که الگوی تغییر فاز کدام یک از ماهواره‌ها دریافت شده است که عملاً به معنای آن است که گیرنده، بر روی یکی از ماهواره‌ها قفل نموده است (یا به زبان ساده‌تر در حال دریافت اطلاعات ارسالی از سمت کدام ماهواره است). دومین اطلاعات مهمی که در این میان کسب می‌شود آن است که، با دانستن میزان جابجایی مورد نیاز در طول 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» نیز گفته می‌شود که البته واحد آن نیز، 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 توسط گیرنده GPS 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 میان زمان انتشار سیگنال توسط ماهواره GPS تا زمان دریافت آن در گیرنده GPS دقیقاً به چه اندازه است، کمک کنند. به این روش از محاسبات فاصله زمانی میان ماهواره GPS تا گیرنده GPS در اصطلاح محاسبات مربوط به «فاز حامل»<sup>۱۱</sup> گفته می‌شود.



<sup>۱۱</sup> Carrier Phase



**شکل (۳-۲۰)** شمایکی از سیگنال‌های فاصله‌یابی کدگذاری شده ارسال شده توسط ماهواره GPS و کد مشابه ایجاد شده توسط گیرنده GPS؛ این سیگنال‌ها در واقع یک سری کد متشکل از پندین صفر و یک متوالی هستند که به گیرنده اجازه می‌دهد تا با تطبیق‌دهی میان کد دریافتی از ماهواره با همان بخش از کد مشابه ایجاد شده توسط گیرنده GPS، مدت زمان سفر سیگنال (رادیویی) از سمت ماهواره GPS تا رسیدن به گیرنده GPS (یا همان تأخیر میان دو بخش یکسان از کد دریافتی از ماهواره و کد ایجاد 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.

بدیهی است که چنانچه ساعت موجود در گیرنده GPS با دقت بسیار بالا، هم‌آهنگ و هم‌زمان 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 بحث مثلث‌سازی به آن اشاره گردید) موقعیت مکانی خود را نسبت به آن ماهواره و البته نسبت به 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 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.

در این میان ذکر چند نکته ضروری است:

۱- اولاً قضیه محاسبه فاصله میان ماهواره و گیرنده به همین سادگی همین نیست؛ متأسفانه و 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 هم‌آهنگ و هم‌زمان نخواهد بود و به واسطه مسائلی نظیر خطاهای محاسباتی و خطاهای شناوری و دقت و رزولوشن در ساعت گیرنده GPS، همواره میان این دو ساعت، یک خطای زمانی محاسباتی 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 با میزان خطای شناوری موجود در یک ساعت ارزان قیمت خریداری شده از یک دستفروش، برابر هم باشند! در این میان بایستی خاطر نشان نمود که زمان متوسط رسیدن سیگنال‌های رادیویی ارسالی از سمت ماهواره GPS به سمت نقطه‌ای دقیقاً در زیر پای ماهواره و بر روی سطح زمین، در صورتی که فاصله متوسط میان ماهواره تا گیرنده مزبور برابر ۲۰۲۰۰ کیلومتر باشد (که البته همیشه اینچنین نیست)، چیزی در حدود ۰/۰۶۷۳۸ ثانیه (یا تقریباً ۶۷ 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 ۱ میلیونیوم ثانیه در حین فرآیند موقعیت‌یابی با استفاده از سیستم موقعیت‌یاب جهانی، یک خطای در حدود ۳۰۰ متری در موقعیت‌یابی گیرنده GPS را ایجاد خواهد نمود! این موضوع،

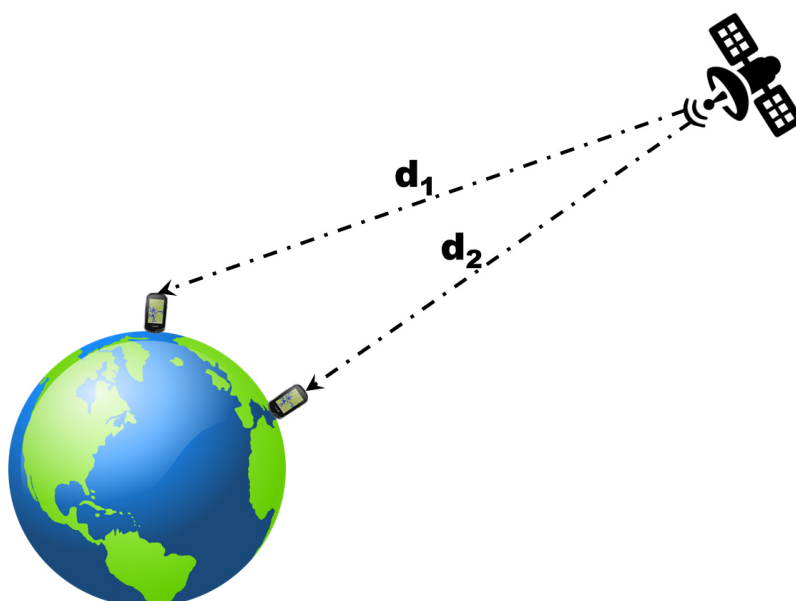
اهمیت تعیین دقیق خطای زمانی میان ساعت اتمی دقیق موجود در ماهواره‌ها و ساعت معمولی موجود در گیرنده‌های GPS در جهت دستیابی به خطاهای در مرتبه چند متر (که مورد انتظار است) را نشان می‌دهد.

ماهواره با موقعیت کاملاً مشخص، نسبت به ارسال منظم سیگنال زمانی در  $t=0$  اقدام می‌کند.



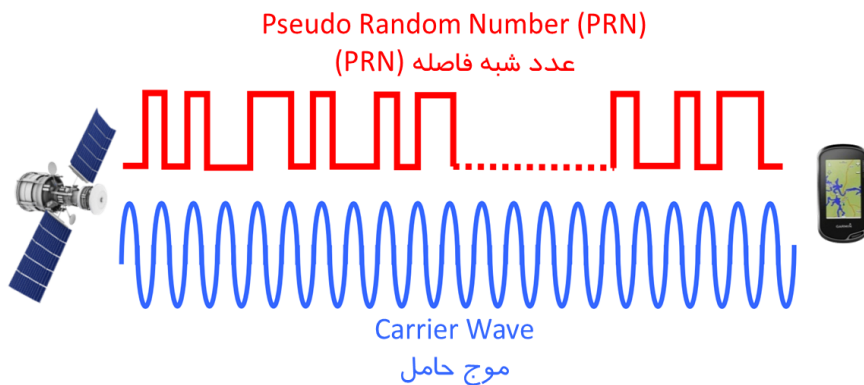
**شکل (۳-۲۱) نمونه تعیین فاصله میان فرستنده سیگنال (از طرف ماهواره) تا گیرنده GPS بر روی زمین؛ بدیهی است که اندازه فاصله از ماصـل ضرب «اختلاف زمانی میان زمان ارسال سیگنال تا زمان دریافت سیگنال» در اندازه سرعت نور به دست خواهد آمد؛ چنانچه فاصله متوسط میان ماهواره فرستنده سیگنال GPS تا گیرنده بر روی زمین برابر ۲۰۲۰۰ کیلومتر باشد، و با لحاظ نمودن این نکته که سرعت نور نیز ۳۰۰ هزار کیلومتر بر ثانیه است، لذا زمان تقریبی رسیدن سیگنال‌های رادیویی از سمت ماهواره GPS به سمت زمین، چیزی در حدود ۶۷ میلی‌ثانیه خواهد شد.**

۲- ثانیاً همانطور که در شکل (۳-۲۲) نشان داده شده است، فاصله میان یک ماهواره GPS تا گیرنده‌های مختلف، هیچگاه دقیقاً برابر ۲۰۲۰۰ کیلومتر نبوده و برای گیرنده‌های مختلف واقع بر نقاط مختلف روی زمین، این فاصله قطعاً متفاوت از یکدیگر است.



**شکل (۳-۲۲) همانطور که در این شکل نشان داده شده است، فاصله میان یک ماهواره GPS تا گیرنده‌های مختلف، هیچگاه دقیقاً برابر ۲۰۲۰۰ کیلومتر نبوده و برای گیرنده‌های مختلف واقع بر نقاط مختلف روی زمین، این فاصله قطعاً متفاوت از یکدیگر است؛ در این شکل و برای یک ماهواره مشخص، فاصله  $d_1$  به طرز مشهودی از فاصله  $d_2$  بزرگتر است.**

۳- ثالثاً همانطور که پیش از این نیز گفته شد، کد دقیق PRN 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؛ به عبارت دیگر، در هر یک میلی‌ثانیه، این الگوی کدهای صفر و یک، تکرار می‌شود. با احتساب سرعت نور، این عرض پالس یک میلی‌ثانیه‌ای معادل یک فاصله ۳۰۰ کیلومتری در مسافت است. با این وجود دقت قابل حصول با استفاده از محاسبات شبه فاصله در مرتبه ۱ متر است. از طرفی پیش از این نیز گفته شد که تمام ماهواره‌های سیستم موقعیت‌یاب جهانی GPS، اطلاعات خود را به صورت یک سیگنال رادیویی مایکروویو، متشکل از دو فرکانس حامل متفاوت (دو موج سینوسی) در دو فرکانس متفاوت (یعنی ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی که به آن در اصطلاح سیگنال «حامل L<sub>1</sub>» گفته می‌شود و ۱۲۲۷/۶ مگاهرتزی که به آن در اصطلاح سیگنال «حامل L<sub>2</sub>» گفته می‌شود) ارسال می‌کنند. با احتساب سرعت نور، بدیهی است که طول موج هر یک از دو سیگنال «حامل L<sub>1</sub>» و سیگنال «حامل L<sub>2</sub>» به ترتیب برابر ۱۹ سانتی‌متر و ۲۴/۴ سانتی‌متر خواهند بود. استفاده از محاسبات مربوط به «فاز حامل» منجر به دستیابی به دقت فاصله‌یابی در مرتبه سانتی‌متری خواهد شد که در هر سیکل نیز تکرار خواهد شد (مثلاً معادل ۱۹ سانتی‌متر دقت/رزولوشن فاصله‌یابی در سیگنال «حامل L<sub>1</sub>» با فرکانس ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی خواهد شد).

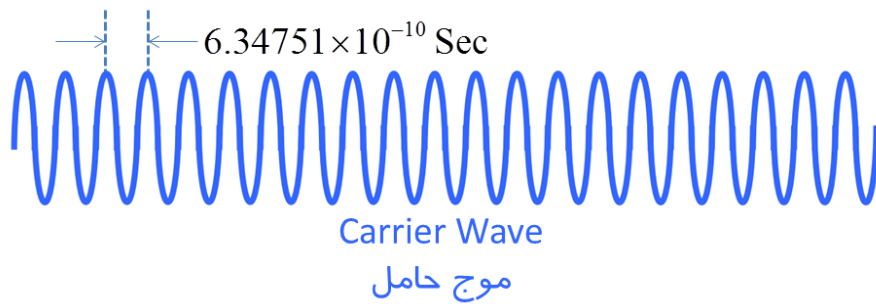


**شکل (۳-۱۳) استفاده از محاسبات مربوط به «فاز حامل» منجر به دستیابی به دقت فاصله‌یابی در مرتبه سانتی‌متری خواهد شد که در هر سیکل نیز تکرار خواهد شد.**

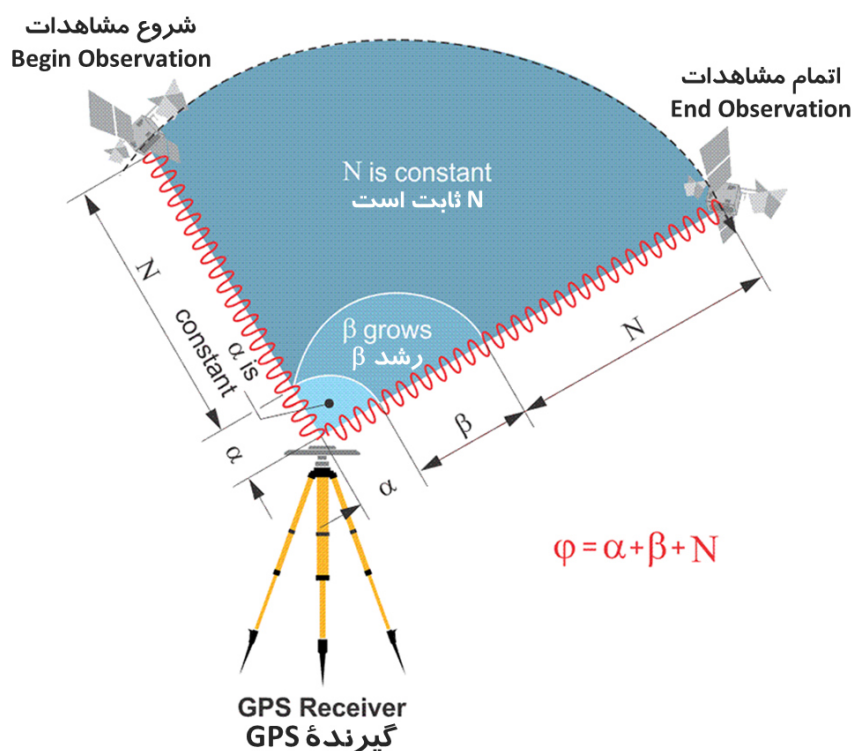
۴- چنانچه یک بار دیگر به نحوه دستیابی به دقت/رزولوشن ۱۹ سانتی‌متر فاصله‌یابی در سیگنال «حامل L<sub>1</sub>» با فرکانس ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی توجه نمایید، مشخص است که عرض پالس یک «سیکل کامل» از سیگنال «حامل L<sub>1</sub>» با فرکانس ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی برابر  $6.34751 \times 10^{-10}$  ثانیه است؛ این بدان معناست که در صورت شمارش یک «سیکل کامل» از سیگنال «حامل L<sub>1</sub>» با فرکانس ۱۵۷۵/۴۲ مگاهرتزی، و با احتساب اندازه سرعت نور معادل ۳۹۹ هزار کیلومتر بر ثانیه‌ای، به یک دقت / رزولوشن فاصله‌یابی معادل  $19cm \approx 300000000 \times 6.34751 \times 10^{-10}$  خواهیم رسید؛ این محاسبات یک نکته مهم دیگر را به ما یادآوری می‌کنند و آن اینکه در صورت اندازه‌گیری (شمارش) «بخشی از یک سیکل» به جای شمارش یک «سیکل کامل» از سیگنال «حامل L<sub>1</sub>»، می‌توان به دقت / رزولوشن فاصله‌یابی حتی کمتر (بهتر) از ۱۹ سانتی‌متر دست یافت. همانطور که در شکل (۳-۲۵) نشان داده شده است، تعداد «سیکل‌های کامل» طی شده سیگنال در طول مدت سفر از سمت ماهواره GPS تا رسیدن به گیرنده GPS را در اصطلاح «عدد صحیح ابهام»<sup>۱</sup> نامیده و آن را با N نمایش می‌دهیم. می‌توان نشان داد که چنانچه به نحوی تعداد «سیکل‌های کامل» طی شده سیگنال

<sup>۱</sup> Integer Ambiguity

در طول مدت سفر از سمت ماهواره GPS تا رسیدن به گیرنده GPS یا همان عدد  $N$  به دست آید، در اینصورت دستیابی به دقت / رزولوشن فاصله‌یابی در مرتبه ۱ الی ۲ سانتی‌متر نیز دور از انتظار نخواهد بود.



شکل (۳-۲۴) عرض پالس یک «سیکل کامل» از سیگنال «مامل  $L_1$ » با فرکانس  $1575/42$  مگاهرتزی برابر  $0.634751$  میلیارد ثانیه است!



شکل (۳-۲۵) شماتیکی از «عدد صحیح ابهام» یا همان  $N$ ؛ در این شکل،  $\alpha$  بیانگر «سیکل اولیه جزئی» یا همان «اندازه‌گیری فاز»<sup>۲</sup> است؛  $\beta$  بیانگر «تعداد سیکل مشاهده شده» است؛  $\phi$  نیز بیانگر «فاز کلی»<sup>۴</sup> است.

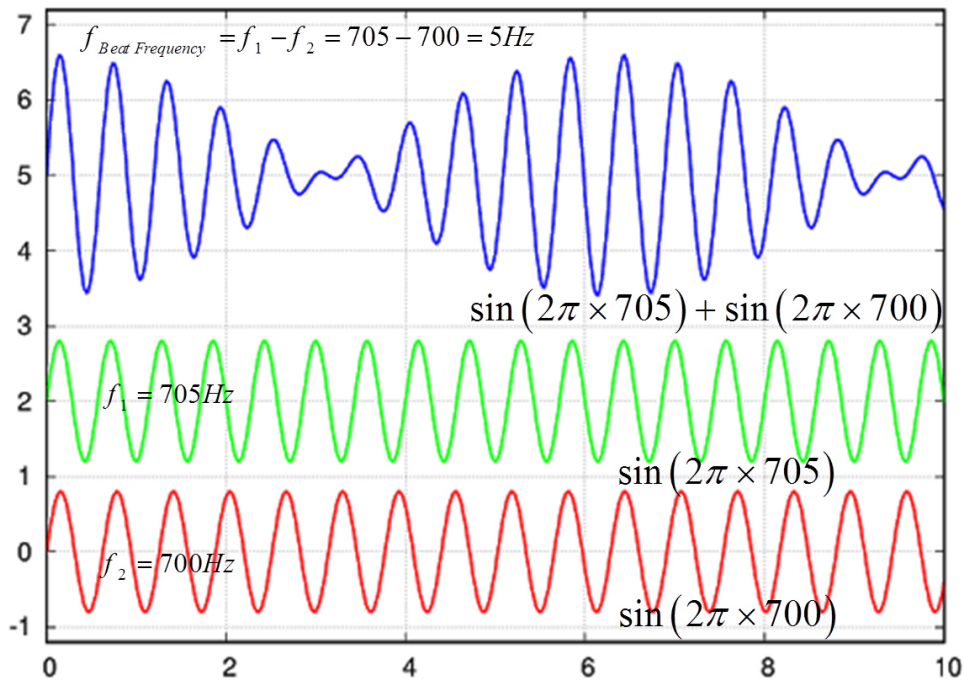
۵- از فیزیک کلاسیک به خاطر داریم که وقتی دو موج با دامنه یکسان اما با فرکانس‌های متفاوت بر روی یکدیگر سوار می‌شوند (با هم جمع می‌شوند)، در اینصورت اولاً موج حاصله دارای یک دامنه نوسانی خواهد شد و ثانیاً فرکانسی تحت عنوان «فرکانس تپش»<sup>۵</sup> ایجاد خواهد شد که اندازه این فرکانس به میزان اختلاف فرکانس دو موج سوار شده بر روی یکدیگر است.

<sup>۲</sup> Fractional Initial Cycle

<sup>۳</sup> Phase Measurement

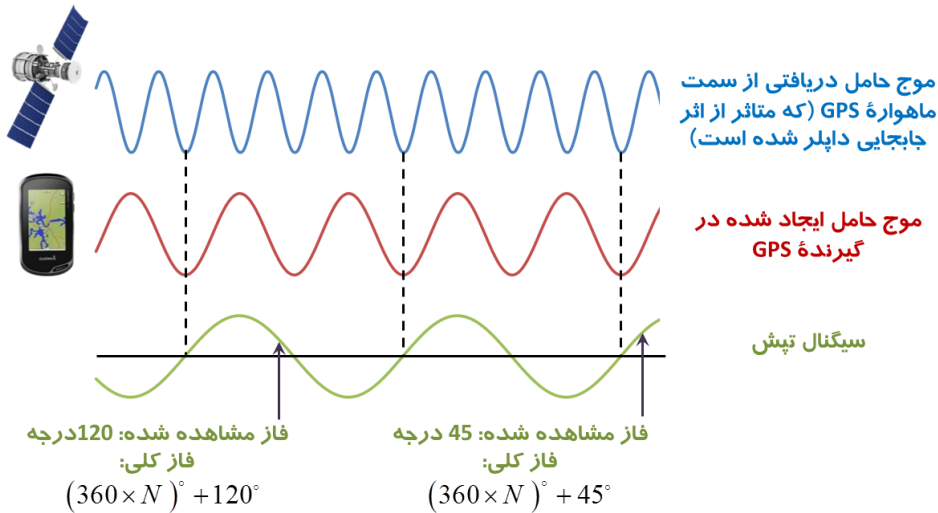
<sup>۴</sup> Total Phase

<sup>۵</sup> Beat Frequency



**شکل (۳-۲۶)** شماتیکی از وقوع پدیده تپش در اثر تجمیع دو موج سینوسی هم دامنه ولی یکی با فرکانس ۷۰۰ هرتز و دیگری با فرکانس ۷۰۵ هرتز که منجر به ایجاد یک موج برآیندی سینوسی با دامنه نوسانی فواید شد که فرکانس تپش موج برآیندی برابر  $5 = 700 - 705$  هرتز فواید شد.

در فرآیند مربوط به پردازش سیگنال در گیرنده GPS نیز می توان به استناد وقوع پدیده «تپش» و اندازه گیری (شمارش) «بخشی از یک سیکل» به جای شمارش یک «سیکل کامل» از سیگنال «حامل L1»، می توان به دقت / رزولوشن فاصله یابی حتی کمتر (بهتر) از ۱۹ سانتی متر و حتی در مرتبه ۱ الی ۲ سانتی متر دست یافت.



**شکل (۳-۲۷)** شماتیکی از وقوع پدیده تپش در یک گیرنده GPS و استناد به مقایسات بر مبنای آن به منظور اندازه گیری (شمارش) «بخشی از یک سیکل» به جای شمارش یک «سیکل کامل» از سیگنال «حامل L1»، جهت دستیابی به دقت / رزولوشن فاصله یابی حتی کمتر (بهتر) از ۱۹ سانتی متر و حتی در مرتبه ۱ الی ۲ سانتی متری

## بیان ساده محاسبات موقعیت‌یابی ماهواره‌ای

با توجه به این توضیحات، بدیهی است که پارامتر «شبه فاصله» نه تنها شامل «مدت زمان حقیقی 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 است. به اختلاف زمانی میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» در اصطلاح «آفست ساعت<sup>۶</sup>» یا «بایاس ساعت<sup>۷</sup>» گفته شده و آن را با  $\Delta T_{Bias}$  نمایش می‌دهیم؛ این آفست ساعت،  $\Delta T_{Bias}$  در کنار سه متغیر موقعیتی گیرنده GPS، یعنی موقعیت‌های  $x$  و  $y$  و  $z$  (یا همان جهات مختصاتی) مربوطه به گیرنده GPS، چهار مجهولی هستند که در حین محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی، بایستی توسط یک دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی، حل شوند.<sup>۸</sup>

$$\begin{aligned} 4x + 5y + 7z + 3\Delta T_{Bias} &= 9 \\ 7x + 3y + 6z + 2\Delta T_{Bias} &= 15 \\ 3x + 8y + 2z - 4\Delta T_{Bias} &= 27 \\ 9x - 2y + 6z + 7\Delta T_{Bias} &= 11 \end{aligned} \iff \begin{bmatrix} 4 & 5 & 7 & 3 \\ 7 & 3 & 6 & 2 \\ 3 & 8 & 2 & -4 \\ 9 & -2 & 6 & 7 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \Delta T_{Bias} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 9 \\ 15 \\ 27 \\ 11 \end{bmatrix}$$

**شکل (۳-۲۸) در محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی، با یک دستگاه ۴ معادله-۴ مجهولی مواجه هستیم؛ این چهار مجهول به ترتیب عبارتند از ۳ موقعیت  $x$  و  $y$  و  $z$  مربوط به موقعیت گیرنده و یک آفست ساعت،  $\Delta T_{Bias}$  مربوط به افتلاف زمانی موجود میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS»**

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 بیافتد، 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 دقیق و یکسان و البته کاملاً منطبق بر هم باشند؛ در این میان، هرچند ساعت ارزان قیمت موجود در گیرنده قطعاً با ساعت اتمی موجود در ماهواره‌ها هم‌آهنگ و منطبق نیست، لیکن خوشبختانه 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 خوشبختانه روش «محاسبات» گیرنده GPS بر روی سیگنال دریافتی از یک ماهواره (که منجر به محاسبه مقدار «شبه فاصله» نسبت به آن ماهواره شد) بسیار دقیق است. مجدداً به مبحث اصلی باز می‌گردیم: وقتی یک گیرنده بر روی یک ماهواره قفل می‌کند (یا به زبان ساده‌تر در حال

<sup>۶</sup> Clock Offset

<sup>۷</sup> Clock Bias

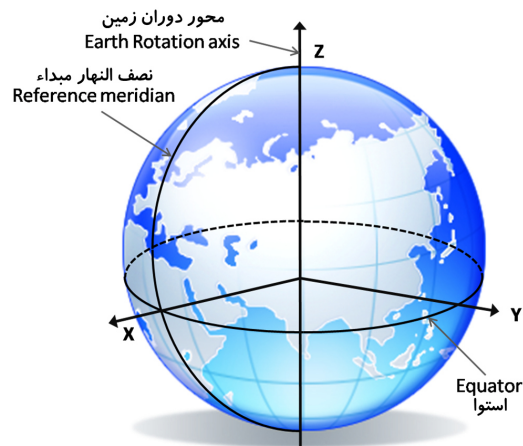
<sup>۸</sup> با تعیین موقعیت دقیق گیرنده GPS و با لحاظ نمودن این نکته که اندازه زمان محاسبه شده توسط گیرنده GPS، یک زمان دقیق است، می‌توان با لحاظ نمودن نرخ تغییرات زمانی موقعیت گیرنده GPS، عملاً انتظار داشت که سرعت لحظه‌ای گیرنده GPS نیز در جهات مختلف و البته با دقت و رزولوشن بسیار مناسب تعیین گردد.



دریافت اطلاعات ارسالی از سمت یک ماهواره است)، گیرنده GPS نسبت به پایش پیام ناوبری ارسالی از سمت آن ماهواره اقدام می کند که بخشی از اطلاعات موجود در پیام ناوبری، همان «زمان جاری ماهواره GPS» ارسالی از سمت آن ماهواره به سمت گیرنده GPS است. بخش دیگری از «پیام ناوبری» نیز مجموعه ای از اعداد هستند که در اصطلاح «داده های سالنمای نجومی» آن ماهواره نامیده شد و بیان کننده 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، موقعیت های دقیق  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به آن ماهواره در آن لحظه خاص نیز ارسال خواهد شد<sup>۹</sup>. بر طبق قرارداد، مقادیر موقعیت های دقیق  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به یک ماهواره GPS، نسبت به دستگاه مختصات تعریف شده توسط «سیستم ژئودتیک جهانی»<sup>۱۰</sup> توسعه یافته در سال ۱۹۸۴، که در اصطلاح WGS84 نامیده می شود، بیان می شوند؛ همانطور که در شکل (۳-۲۹) نشان داده شده است، مبدا دستگاه مختصات WGS84، در نزدیکی مرکز جرم کره زمین است؛ محور  $Z$  دستگاه مختصات WGS84، منطبق بر محور چرخش زمین است که در آن  $Z$  به سمت قطب شمال است، محور  $X$  این دستگاه مختصات، از محل تقاطع نصف النهار مبدا 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  $90^+$  درجه نصف النهاری و در نقطه ای در اقیانوس هند به سمت جنوب شرقی سریلانکا و غرب سوماترا کشیده شده است و این سه محور، تشکیل یک دستگاه مختصات راستگرد را می دهند.

### شکل (۳-۲۹) بر طبق قرارداد، مقادیر

موقعیت های دقیق  $X$  و  $Y$  و  $Z$  مربوط به ماهواره GPS، نسبت به دستگاه مختصات تعریف شده توسط «سیستم ژئودتیک جهانی» توسعه یافته در سال ۱۹۸۴، که در اصطلاح WGS84 نامیده می شود، بیان می شوند.



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 می دهند، به دست آورده است:

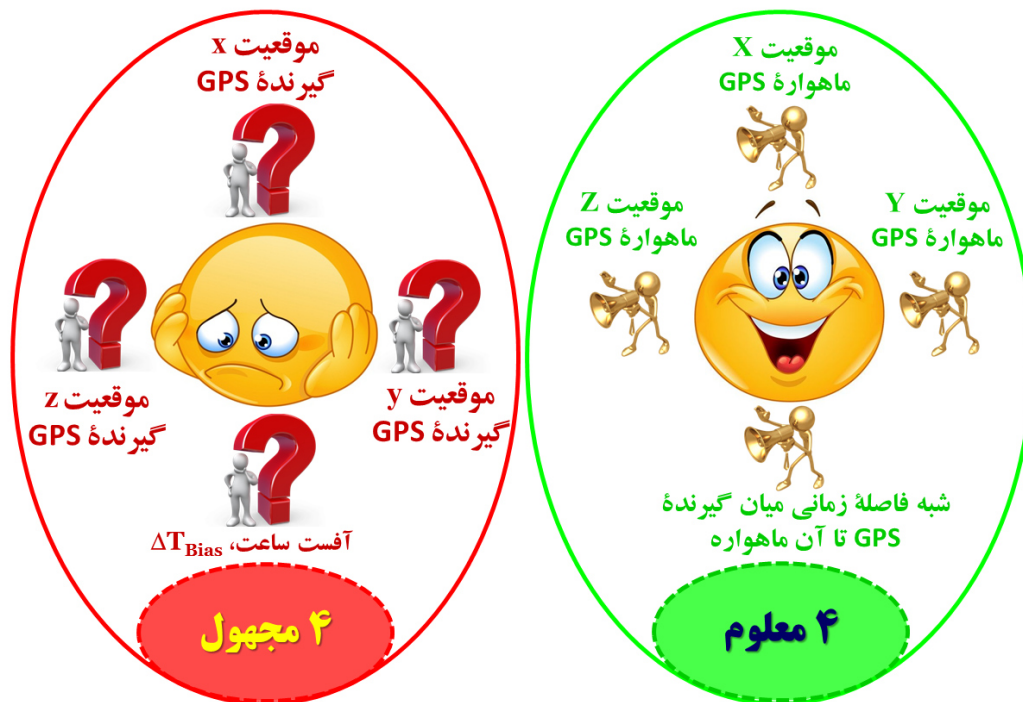
۱- سه عدد از مقادیر معلوم مورد اشاره، «موقعیت دقیق هر ماهواره GPS یا همان مقادیر  $X$  و  $Y$  و  $Z$  هستند که در واقع بخشی از اطلاعات موجود در «پیام ناوبری» ارسالی از سمت ماهواره و یا همان «داده های سالنمای نجومی» آن ماهواره است.

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 همان ماهواره GPS (در طول زمان) و جهت ایجاد انطباق بر روی الگوی کپی شده و توسط گیرنده GPS به دست آمد.

چهار مجهول موجود در دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی، عبارتند از: آفست ساعت،  $\Delta T_{Bias}$  در کنار سه

<sup>۹</sup> به تفاوت میان نحوه نگارش موقعیت گیرنده GPS با حروف کوچک انگلیسی  $X$  و  $Y$  و  $Z$  و نحوه نگارش موقعیت ماهواره GPS با حروف بزرگ انگلیسی  $X$  و  $Y$  و  $Z$  توجه نمایید.

متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های X و Y و Z مربوطه به گیرنده GPS. این کمیت‌ها، چهار متغیر مجهولی هستند که در حین محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی و به روش مثلث‌سازی، بایستی تعیین مقدار شوند.

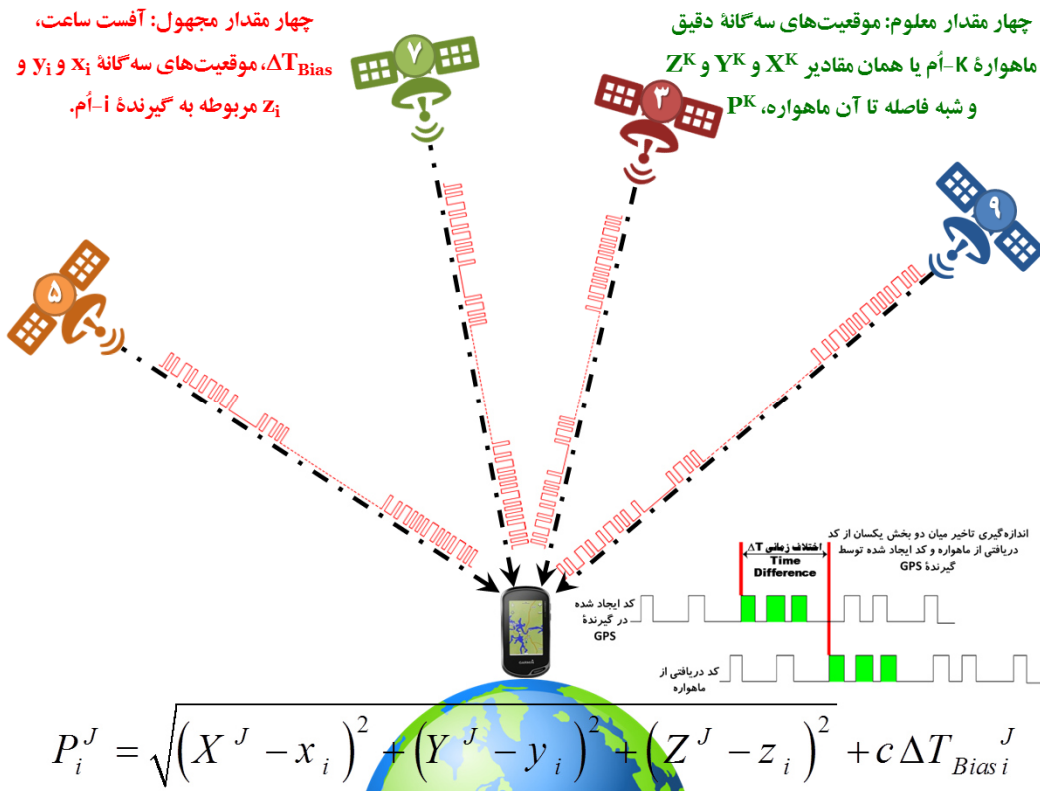


**شکل (۳-۱۳)** گیرنده ماهواره، دو دسته اطلاعات مهم را به عنوان دو مقدار معلوم به دست آورده است: (۱) موقعیت دقیق هر ماهواره GPS یا همان مقادیر X و Y و Z و (۲) شبه فاصله زمانی تا آن ماهواره که مجموعاً تشکیل ۴ مقدار معلوم را می‌دهند؛ از طرفی آفست ساعت،  $\Delta T_{Bias}$ ، در کنار سه متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های X و Y و Z مربوطه به گیرنده GPS، چهار متغیر مجهولی هستند که در مین محاسبات سیستم موقعیت‌یابی جهانی و به روش مثلث‌سازی، بایستی تعیین مقدار شوند.

بنابراین حالا ما یک دستگاه معادله چهار معادله - چهار مجهولی در اختیار داریم که می‌توان با حل این دستگاه معادله، مقدار آفست ساعت،  $\Delta T_{Bias}$ ، و نیز اندازه دقیق سه متغیر موقعیتی گیرنده، یعنی موقعیت‌های X و Y و Z مربوط به گیرنده GPS را به دقت تعیین نمود. همانطور که در شکل (۳-۳) نشان داده شده است، چنانچه موقعیت‌های مجهول X و Y و Z مربوط به گیرنده I-م GPS را به ترتیب با  $X_i$  و  $Y_i$  و  $Z_i$  نمایش دهیم، و آفست ساعت میان «ساعت اتمی دقیق موجود در ماهواره J-م» و «ساعت معمولی موجود در گیرنده I-م» را با  $\Delta T_{Bias_i}^J$  نمایش دهیم، در اینصورت معادله مربوط به شبه‌فاصله میان گیرنده I-م از ماهواره J-م، یا همان  $P_i^J$ ، توسط رابطه (۲-۳) بیان خواهد شد:

$$P_i^J = \sqrt{(X^J - x_i)^2 + (Y^J - y_i)^2 + (Z^J - z_i)^2} + c\Delta T_{Bias_i}^J \quad (2-3)$$

که در آن، C بیانگر سرعت نور است.



شکل (۳-۳) شماتیکی از نمونه مناسبه مجهولات «موقعیت گیرنده I و آفست ساعت» بر مسب مقادیر معلوم موقعیت ماهواره J و شبه‌فاصله میان گیرنده I-م از ماهواره J-م

در بخش بعد، به تشریح چگونگی به دست آوردن معادله مربوط به شبه‌فاصله میان گیرنده I-م از ماهواره J-م، یا همان  $P_i^J$  و چگونگی حل معادلات مربوط به موقعیت‌یابی در یک گیرنده GPS خواهیم پرداخت.

## به دست آوردن معادله مربوط به شبه‌فاصله میان گیرنده I-م از ماهواره J-م و چگونگی حل معادلات موقعیت‌یابی

در این قسمت، قصد داریم به تشریح چگونگی به دست آوردن معادله مربوط به شبه‌فاصله میان گیرنده I-م از ماهواره J-م، یا همان  $P_i^J$  و چگونگی حل معادلات مربوط به موقعیت‌یابی در یک گیرنده GPS پردازیم.

### فرضیات حاکم بر معادلات

- مدت زمان انتقال داده از ماهواره J-م تا گیرنده I-م را با  $\delta T_{g,i}^J$  نمایش می‌دهیم؛
  - مدت زمان صرف شده برای تولید داده در گیرنده I-م را با  $\delta T_{g,i}^J$  نمایش می‌دهیم؛
  - خطای ساعت ماهواره J-م نسبت به ساعت حقیقی را با  $\varepsilon_T^J$  نمایش می‌دهیم؛
  - خطای ساعت گیرنده I-م نسبت به ساعت حقیقی را با  $\varepsilon_{T,i}^J$  نمایش می‌دهیم؛
- در اینصورت، شبه‌فاصله میان گیرنده I-م از ماهواره J-م، یا همان  $P_i^J$  توسط رابطه (۳-۳) بیان خواهد شد:

$$P_i^J = \left[ (\delta T_{g,i}^J + \varepsilon_{T,i}^J) - (\delta T_i^J + \varepsilon_T^J) \right] \times (\text{Speed of Light}) + \text{Unknown Errors} \quad (3-3)$$

که در رابطه (۳-۳)، Speed of Light، بیانگر سرعت نور یا همان c است؛ همچنین Unknown Errors خطاهای

ناشناخته و غیرقابل مدل‌سازی هستند. بخشی از این خطاهای ناشناخته، خطاهای ناشی از یونوسفر و تروپوسفر<sup>۱۱</sup> هستند که آنها را به ترتیب با  $\varepsilon_{Ion}$  و  $\varepsilon_{Tro}$  نمایش می‌دهیم. همچنین از خطاهای مداری و خطاهای ناشی از چندمسیری شدن، چشم‌پوشی شده است. در اینصورت، رابطه (۳-۳) را می‌توان به فرم ساده‌تر رابطه (۴-۳) بیان نمود:

$$P_i^J = \left[ (\delta T_{g,i} - \delta T_i^J) c \right] + \left[ (\varepsilon_{T,i} - \varepsilon_T^J) c \right] + \varepsilon_{Ion} + \varepsilon_{Tro} \quad (4-3)$$

با این فرض که فاصله دقیق میان ماهواره J-ام از گیرنده I-ام در شرایط ایده‌آل (بدون هرگونه خطا و یا تاخیر) را با  $\rho_i^J$  بیان نماییم، در اینصورت رابطه (۴-۳) را می‌توان به فرم رابطه (۵-۳) بیان نمود:

$$P_i^J = \rho_i^J + \left[ (\varepsilon_{T,i} - \varepsilon_T^J) c \right] + \varepsilon_{Ion} + \varepsilon_{Tro} \quad (5-3)$$

که در آن،  $\rho_i^J$  توسط رابطه (۶-۳) بیان می‌گردد:

$$\rho_i^J = \sqrt{(X^J - x_i)^2 + (Y^J - y_i)^2 + (Z^J - z_i)^2} \quad (6-3)$$

در رابطه (۶-۳)،  $x_i = (x_i, y_i, z_i)$  بیانگر مختصات گیرنده I-ام بوده و  $\bar{X}^J = (X^J, Y^J, Z^J)$  نیز بیانگر مختصات ماهواره J-ام است. در اینصورت، معادله حاکم بر شبه‌فاصله میان ماهواره J-ام از گیرنده I-ام توسط رابطه (۷-۳) بیان می‌گردد:

$$P_i^J = \sqrt{(X^J - x_i)^2 + (Y^J - y_i)^2 + (Z^J - z_i)^2} + \left[ (\varepsilon_{T,i} - \varepsilon_T^J) c \right] + \varepsilon_{Ion} + \varepsilon_{Tro} \quad (7-3)$$

که با چشم‌پوشی از خطاهای یونوسفر و تروپوسفر، این رابطه را می‌توان به فرم ساده‌تر رابطه (۸-۳) نیز بیان نمود:

$$P_i^J = \sqrt{(X^J - x_i)^2 + (Y^J - y_i)^2 + (Z^J - z_i)^2} + c \Delta T_{Bias_i}^J \quad (8-3)$$

رابطه (۸-۳)، یک معادله غیرخطی میان معلومات و مجهولات در محاسبات موقعیت‌یابی ماهواره‌ای است که بایستی به نحوی خطی شود تا بتوان آن را با استفاده از روش‌های محاسباتی (نظیر روش‌های تکراری<sup>۱۲</sup> عددی) حل نمود؛ این معادله همان معادله غیرخطی حاکم بر شبه‌فاصله میان ماهواره J-ام از گیرنده I-ام است. در ادامه به بیان نحوه خطی سازی رابطه (۸-۳) با استفاده از «بسط تیلور»<sup>۱۳</sup> خواهیم پرداخت.

### خطی سازی معادله حاکم بر شبه‌فاصله میان ماهواره J-ام از گیرنده I-ام با استفاده از بسط تیلور

از ریاضیات کلاسیک به خاطر داریم که تابع  $f(x)$  حول نقطه  $x_0$  را می‌توان به فرم رابطه (۹-۳) بیان نمود:

$$f(x) = f(x_0) + \frac{f'(x_0)}{1!} \cdot (\Delta x) + \frac{f''(x_0)}{2!} \cdot (\Delta x)^2 + \frac{f'''(x_0)}{3!} \cdot (\Delta x)^3 + \dots \quad (9-3)$$

چنانچه از جملات مرتبه بالا چشم‌پوشی نماییم، در اینصورت رابطه (۹-۳) را می‌توان به شکل رابطه (۱۰-۳) بیان نمود:

$$f(x) = f(x_0) + \frac{f'(x_0)}{1!} \cdot (\Delta x) \quad (10-3)$$

حال با استفاده از فرم خطی شده بسط تیلور، معادله غیرخطی حاکم بر شبه‌فاصله میان ماهواره J-ام از گیرنده I-ام (۸-۳) را به صورت رابطه (۱۱-۳) خطی سازی می‌نماییم:

<sup>۱۱</sup> Troposphere

<sup>۱۲</sup> Iterative

<sup>۱۳</sup> Taylor Expansion

$$P_i^J = \rho_i^J + \frac{(X^J - x_i)}{\rho_i^J} \Delta x + \frac{(Y^J - y_i)}{\rho_i^J} \Delta y + \frac{(Z^J - z_i)}{\rho_i^J} \Delta z + c \Delta T_{Bias,0} \quad (11-3)$$

که در معادله (11-3)،  $\Delta x$  و  $\Delta y$  و  $\Delta z$  به ترتیب از روابط (12-3) الی (14-3) به دست می آیند:

$$\Delta x = x_{New} - x_i \quad (12-3)$$

$$\Delta y = y_{New} - y_i \quad (13-3)$$

$$\Delta z = z_{New} - z_i \quad (14-3)$$

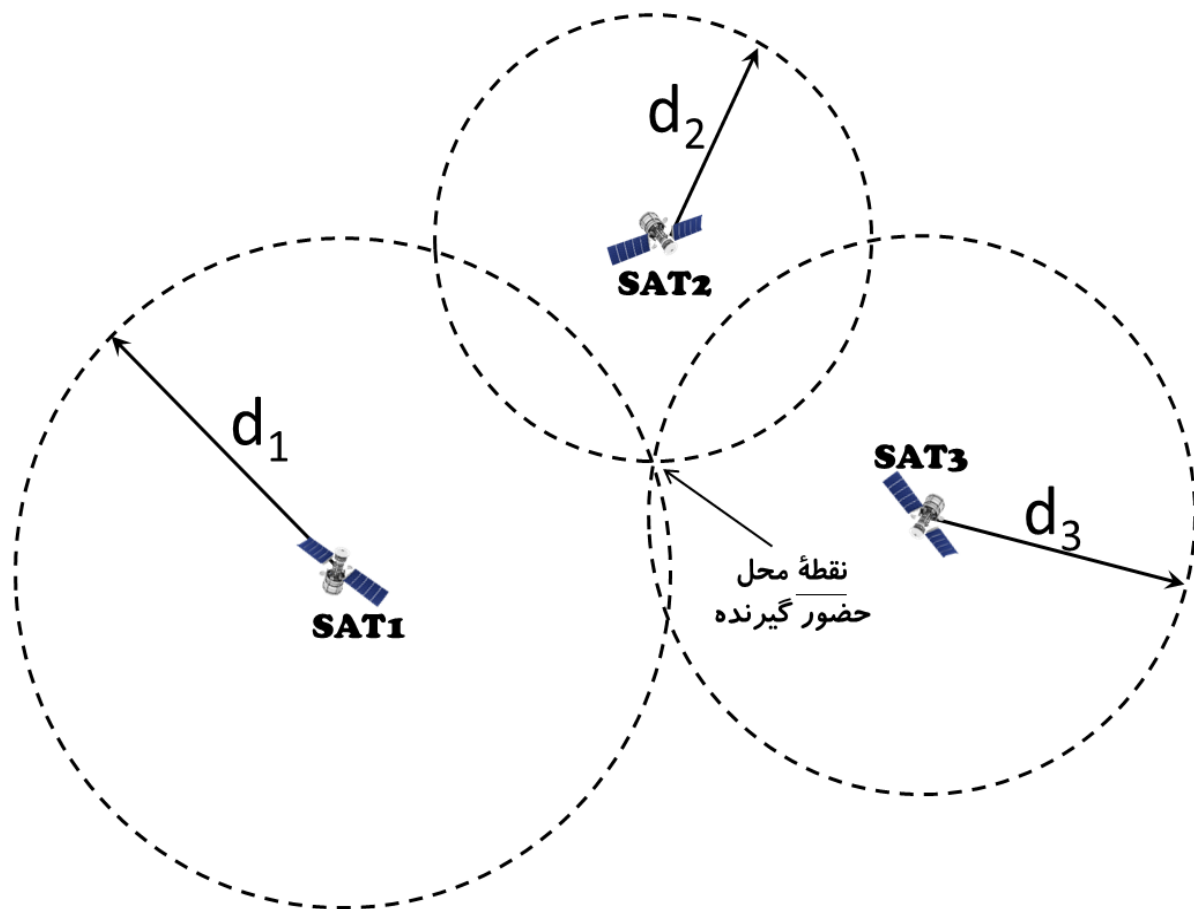
فرم تانسوری (ماتریسی) معادله خطی شده حاکم بر شبه فاصله میان ماهواره J-ام از گیرنده i-ام را برای چهار ماهواره شماره 1 الی 4 به صورت رابطه (15-3) بیان می نمایم:

$$\begin{bmatrix} P_i^{Sat 1} \\ P_i^{Sat 2} \\ P_i^{Sat 3} \\ P_i^{Sat 4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_i^{Sat 1} \\ \rho_i^{Sat 2} \\ \rho_i^{Sat 3} \\ \rho_i^{Sat 4} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{x_i - X^{Sat 1}}{\rho_i^{Sat 1}} & \frac{y_i - Y^{Sat 1}}{\rho_i^{Sat 1}} & \frac{z_i - Z^{Sat 1}}{\rho_i^{Sat 1}} & 1 \\ \frac{x_i - X^{Sat 2}}{\rho_i^{Sat 2}} & \frac{y_i - Y^{Sat 2}}{\rho_i^{Sat 2}} & \frac{z_i - Z^{Sat 2}}{\rho_i^{Sat 2}} & 1 \\ \frac{x_i - X^{Sat 3}}{\rho_i^{Sat 3}} & \frac{y_i - Y^{Sat 3}}{\rho_i^{Sat 3}} & \frac{z_i - Z^{Sat 3}}{\rho_i^{Sat 3}} & 1 \\ \frac{x_i - X^{Sat 4}}{\rho_i^{Sat 4}} & \frac{y_i - Y^{Sat 4}}{\rho_i^{Sat 4}} & \frac{z_i - Z^{Sat 4}}{\rho_i^{Sat 4}} & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ c \Delta T_{Bias,0} \end{bmatrix} \quad (15-3)$$

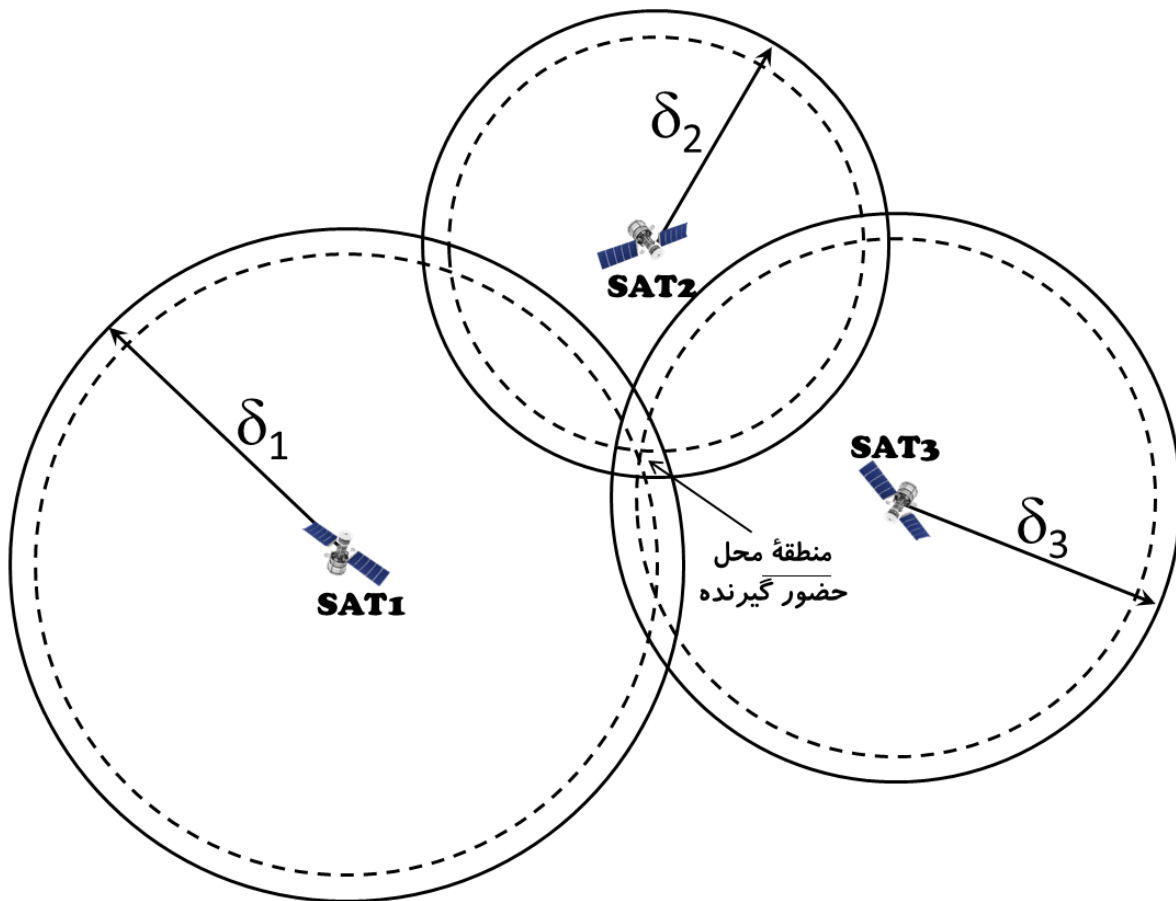
با استفاده از دستگاه معادله 4 معادله 4 مجهول فوق، مقادیر مجهولات  $\Delta x$  و  $\Delta y$  و  $\Delta z$  و نیز  $c \Delta T_{Bias,0}$  به دست خواهند آمد؛ با مشخص شدن مقادیر مجهولات  $\Delta x$  و  $\Delta y$  و  $\Delta z$  و با این فرض که تخمین اولیه‌ای برای مقادیر اولیه مجهولات  $x_i$  و  $y_i$  و  $z_i$  از قبل و مبتنی بر دقت ساعت گیرنده ارائه شده است، از روی رابطه (15-3) می توان مقادیر دقیقی از مجهولات  $x_{New}$  و  $y_{New}$  و  $z_{New}$  را به دست آورد. چنانچه این فرآیند را به صورت تکراری ادامه دهیم، پس از چند بار رفت و برگشت، مقادیر دقیقی از مجهولات  $x_{New}$  و  $y_{New}$  و  $z_{New}$  به دست خواهد آمد. این فرآیند تا جایی ادامه پیدا می کند که میان «مقدار محاسبه شده مجهولات  $x_{New}$  و  $y_{New}$  و  $z_{New}$  در آخرین تکرار» با «مقدار محاسبه شده مجهولات  $x_{New}$  و  $y_{New}$  و  $z_{New}$  در تکرار قبل از آن» یک اختلاف مشخص (مثلاً به میزان 1 متر و یا کمتر از آن) وجود داشته باشد. بدیهی است که هرچه تخمین اولیه‌ای برای مقادیر اولیه مجهولات  $x_i$  و  $y_i$  و  $z_i$  از قبل و مبتنی بر دقت ساعت گیرنده، دقیقتر باشد، جواب نهایی مطلوب زودتر همگرا شده و زودتر به دست خواهد آمد.

## تشریح هندسی (ترسیمی) نحوهٔ موقعیت‌یابی ماهواره‌های با استفاده از مثلث‌سازی

همانطور که در شکل (۳-۳۲) نشان داده شده است، چنانچه در یک فضای دو بُعدی فرضی (به جای فضای سه بُعدی)، 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 در حالت ایده‌آل، 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 حقیقی 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، و برای آنکه به واقعیت امر نزدیک شویم، 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 (۳-۳۲) 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 واسطهٔ تفاوت موجود میان «شبه فاصله واقعی» و «شبه فاصله ایده‌آل» از یکدیگر است که به واسطهٔ اختلاف زمانی موجود میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهواره GPS» رخ داده است. البته در شکل (۳-۳۲)، 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.



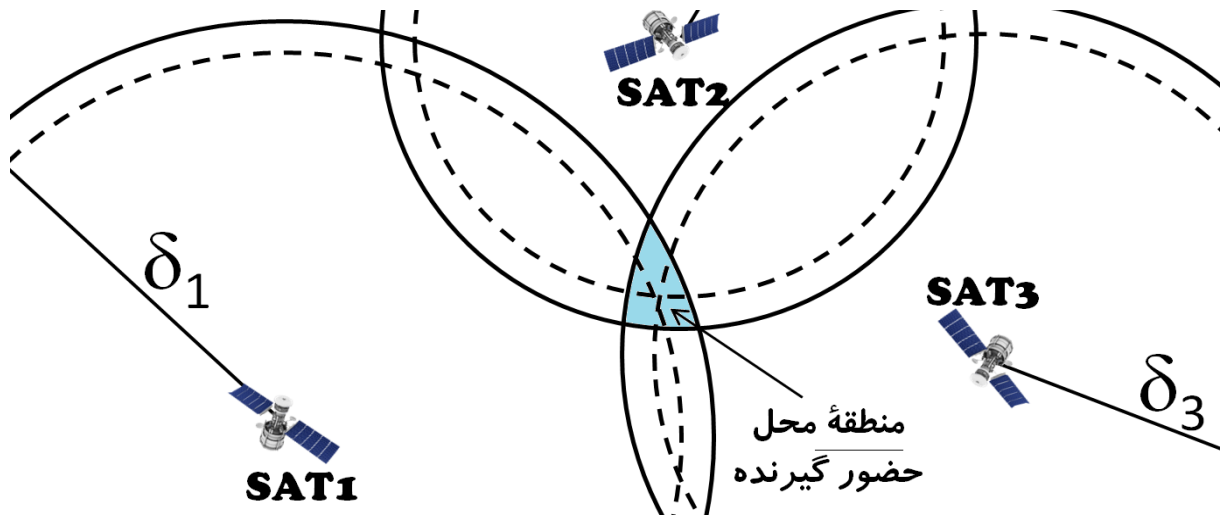
## تصور ایده‌آل از مثلث‌سازی



## حالت واقعی از مثلث سازی

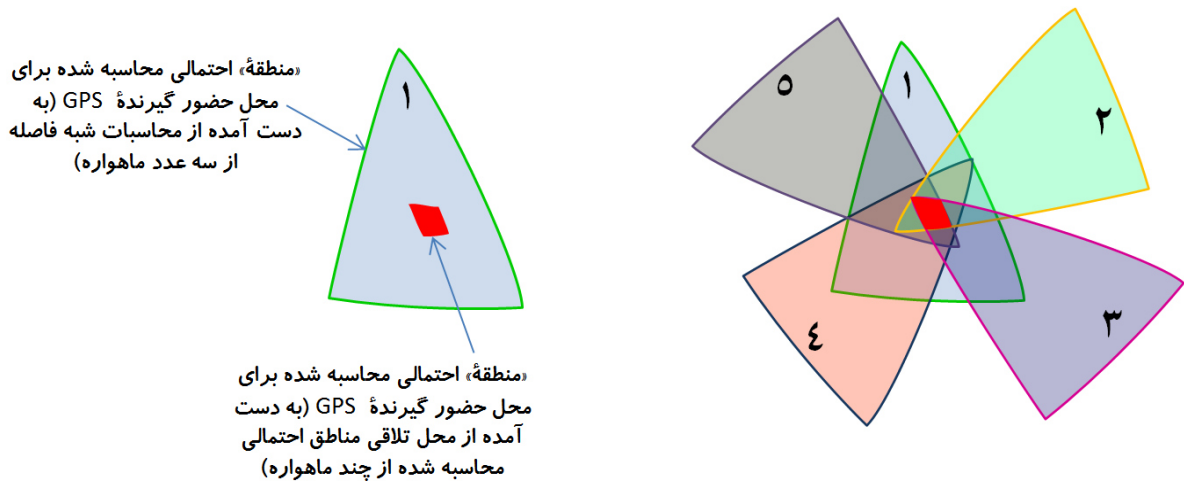
**شکل (۳-۳۲)** چنانچه در یک فضای دو بُعدی فرضی (به جای فضای سه بُعدی)، شبه فاصله‌های یک گیرنده از ماهواره‌های SAT1 و SAT2 و SAT3 را به ترتیب با  $d_1$  و  $d_2$  و  $d_3$  بیان نماییم، بدیهی است که در حالت ایده آل انتظار داریم از تقاطع سه دایره ترسیم شده، موقعیت دقیق گیرنده GPS به دست آید؛ اما متأسفانه، 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 (فقط توپیر بیانگر شبه فاصله‌های واقعی از ماهواره‌ها بوده و فقط فمپین نیز بیانگر شبه فاصله‌های ایده آل از ماهواره‌ها هستند). به استفاده از اصطلاح «نقطه» مضمور گیرنده در تصور ایده آل از مثلث‌سازی و اصطلاح «منطقه» مضمور گیرنده در تصور واقعی از مثلث‌سازی تومیه نمایید.

چنانچه مجدداً به توضیحات مندرج بر روی شکل (۳-۳۳) توجه شود، به واسطه عدم قطعیت ناشی از تفاوت موجود میان «شبه فاصله واقعی» و «شبه فاصله ایده آل» از یکدیگر، به جای «نقطه» دقیق محل حضور گیرنده GPS (در تصور ایده آل)، 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  $\Delta T_{Bias}$  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 (۳-۳۳) نشان داده شده است؛ بدیهی است که مثلث نشان داده شده در شکل (۳-۳۳)، مثلی است که اضلاع آن، خطوط مستقیم نبوده و در واقع کمان‌هایی از دایره‌های تلاقی کننده



**شکل (۳-۳۳)** عدم قطعیت ناشی از اختلاف زمانی مویمود میان «ساعت غیردقیق مویمود در گیرنده GPS» با «ساعت کاملاً دقیق مویمود در ماهواره GPS»، منجر به آن شده است که موقعیت گیرنده، منمصر به یک «نقطه مشفص» نشده و با یک عدم قطعیت، ممدود به یک «منطقه» گردد.

همانطور که در شکل (۳-۳۴) نشان داده شده است، چنانچه «منطقه» احتمالی محاسبه شده برای محل حضور گیرنده GPS - که از ۳ عدد از ماهواره‌های مختلف واقع در نقطه دید گیرنده GPS به دست آمده‌اند - را به ترتیب با شماره‌های ۱ الی ۵ نمایش دهیم و هر یک از این مناطق نیز از وسعت نسبتاً بالایی برخوردار هستند، در اینصورت از فصل مشترک محل تلاقی مناطق ۱ الی ۵، «منطقه» احتمالی محل حضور گیرنده GPS به دست خواهد آمد که نسبت به هر یک از مناطق احتمالی محاسبه شده برای محل حضور گیرنده GPS از وسعت کمتر و به عبارتی از دقت بالاتری در موقعیت‌یابی برخوردار است.



**شکل (۳-۳۴)** سمت راست: «منطقه» احتمالی محاسبه شده برای محل حضور گیرنده GPS - که از ۳ عدد از ماهواره‌های مختلف واقع در نقطه دید گیرنده GPS به دست آمده‌اند - را به ترتیب با شماره‌های ۱ الی ۵ نمایش داده‌ایم. به محل تلاقی این مناطق در واسط این شکل که با رنگ قرمز نشان داده شده است، توجه نمایید. سمت چپ: مقایسه اندازه محل تلاقی این مناطق با منطقه احتمالی به دست آمده از محاسبات شبه فاصله با استفاده از ۳ عدد ماهواره.



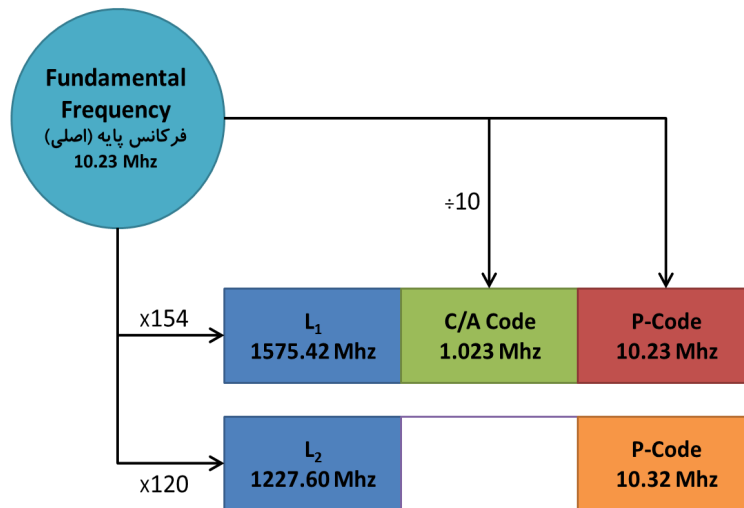
همانطور که گفته شد، به واسطهٔ اختلاف زمانی میان «ساعت غیردقیق موجود در گیرندهٔ GPS» با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهوارهٔ GPS» به میزان «آفست ساعت» با مقدار  $\Delta T_{Bias}$  ثانیه، «محل تقاطع» سه دایرهٔ ترسیم شده، لزوماً یک نقطه نشده و این محل تقاطع، در واقع یک «منطقهٔ تقاطع» با یک مساحت نسبتاً قابل توجه بر روی سطح کرهٔ زمین (به عنوان منطقهٔ احتمالی محل حضور گیرندهٔ GPS) خواهد شد. حال چنانچه شبه فاصله‌ها (شعاع دایره ترسیم شده که در واقع دارای واحد زمان بودند و با ضرب شدن در اندازهٔ سرعت نور، دارای واحد مسافت شدند) را به طور همزمان و به میزان یکسان، آنقدر تغییر دهیم که محل تقاطع سه دایرهٔ مزبور، تبدیل یک نقطهٔ تقاطع (و یا لااقل، یک منطقهٔ تقاطع با مسافت حداقلی) گردد، در اینصورت این میزان تغییر شبه فاصله‌ها، از لحاظ مقداری برابر همان اندازهٔ آفست ساعت،  $\Delta T_{Bias}$  ثانیه، خواهد بود که به این روش هندسی نیز، عملاً می‌توان اختلاف زمانی میان «ساعت گیرندهٔ GPS» با «ساعت ماهوارهٔ GPS» را با دقت بسیار خوبی به دست آورد. به بیان دیگر، در فرآیند موقعیت‌یابی با استفاده از مثلث‌سازی، یا محاسبات خود را لااقل بر مبنای ۴ عدد ماهواره قرار داده تا دستگاه معادلات چهار معادله - چهار مجهولی خود را حل نماید و یا آنکه محاسبات خود را بر مبنای ۳ عدد ماهواره قرار داده و پس از آن، شبه فاصله‌ها را به طور همزمان و به میزان یکسان، آنقدر تغییر دهید که محل تقاطع سه دایرهٔ مزبور، تبدیل یک نقطهٔ تقاطع (و یا لااقل، یک منطقهٔ تقاطع با مسافت حداقلی) گردد.

بنابراین، حالا نه تنها موقعیت خود را می‌دانیم (که همان موقعیت گیرندهٔ GPS یا محل تقاطع دایره ترسیم شده است) بلکه اختلاف زمانی میان ساعت غیردقیق موجود در گیرندهٔ GPS با «ساعت کاملاً دقیق موجود در ماهوارهٔ GPS» به میزان «آفست ساعت» با مقدار  $\Delta T_{Bias}$  ثانیه، البته با رزولوشن موجود در گیرندهٔ GPS ولی با دقتی بالا نیز به دست خواهد آمد؛ به بیان دیگر، علی‌رغم آنکه در گیرندهٔ 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 گیرندهٔ GPS مجهز به یک ساعت ارزان قیمت و البته نه چندان دقیق، می‌توان اندازهٔ زمان واقعی را با دقتی بسیار بالا و البته قابل رقابت با دقت ساعت اتمی موجود در ماهواره‌ها تعیین و به عبارت بهتر، به روشی ریاضیاتی/هندسی محاسبه نمود.

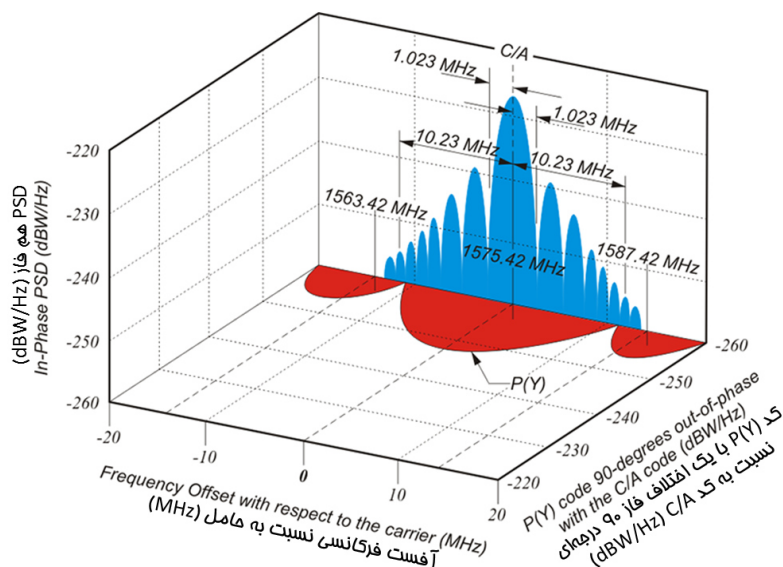
شاید برای شما جالب باشد که بدانید میزان اختلاف زمانی موجود میان «ساعت محاسباتی به دست آمده از محاسبات هندسی در یک گیرندهٔ GPS» با «ساعت مرجع UTC»، تنها در حدود ۱۰ نانوثانیه است که نشان دهندهٔ دقت بالای فرآیند زمان‌یابی در یک گیرندهٔ GPS است. لازم به ذکر است که رزولوشن زمانی موجود در گیرنده‌های GPS اغلب در مرتبهٔ 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.

## 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، محاسبات ناوبری در یک گیرنده GPS به کمک ۵ بخش از داده‌های دریافتی صورت خواهد گرفت: (۱) نرخ فرکانس  $L_1$  (۲) اطلاعات کد غیردقیق C/A موجود بر روی  $L_1$  (۳) اطلاعات کد دقیق P موجود بر روی  $L_1$  (۴) نرخ فرکانس  $L_2$  (۵) اطلاعات کد دقیق 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 ناوبری 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.

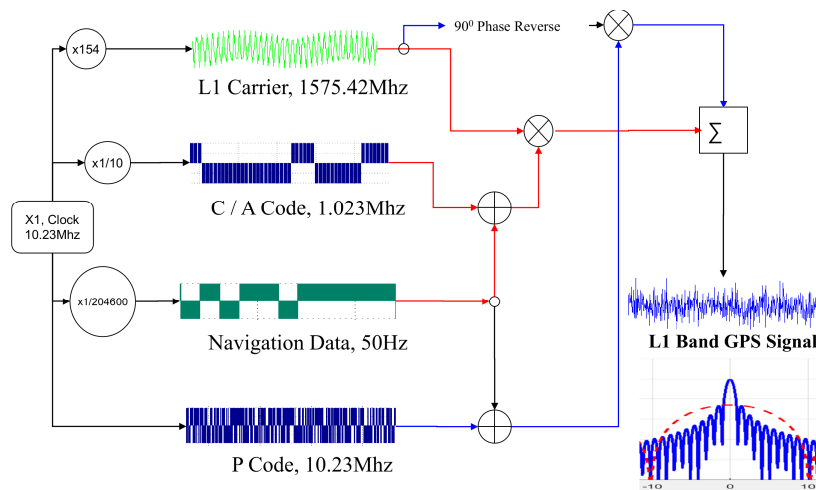


**شکل (۳-۳۵)** محاسبات ناوبری در یک گیرنده GPS به کمک ۵ بخش از داده‌های دریافتی صورت خواهد گرفت: (۱) نرخ فرکانس  $L_1$  (۲) اطلاعات کد غیردقیق C/A موجود بر روی  $L_1$  (۳) اطلاعات کد دقیق P موجود بر روی  $L_1$  (۴) نرخ فرکانس  $L_2$  (۵) اطلاعات کد دقیق P موجود بر روی  $L_2$ .



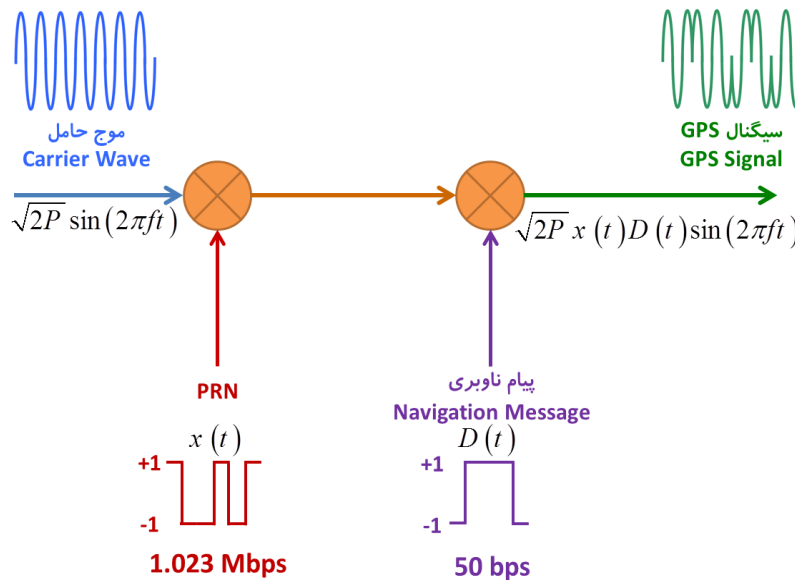
**شکل (۳-۳۶)** شماتیکی از دیگرام پگالی طیفی توان یا در اصطلاح PSD<sup>۱</sup> مربوط به کد غیردقیق C/A در مقایسه با کد دقیق P(Y)؛ به افتلاف فاز ۹۰ درجه‌ای کد دقیق P(Y) نسبت به کد غیردقیق C/A توجه نمایید.

<sup>۱</sup> Power Spectral Density

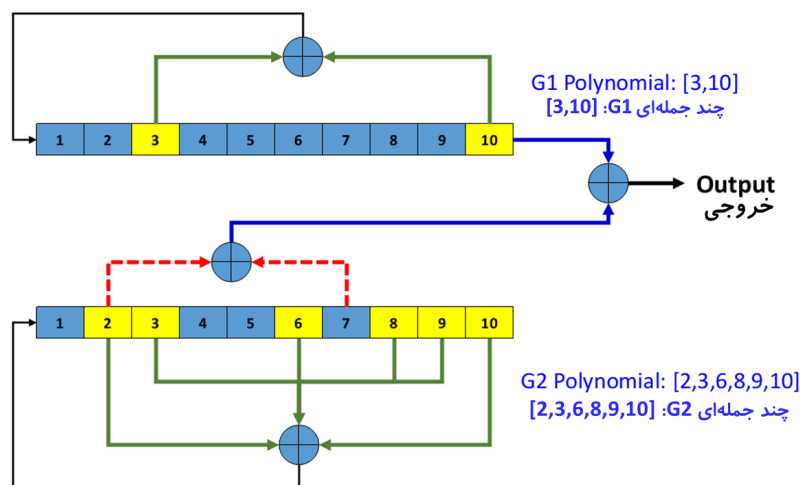


شکل (۳-۳۷) شماتیکی از نمونه تولید سیگنال GPS L1 C/A که در آن:

$$s_i(t) = \sqrt{2P_i(t)} \times CA[t - \tau_i(t)] \times D[t - \tau_i(t)] \times \cos[2\pi[f_L + \delta f_{L,i}(t)]t + \phi_i(t)] + n_i(t)$$



شکل (۳-۳۸) شماتیکی از ساختار سیگنال GPS و نمونه ایجاد آن



شکل (۳-۳۹) شماتیکی از مولد کد Code Generator مربوط به کد PRN در سیگنال GPS L1 C/A

## تفاوت میان کدگذاری (مدولاسیون کد) به روش CDMA و به روش FDMA

تمام سیگنال‌های GNSS (به جز نسل فعلی GLONASS) بر مبنای روش CDMA بنا نهاده شده‌اند؛ در روش رایج در تمام ماهواره‌های GNSS (غیر از ماهواره‌های GLONASS)، علی‌رغم داشتن یک فرکانس کاری یکسان در تمام ماهواره‌ها، به هر ماهواره، یک کد دقیق 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 دقیق 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 مرکزی مختص به خود باشد. اگرچه سیگنال‌های جدید GLONASS نیز در حال استفاده از CDMA هستند.



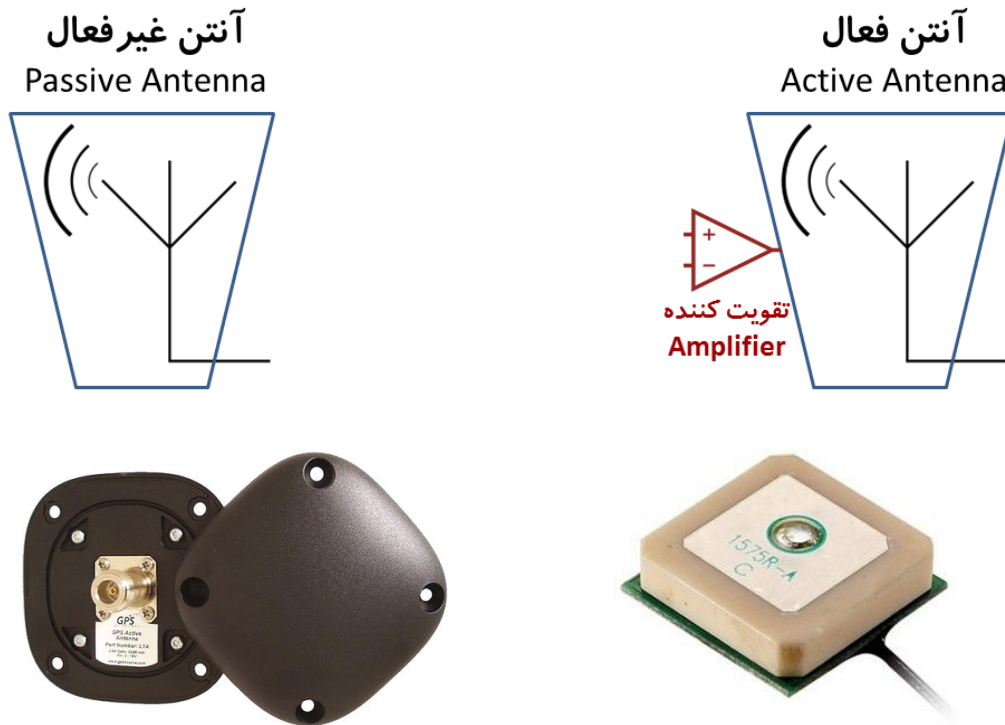
**شکل (۳-۱۴۰)** پناهنده فرکانس هر ماهواره را به طنین صدای آن ماهواره تشبیه نماییم، در روش رایج در تمام ماهواره‌های GNSS (غیر از ماهواره‌های GLONASS)، علی‌رغم داشتن یک فرکانس کاری یکسان در تمام ماهواره‌ها، به هر ماهواره، یک کد دقیق PRN مختص به همان ماهواره داده خواهد شد؛ لیکن در سیستم GLONASS فعلی، از روش FDMA استفاده می‌شود که در آن، از یک کد دقیق PRN یکسان برای تمام ماهواره‌ها استفاده شده، لیکن هر ماهواره دارای فرکانس مختص به خود (طنین صدای مختص به خود) است.

در جدول (۱-۳)، تفاوت میان دو روش کدگذاری (مدولاسیون کد) به روش CDMA (مورد استفاده در GPS، QZSS، Galileo، BeiDou، IRNSS و نیز نسل‌های جدید GLONASS) و نیز به روش FDMA (مورد استفاده در نسل قدیمی GLONASS) بیان شده است.

| جدول (۱-۳) تفاوت میان دو روش کدگذاری (مدولاسیون کد) به روش CDMA و روش FDMA در سیگنال‌های GNSS  |  |               |
|--|--|---------------|
| روش CDMA (مورد استفاده در GPS، QZSS، Galileo، BeiDou، IRNSS و نیز نسل‌های آینده GLONASS)   | روش FDMA (مورد استفاده در نسل فعلی GLONASS)  |               |
| دارای کد دقیق PRN متمایز و منحصر به فرد برای هر ماهواره است؛ در واقع هر ماهواره، توسط کد دقیق PRN مختص به همان ماهواره شناسایی می‌شود. | یک کد دقیق PRN یکسان برای تمام ماهواره‌ها وجود دارد؛ لیکن هر ماهواره توسط فرکانس مرکزی مختص به همان ماهواره، شناسایی می‌شود.                         | کد دقیق PRN   |
| یک فرکانس یکسان، برای تمام ماهواره‌ها دارد.  | هر ماهواره، دارای فرکانس مختص به خود است.  | فرکانس        |
| طراحی گیرنده ساده است / دارای مشکل بایاس میان کانالی و یا در اصطلاح Inter-Channel Bias نمی‌باشد / در مقابل جمینگ، آسیب پذیر است.       | 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. | مزایا و معایب |

## مقایسه میان آنتن‌های فعال<sup>۲</sup> و آنتن‌های غیرفعال<sup>۳</sup> در گیرنده‌های GNSS

معمولاً دو نوع آنتن برای گیرنده‌های GNSS وجود دارد: (۱) آنتن‌های فعال و (۲) آنتن‌های غیرفعال. آنتن‌های غیرفعال، آنتن‌هایی هستند که در آنها، سیگنال‌های GNSS به صورت معمول دریافت شده و تحویل یک تجهیز ناوبری GNSS می‌دهند. در مقابل آنتن‌های غیرفعال، آنتن‌های فعال قرار دارند که در آنها، از یک تقویت کننده در کنار آنتن مزبور به منظور اخذ سیگنال‌های ناوبری از فواصل دورتر اقدام می‌شود. معمولاً آنتن‌های فعال، دارای بُرد دریافت سیگنال به میزان دو برابر دریافت سیگنال در آنتن‌های غیرفعال هستند. آنتن‌های فعال معمولاً گرانتر و نسبتاً پیچیده‌تر از آنتن‌های غیرفعال هستند. با این وجود، عمده کاربری این آنتن‌ها در جاهایی است که میان گیرنده GNSS و آنتن مورد نظر، فاصله نسبتاً زیادی بوده و نیاز به حفظ کیفیت داده‌های سیگنال GNSS در این فاصله طولانی است.



**شکل (۳-۱۴۱)** شکل بالا: شماتیکی از دو آنتن فعال و غیرفعال؛ همانطور که مشاهده می‌شود، معماری داخلی دو آنتن فعال و غیرفعال بسیار شبیه به یکدیگر است؛ با این تفاوت که در آنتن فعال از یک تقویت کننده نیز استفاده شده است. شکل پایین راست: تصویری از یک آنتن GPS فعال ساخته شرکت Air Flux. شکل پایین چپ: تصویری از یک آنتن GPS غیرفعال L1 ساخته شرکت General Dynamics.









<sup>۲</sup> Active

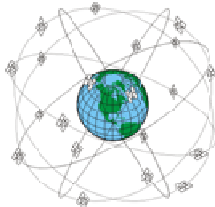

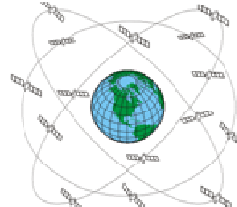
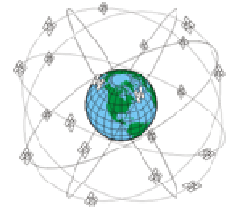
<sup>۳</sup> Passive

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

در جداول (۲-۳)، به مقایسه میان ویژگی‌های عمومی و فرکانسی میان سیستم‌های ناوبری جهانی GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU (یا همان Compass) پرداخته شده است.

جدول (۳-۲-الف) مقایسه ویژگی‌های عمومی GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU

| Compass یا BEIDOU   | GALILEO   | GLONASS   | GPS   | عنوان ویژگی              |
|---|---|---|---|--------------------------|
| چین   | اتحادیه اروپا   | روسیه   | ایالات متحده  | کشور صاحب فناوری         |
|  |  |  |  |                          |
|  |  |  |  | نشان تجاری               |
| ۱۳ آوریل ۲۰۰۷   | ۲۸ دسامبر ۲۰۰۵  | ۱۲ اکتبر ۱۹۸۲   | ۲۲ فوریه ۱۹۷۸   | اولین پروتوتایپ          |
| ۲۱۱۵۰ کیلومتر (در برخی مراجع ۲۱۲۰۰ کیلومتر)                                       | ۲۳۲۲۲ کیلومتر (در برخی مراجع ۲۳۶۱۶ کیلومتر)                                       | ۱۹۱۰۰ کیلومتر   | ۲۰۲۰۰ کیلومتر   | ارتفاع مداری از سطح زمین |
| از سال ۲۰۲۰ با پوشش جهانی   | از سال ۲۰۲۰ با پوشش جهانی   | پوشش جهانی  | پوشش جهانی  | منطقه تحت پوشش           |
| ۲۰۱۳  | ۲۰۱۲  | ۱۸ ژانویه ۱۹۹۶  | ۱۷ ژولای ۱۹۹۵   | FOC                      |
| نیازمند مجوز  | تجاری   | نظامی   | نظامی   | خدمات قابل ارائه         |
| آزاد / تجاری  | آزاد  | غیرنظامی  | غیرنظامی  |                          |
| ۳۵  | ۲۷  | ۲۴  | ۳۱  | تعداد کل ماهواره‌ها      |
| ۶   | ۳   | ۳   | ۶   | تعداد صفحات مداری        |

|  |   |   |   |   |
|--|---|---|---|---|
|                                   |                        |    |  |   |
| ۵  | ۱۰  | ۸   | ۴   | تعداد ماهواره در هر صفحه مداری                      |
| ۵۵/۵ درجه (در برخی مراجع ۵۵ درجه)  | ۵۶ درجه   | ۶۴/۸ درجه   | ۵۵ درجه   | زاویه انحراف مداری                                  |
| 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. | ۲۷ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد؛ ۳ عدد یدکی نیز در مدار فعال است.                                  | ۲۴ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد؛ ۶ عدد یدکی نیز در مدار فعال است.  | ۳۱ عدد ماهواره در مدار MEO قرار دارد.   | شکل و وضعیت صورت فلکی                               |
| 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 پر یود 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<br>CDMA B2: 1162.220~1217.370<br>CDMA B3: 1250.618~1286.423                             | CDMA E1: 1575.420<br>CDMA E6: 1278.750<br>CDMA E5b: 1207.140<br>CDMA E5: 1191.795<br>CDMA E5a: 1176.450 | FDMA L1: 1602.000+k×0.5625*<br>CDMA L1: 1757.42<br>FDMA L2: 1246.000+k×0.4375*<br>CDMA L2: 1242.000<br>CDMA L3: 1202.025<br>CDMA L5: 1176.450 | CDMA L1/L1C: 1575.420 MHz<br>CDMA L2/L2C: 1227.600 MHz<br>CDMA L5: 1176.450 MHz     | فرکانسها  |
| 30.69 MHz  | 40.96 MHz   | 40.96 MHz   | 30.69 MHz   | ماکزیمم پهنای باند                                  |
| المانهای کپلر به همراه تغییرات زمانی   | المانهای کپلر به همراه تغییرات زمانی  | دستگاه مختصات کارترین <sup>۱</sup> ژئوستیریک به همراه   | المانهای کپلر <sup>۱</sup> به همراه تغییرات زمانی                                   | سالنمای نجومی                                       |

<sup>۱</sup> Kepler Elements

<sup>۲</sup> Geocentric Cartesian Coordination



|  |                       |                        |                         |  |
|--|-----------------------|------------------------|-------------------------|--|
|  |                       | تغییرات زمانی          |                         |  |
| 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                              |
| ۱۲ دقیقه یا ۷۲۰ ثانیه  | ۱۰ دقیقه یا ۶۰۰ ثانیه | ۲/۵ دقیقه یا ۱۵۰ ثانیه | ۱۲/۵ دقیقه یا ۷۵۰ ثانیه | طول پیام <sup>۳</sup> (طول فریم اطلاعات <sup>۴</sup> )   |
| ۵۰ بیت بر ثانیه  | ۲۵ بیت بر ثانیه       | ۵۰ بیت بر ثانیه        | ۵۰ بیت بر ثانیه         | نرخ داده   |
| ۶ ثانیه  | ۵۰ ثانیه              | ۳۰ ثانیه               | ۶ ثانیه                 | طول زیر فریم اطلاعات <sup>۵</sup>                        |
| (*) مقدار k به ازای هر یک 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 (۲-۳) مقایسه ویژگی‌های فرکانسی GPS و GLONASS و GALILEO و BEIDOU

| عنوان سیگنال              | فرکانس حامل (بر حسب MHz) | پهنای باند (بر حسب MHz) | خدمات ارائه شده |
|---------------------------|--------------------------|-------------------------|-----------------|
| GPS L <sub>1</sub> C/A    | ۱۵۷۵/۴۲                  | ۲۰/۴۶                   | SPS             |
| GPS L <sub>1</sub> P(Y)   | ۱۵۷۵/۴۲                  | ۲۰/۴۶                   | PPS             |
| GPS L <sub>1</sub> C      | ۱۵۷۵/۴۲                  | ۳۰/۶۹                   | Civil           |
| GPS L <sub>1</sub> M-Code | ۱۵۷۵/۴۲                  | تقریباً ۲۴              | M               |

<sup>۳</sup> Message Length

<sup>۴</sup> Length of Frame

<sup>۵</sup> Length of Sub-frame

|  |   |   |   |
|--|---|---|---|
| PPS  | ۲۰/۴۶   | ۱۲۲۷/۶۰   | GPS L <sub>2</sub> P(Y)   |
| M  | تقریباً ۲۴  | ۱۲۲۷/۶۰   | GPS L <sub>2</sub> M-Code   |
| Civil  | ۲۰/۴۶   | ۱۲۲۷/۶۰   | GPS L <sub>2</sub> C  |
| SoL  | ۲۴  | ۱۱۷۶/۴۵   | GPS L <sub>5</sub>  |
| SP   | ۷/۸۷۵   | ۱۶۰۲/۰۰   | GLONASS L <sub>1</sub>  |
| HP   | افشا نشده است   | ۱۶۰۲/۰۰   | GLONASS L <sub>1</sub>  |
| SP   | ۷/۸۷۵   | ۱۲۴۶/۰۰   | GLONASS L <sub>2</sub>  |
| HP   | افشا نشده است   | ۱۲۴۶/۰۰   | GLONASS L <sub>2</sub>  |
| OS   | ۲۰/۴۶   | ۱۱۷۶/۴۵   | Galileo E <sub>5</sub> A  |
| OS/CS/SoL  | ۲۰/۴۶   | ۱۲۰۷/۱۴   | Galileo E <sub>5</sub> B  |
| CS   | ۴۰/۹۲   | ۱۲۷۸/۷۵   | Galileo E <sub>6</sub>  |
| SoL  | ۲۴/۵۵۲  | ۱۵۷۵/۴۲   | Galileo E <sub>1</sub>  |
| OS/M   | ۴/۰۹۲   | ۱۵۶۱/۱۰   | Compass B <sub>1</sub>  |
| OS/M   | ۴/۰۹۲   | ۱۵۸۹/۷۴   | Compass B <sub>1-2</sub>  |
| OS/M   | ۲۴  | ۱۲۰۷/۱۴   | Compass B <sub>2</sub>  |
| M  | ۲۴  | ۱۲۶۸/۵۲   | Compass B <sub>3</sub>  |
| <b>شرحی بر اصطلاحات مندرج در خدمات ارائه شده</b>   |   |   |   |
| 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 جیمینگ را ارائه می کند.               |

| جدول (۳-۲-ج) برخی ویژگی‌های کلی سیگنال‌های ماهواره‌ای GPS |  |
|---|--|
| $f_0 = 10.23 \text{ MHz}$                                 | فرکانس ساعت اتمی                             |
| $= 154 \times f_0 = 1575.42 \text{ MHz}$                  | فرکانس $L_1$                                 |
| 19.05 cm  | طول موج $L_1$                                |
| $= 120 \times f_0 = 1227.60 \text{ MHz}$                  | فرکانس $L_2$                                 |
| 24.45 cm  | طول موج $L_2$                                |
| $f_0 = 10.23 \text{ MHz (M bps)}$                         | فرکانس کد دقیق P (نرخ Chipping) <sup>۱</sup> |
| 29.31 m   | طول موج کد دقیق P                            |
| ۲۶۶ روز (۷ روز به ازای هر ماهواره)                        | پریود کد دقیق P                              |
| $f_0 / 10 = 1.023 \text{ MHz}$                            | فرکانس کد غیردقیق C/A (نرخ Chipping)         |
| $= 293.1 \text{ m}$                                       | طول موج کد غیردقیق C/A                       |
| ۱ میلی ثانیه  | پریود کد غیردقیق C/A                         |

<sup>۱</sup> Chipping Rate

## فصل چهارم

معرفی برخی از مهمترین  
منابع ایجاد کننده خطا در  
ناوبری ماهواره‌ای



## معرفی مهمترین منابع بروز خطا در ناوبری ماهواره‌ای

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 ماهواره<sup>۲</sup>»

خطای ساعت ماهواره به واسطه دو عامل مختلف ایجاد می شود:

**عامل اول به وجود آورنده خطای ساعت ماهواره:** در عامل اول، خطای ساعت ماهواره، به واسطه اندک اختلافات موجود میان ساعت‌های اتمی موجود در هر یک از ماهواره‌ها ایجاد می شود. این خطاها به صورت دائمی توسط ایستگاه کنترل فرماندهی، MCS، پایش و اصلاح می شود. بزرگی خطای حادث شده در موقعیت یابی که تحت تاثیر این «خطای ساعت ماهواره» است، در مرتبه ۱ الی ۲ متر است؛ اگرچه ساعت‌های موجود در ماهواره‌ها، دارای دقتی در مرتبه نانو ثانیه هستند، لیکن ساعت ماهواره نیز (علی‌رغم ارسال ضرایب تصحیح کننده ساعت از سمت ایستگاه‌های 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.

**عامل دوم به وجود آورنده خطای ساعت ماهواره:** در عامل دوم، خطای ساعت ماهواره به واسطه «تئوری نسبیت خاص انیشتین» رخ می دهد؛ ابتدا لازم است قدری در خصوص این تئوری توضیحاتی ارائه شود: در این تئوری، چنانچه دو جسم داشته باشیم که جسم اول با سرعت بیشتری نسبت به جسم دوم حرکت کند، در این حالت گفته می شود که زمان برای جسم اول به طور محسوسی کند می شود. چنانچه این زمان توسط ساعت اندازه گیری شود، عقربه‌های ساعت در حالت اول به کندی کار می کنند. به این پدیده در اصطلاح «اتساع زمان<sup>۳</sup>» گفته می شود. رابطه حاکم بر اتساع زمان در «تئوری نسبیت خاص انیشتین» به صورت رابطه (۱-۴) بیان می شود:

$$\Delta t' = \frac{\Delta t}{\sqrt{1 - \left(\frac{V}{C}\right)^2}} \quad (1-4)$$

که در رابطه (۱-۴):

- کمیت  $\Delta t'$  بیانگر بازه زمانی برای فرد مشاهده‌گری است که دارای سرعت صفر است،
- کمیت  $\Delta t$  نیز بیانگر بازه زمانی طی شده برای شخصی است که نسبت به شخص مشاهده‌گر با سرعت  $V$  حرکت می کند،
- $V$  نیز بیانگر سرعت نسبی میان مشاهده‌گر و ساعت متحرکی است که با سرعت  $V$  در حال حرکت و اندازه گیری زمان است،
- $C$  نیز بیانگر اندازه سرعت نور است.

با توجه به آنکه کسر موجود در مخرج رابطه (۱-۴) همواره کوچکتر یا مساوی یک است، لذا اندازه زمان طی شده برای شخصی که با سرعت مخالف صفر  $V$  نسبت به فرد دیگری که دارای سرعت صفر (ساکن) است، حرکت می نماید، همواره کوتاه‌تر از مدت زمانی است که برای فرد ساکن می گذرد. به عنوان یک مثال بهتر، فضانوردی را

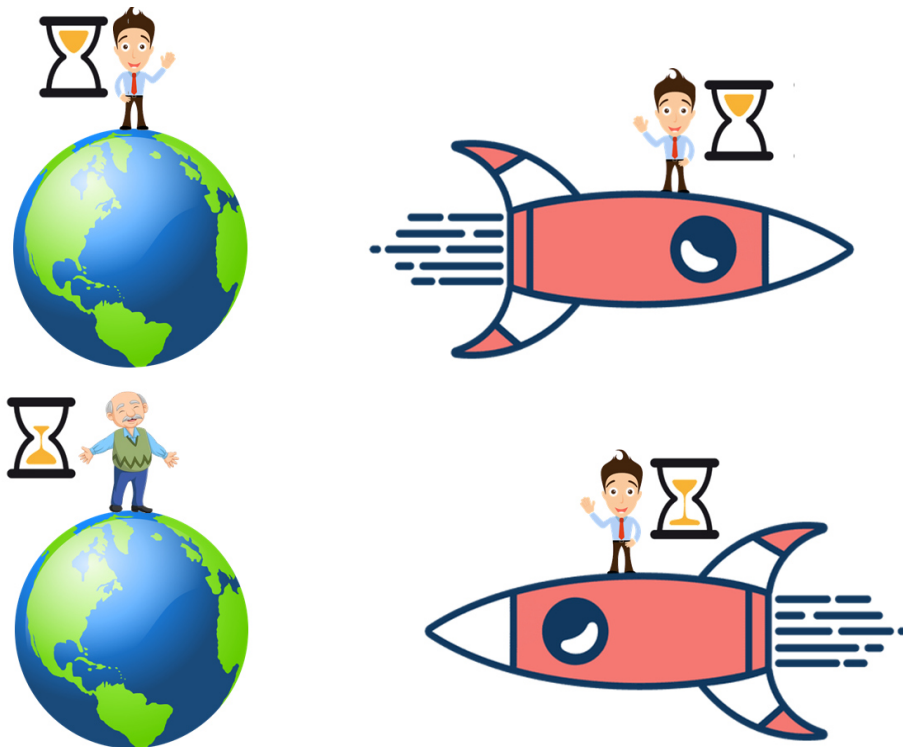
<sup>۲</sup> Satellite Clock Error

<sup>۳</sup> Time Dilation

در نظر بگیرید که با سرعت ۹۹/۹ درصد سرعت نور در فضا حرکت نماید؛ چنانچه از دید این فرد، زمانی به مدت یک سال گذشته باشد، از دید مشاهده‌گری که در زمین و با سرعتی بسیار کم (نسبت به سرعت نور) و تقریباً با سرعت نسبی صفر نسبت به فرد اول در حال حرکت است، مدت زمان طی شده، از رابطه (۲-۴) به دست خواهد آمد:

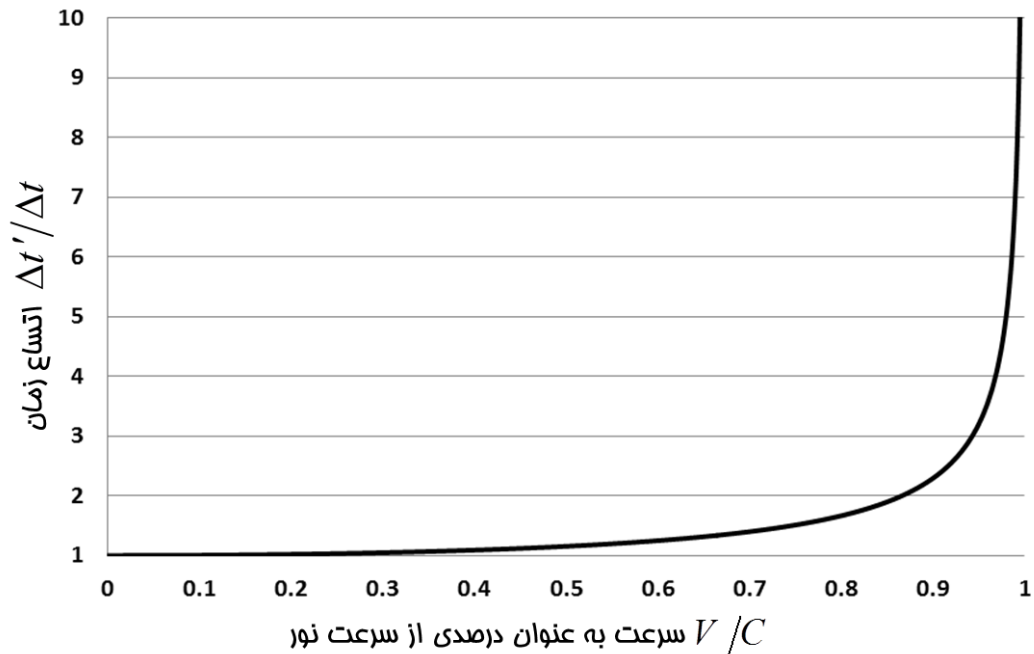
$$\Delta t' = \frac{\Delta t}{\sqrt{1 - \left(\frac{V}{C}\right)^2}} = \frac{1 \text{ Year}}{\sqrt{1 - \left(\frac{0.999C}{C}\right)^2}} = 22.366 \text{ Year} \quad (2-4)$$

پس می‌توان نتیجه گرفت که چنانچه از نظر فضاوردی که با سرعت ۹۹/۹ درصدی سرعت نور در حال حرکت است، یک سال گذشته شده باشد، این زمان معادل با بیش از ۲۲ سال «زمان گذشته یا زمان طی شده» در زمین است. به عنوان یک مثال بهتر «فضانوردی که برادر دوقلویی دارد و با راکتی پرسرعت مثلاً با همان سرعت تخیلی ۹۹/۹ درصد سرعت نور به یک ماموریت فضایی یک ساله از نگاه خودش اعزام می‌شود، پس از بازگشت به زمین متوجه می‌شود که در طول این سفر یک ساله، برادرش نیز به میزان ۲۱ سال از او پیرتر شده است!». در زندگی عادی و در جایی که با سرعتی بسیار اندک نسبت به سرعت نور حرکت می‌شود، نمی‌توان پدیده «اتساع زمان» را مشاهده کرد، اما در سرعت‌های بالا (تزدیک به سرعت نور و یا حتی با سرعتی به میزان کسری از سرعت نور) پدیده «اتساع زمان» را می‌توان به خوبی مشاهده نمود. این مساله در شکل (۱-۴) به خوبی نشان داده شده است.



**شکل (۱-۴)** «فضانوردی که برادر دوقلویی دارد و با یک راکت بسیار پرسرعت مثلاً با همان سرعت تخیلی ۹۹/۹ درصد سرعت نور به یک ماموریت فضایی یک ساله از نگاه خودش اعزام می‌شود، پس از بازگشت به زمین متوجه می‌شود که در طول این سفر یک ساله، برادرش به میزان ۲۱ سال از او پیرتر شده است!».

۴ - میزان زمان گذشته برای فضاورد، یک سال و برای برادر دوقلوی وی بر روی زمین ۲۲ سال بوده است؛ به بیان دیگر، برادر دوقلوی وی، ۲۱ سال از وی پیرتر شده است.



شکل (۴-۲) منمنی مربوط به پدیده «اتساع زمان» بر مسب «سرعت جسم متمرک به عنوان درصدی از سرعت نور یا همان  $V/C$ »

یکی از کاربردهای پدیده «اتساع زمان» در تنظیم ساعت ماهواره‌های GPS است که به واسطه سرعت نسبتاً بالا نسبت به گیرنده‌های ماهواره موجود بر روی زمین، نیازمند تصحیح هستند؛ لازم است بدانید که بدون اطلاع از «اتساع زمان» و تصحیح خطای ناشی از آن، فناوری GPS کاملاً بی‌ارزش خواهد شد؛ برای تشریح بهتر موضوع، توجه داشته باشید که اگرچه سرعت ماهواره‌ها (با مقدار  $3/9$  کیلومتر بر ثانیه) بسیار کمتر از سرعت نور (با مقدار تقریبی  $300$  هزار کیلومتر بر ثانیه) است، و اگرچه خطای محاسبه هر ثانیه به ازای سرعت  $3/9$  کیلومتر بر ثانیه‌ای ماهواره‌های GPS شاید بسیار کم باشد (برابر  $8/4617$  ضربدر  $10^{-11}$  ثانیه)، اما همین خطا در طول یک سال به صورت تجمعی افزایش یافته و اندازه این خطا در طول یک سال به میزان  $2/66849$  میلی ثانیه خواهد شد که اگرچه شاید در نگاه اول، اندازه این خطای زمانی در طول یک سال نیز بسیار اندک به نظر بیاید، اما همین میزان خطای به ظاهر اندک، در صورتی که تصحیح نشود، معادل  $2/191$  کیلومتر خطای موقعیت‌یابی پس از گذشت یک روز و  $800$  کیلومتر خطای موقعیت‌یابی پس از گذشت یک سال خواهد شد که عملاً به معنای آن است که موقعیت‌یابی ماهواره‌ای صورت گرفته به تدریج و با گذشت زمان، دقت خود را کاملاً از دست خواهد داد.

## ۲- «خطای ساعت گیرنده<sup>۵</sup> GPS»

ساعت موجود در گیرنده GPS نیز مستعد خطاست؛ بدین معنا که رفتار این ساعت، ناپایدار بوده و حول ساعت حقیقی (که قاعداً بایستی آن ساعت را نشان دهد)، به صورتی نامنظم نوسان می‌کند؛ در اغلب گیرنده‌های GPS، محاسبه شبه فاصله از یک ماهواره، در هر ثانیه، چندین بار صورت می‌پذیرد و در نهایت از روی محاسبات انجام شده، یک متوسط‌گیری به عمل می‌آید. 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 می‌شود، می‌تواند تغییر نماید؛ این امر می‌تواند

<sup>۵</sup> Receiver Clock Error

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 از ماهواره نیز منجر به تضییع محاسبات گیرنده GPS خواهد شد.

### ۳- «خطای سالنمای نجومی هر ماهواره»<sup>۶</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 ماهواره‌ها تعیین می‌کند. بنابراین، دانستن موقعیت دقیق هر ماهواره از اهمیت بالایی در موقعیت‌یابی یک گیرنده GPS برخوردار است. اگرچه بدیهی است که تمام ماهواره‌ها بر روی مدار چرخشی مشخصی در حال حرکت هستند، اما با توجه به اینکه اندازه گیری موقعیت دقیق ماهواره‌ها توسط مشاهدات انجام شده از ایستگاه‌های زمینی صورت می‌گیرد، لذا مقادیر سالنمای نجومی هر ماهواره دارای دقتی در مرتبه ۳۰ سانتی‌متر خواهند بود. اندازه خطاهای مداری، وابسته به ارتفاع، موقعیت، تراژکتوری (مسیر حرکت) و سرعت ماهواره‌ها، متغیر است. مدارات چرخش ماهواره تحت تاثیر دو عامل «کشش گرانشی» و «فشار خورشیدی یا همان پالس‌های 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 می‌شود. 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 ماهواره‌ها و حرکت آنها را بر عهده دارد - سیگنال اصلاح کننده‌ای را به سمت ماهواره ارسال می‌کنند. اگرچه این سیگنال، گاهاً منجر به اصلاح مدار حرکتی ماهواره نیز نمی‌گردد، لیکن در عوض، موقعیت دقیق فعلی ماهواره که توسط ایستگاه زمینی پایش شده است، به سمت زمین ارسال خواهد شد.

### ۴- «خطای ناشی از محدودیت‌های سخت افزاری و نرم افزاری گیرنده GPS»

بزرگی این خطا، در مرتبه ۰/۵ متر است؛ این خطا مربوط به محدودیت‌های سخت‌افزاری یک گیرنده GPS و میزان پیچیدگی مدارات به کار رفته در طراحی و ساخت آن است؛ بدیهی است، دقت محاسبات در یک گیرنده GPS دوست 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. همچنین برخی از خطاهای ناشی از گیرنده‌ها، متأثر از دقت محاسبات و فرآیندهای محاسباتی نظیر «خطاهای گرد کردن»<sup>۷</sup> محاسبات و یا «خطاهای ناشی از برش»<sup>۸</sup> در ارقام و اعشار است. گیرنده‌ای که موقعیت خود را محاسبه می‌کند، تنها می‌تواند سیگنال دریافتی را با دقت مشخصی دریافت نماید که متأثر از «طول موجود حامل» (برای اندازه گیری‌های اختلاف فاز حامل) و یا طول بیت کد (برای انطباق‌دهی الگوی کد) و نیز رزولوشن جابجاکننده کد و یا فاز است.

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

سیگنال GPS توسط ماهواره‌ای به سمت زمین ارسال می‌شود که دارای سرعت بسیار بالایی در حین چرخش به دور زمین است؛ سرعت چرخش هر ماهواره GPS به دور زمین، با مقدار حدودی ۳/۹ کیلومتر بر ثانیه، آنقدر

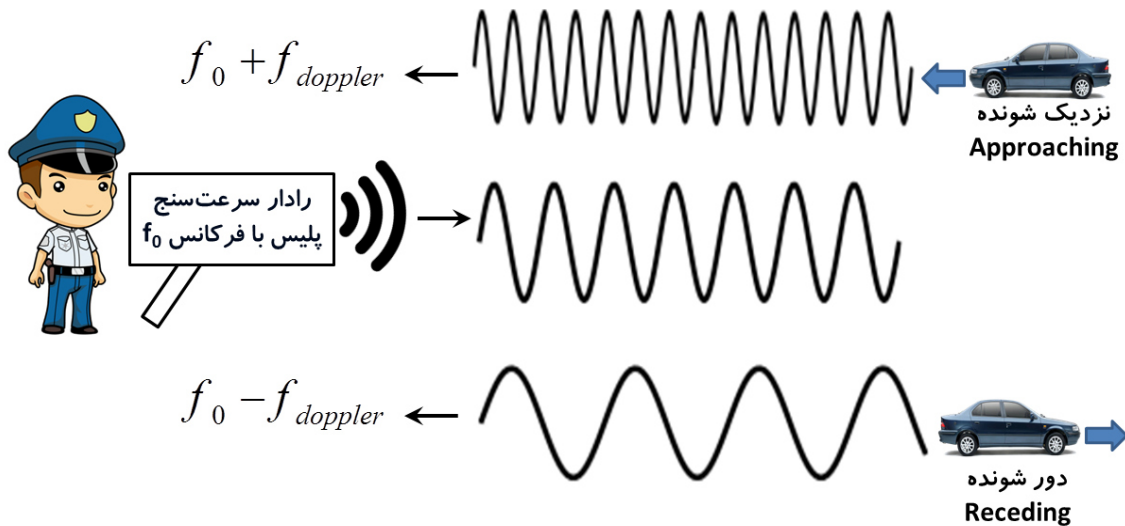
<sup>۶</sup> Ephemeris Error

<sup>۷</sup> Round of Error

<sup>۸</sup> Truncation



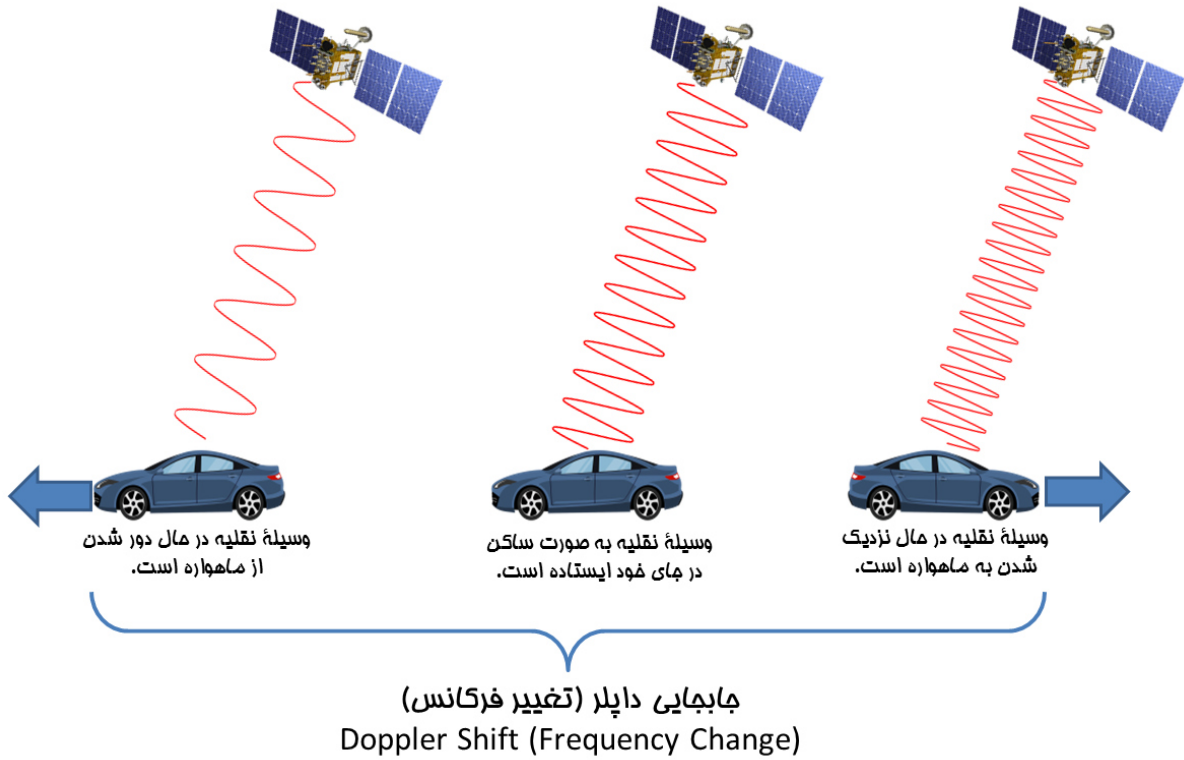
بالاست که می‌تواند به واسطه اثر شیفت داپلر، منجر به تاثیرگذاری بر روی طول موج سیگنال‌های ارسالی از سمت ماهواره و دریافتی توسط گیرنده GPS گردد<sup>۹</sup>. با توجه به اینکه سرعت چرخش ماهواره‌ها به دور زمین، یک سرعت نسبتاً ثابت است، لذا هرچه گیرنده GPS نصب شده بر روی یک پرنده (مثلاً یک هواپیما و یا هر پرنده پرسرعت دیگر) از سرعت بالاتری برخوردار باشد، قطع یقین نیاز به تصحیح خطای ناشی از اثرات داپلر، مشهودتر خواهد بود.



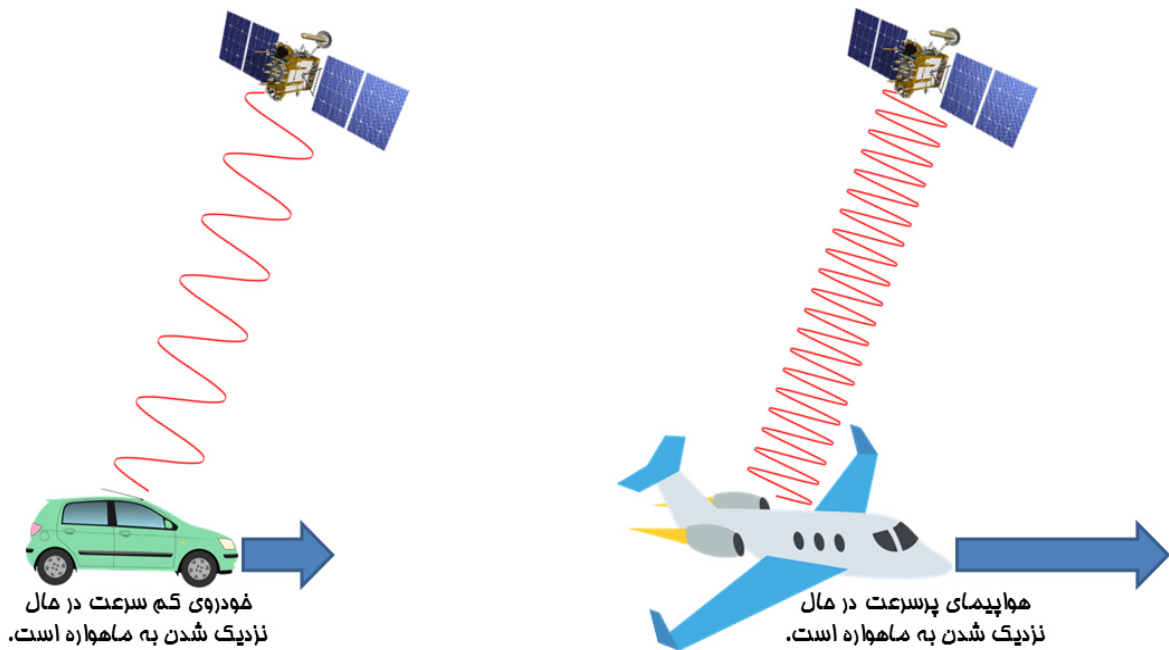
**شکل (۴-۳) متمماً در طول جاده‌ها، مضور ماموران راهنمایی‌وراندگی با یک سری تجهیزات سرعت‌سنج را مشاهده نموده‌اید؛ تجهیزات سرعت‌سنج مزبور، عموماً بر اساس اثر داپلر کار می‌کنند. همانطور که در شکل وسط دیده می‌شود، این تجهیز یک موج با فرکانس مشخص به اندازه  $f_0$  را به سمت خودروی مورد نظر ارسال نموده و فرکانس موج بازگشتی با اندازه  $f_0 + f_{doppler}$  اندازه‌گیری می‌شود که تغییر فرکانس ایجاد شده (به میزان  $f_{doppler}$ ) بیانگر ضربی از سرعت نسبی میان خودروی مزبور نسبت به مامور است. از روی میزان تغییر فرکانس ایجاد شده، می‌توان به اندازه سرعت خودروی نزدیک شونده دست یافت.**

همانطور که در شکل (۴-۴) نیز نشان داده شده است، به واسطه حرکت نسبی نزدیک شونده میان یک خودرو و یک ماهواره، با افزایش فرکانس کلی سیگنال ماهواره‌ای و به واسطه حرکت نسبی دور شونده میان یک خودرو و یک ماهواره، با کاهش فرکانس کلی سیگنال ماهواره‌ای مواجه خواهیم شد. نظیر همین پدیده را در شنیدن صدای آمبولانس آژیرکشان از دور در هنگام نزدیک شدن به شما و سپس با دور شدن از شما بارها حس نموده‌اید: در هنگام نزدیک شدن آمبولانس، صدای دریافتی رفته‌رفته زیر شده و به عبارتی فرکانس صدای دریافتی افزایش می‌یابد، اما در هنگام دور شدن آمبولانس، صدای دریافتی رفته‌رفته بم شده و به عبارتی فرکانس صدای دریافتی کاهش می‌یابد؛ در حالی که فرکانس صدای آژیر آمبولانس همواره و از جانب یک شنونده ثابت، نسبت به زمان ثابت و غیرمتغیر بوده است. به طور کلی اینطور می‌توان بیان نمود که هرگونه اختلاف سرعت نسبی میان ماهواره با گیرنده GPS می‌تواند باعث بروز پدیده جابجایی داپلر و به تبع آن باعث ایجاد خطا در فرآیند موقعیت‌یابی گردد که به آن، خطای ناشی از سرعت نسبی ماهواره نسبت به گیرنده GPS (خطای داپلر) گفته می‌شود.

<sup>۹</sup> رجوع به کتاب «مرجع کامل سنسورها، ابزار دقیق و سیستم‌های اندازه‌گیری» از همین نویسنده.



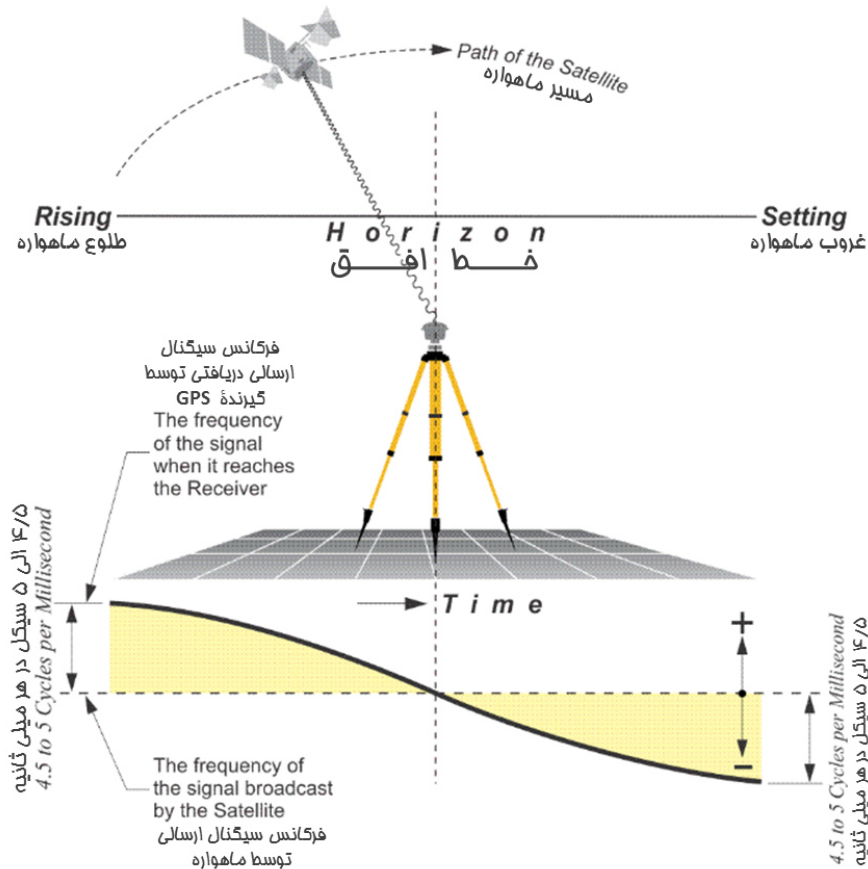
**شکل (۴-۱۴)** تاثیر حرکت نسبی میان جسم و ماهواره و اثر داپلر حادث شده بر روی فرکانس سیگنال دریافتی از یک ماهواره با فرض غیرواقعی مبنی بر آنکه ماهواره ثابت است و خودرو متمرک است؛ در تمام این شکل‌ها، فرکانس سیگنال (ارسالی از سمت ماهواره، همواره ثابت بوده است و این وسیله نقلیه است که به واسطه حرکت نسبی خود، سیگنال دریافتی را با فرکانسی متفاوت از فرکانس اصلی دریافت می‌نماید.



**شکل (۴-۱۵)** تاثیر اندازه سرعت در حرکت نسبی میان جسم و ماهواره و اثر داپلر حادث شده بر روی فرکانس سیگنال دریافتی از یک ماهواره با فرض غیرواقعی مبنی بر آنکه ماهواره ثابت است و خودرو متمرک است؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، تغییر فرکانس حادث شده، کاملاً وابسته به سرعت وسیله متمرک نسبت به سرعت ماهواره است.

از طرفی همانطور که در شکل (۴-۶) نشان داده شده است، با عبور ماهواره از روی سر یک گیرنده GPS، فاصله میان گیرنده GPS و ماهواره دچار تغییر خواهد شد. بدین ترتیب، اندازه فرکانس سیگنال دریافتی توسط گیرنده ماهواره نیز متناسب با تغییر این فاصله نسبی، تغییر خواهد نمود. به بیان دیگر، سیگنال دریافتی توسط گیرنده GPS می تواند دارای بیشترین «جابجایی فرکانس داپلر»، با اندازه‌ای به بزرگی  $4/5 + 5$  سیکل در هر میلی ثانیه، و در زمانی باشد که ماهواره در ماکزیمم فاصله از گیرنده GPS (در وضعیت طلوع یا غروب ماهواره) قرار دارد. اندازه «جابجایی فرکانس داپلر» به صورت پیوسته و در تمام مدت زمانی که ماهواره از روی گیرنده GPS در حال عبور است، در حال تغییر است: به بیان دیگر، بلافاصله پس از طلوع ماهواره، با لحاظ نمودن یک گیرنده GPS ثابت و مشخص بر روی زمین، میزان «جابجایی فرکانس داپلر» رفته رفته کوچکتر و کوچکتر شده تا جایی که ماهواره به نقطه اوج خود نسبت به گیرنده GPS برسد. در این لحظه، اندازه سرعت شعاعی ماهواره نسبت به گیرنده GPS صفر شده و به همین ترتیب، اندازه «جابجایی فرکانس داپلر» نیز صفر خواهد شد. بلافاصله پس از عبور ماهواره از نقطه اوج خود نسبت به گیرنده GPS، رشد «جابجایی فرکانس داپلر» مجدداً و این بار در جهت منفی شروع شده تا جایی که اندازه «جابجایی فرکانس داپلر» به مقدار ماکزیمم خود در نقطه غروب ماهواره، با اندازه‌ای به بزرگی  $4/5 - 5$  سیکل در هر میلی ثانیه برسد. نکته بسیار مهم و جالب در اینجاست که این الگوی رفتاری، کاملاً تکرارپذیر و قابل پیش‌بینی بوده و برای هر ماهواره، این الگو مختص به همان ماهواره است؛ به بیان دیگر، چنانچه این الگوی تغییر اندازه «جابجایی فرکانس داپلر» به نحوی ذخیره شود، در دفعات بعدی که الگوهای مختلفی از تغییرات اندازه «جابجایی فرکانس داپلر» دریافت می‌شود، با مقایسه الگوی تغییرات سیگنال دریافتی با الگوی تغییرات ذخیره شده، می‌توان دریافت که سیگنال دریافتی دقیقاً مربوط به کدام ماهواره بوده است. به بیان دیگر، علی‌رغم آنکه اثر جابجایی داپلر منجر به بروز خطا در کارکرد گیرنده‌های GPS می‌شود، اما با استفاده هوشمندانه از اثر جابجایی داپلر می‌توان به فرآیند پردازش سیگنال دریافتی توسط یک گیرنده GPS کمک نمود؛ بدین صورت که استفاده از اثر جابجایی داپلر، به فرآیند تشخیص اینکه سیگنال دریافتی دقیقاً مربوط به کدام ماهواره است نیز کمک شایان توجهی می‌نماید.

اما شاید بتوان مهمترین کمک اثر جابجایی داپلر در فرآیند موقعیت‌یابی با استفاده از گیرنده‌های GPS را بتوان در کمک به تعیین دقیقتر فاصله میان گیرنده GPS و ماهواره بیان نمود.



**شکل (۴-۶)** همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، با عبور ماهواره از روی سر یک گیرنده GPS، فاصله میان گیرنده GPS و ماهواره دچار تغییر خواهد شد؛ بدین ترتیب، اندازه فرکانس سیگنال دریافتی توسط گیرنده ماهواره نیز متناسب با تغییر این فاصله نسبی، تغییر خواهد نمود.

## 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 سیگنال‌های GPS، پیش از آنکه توسط گیرنده پردازش شوند، نیز تاثیر مخرب خواهد داشت. اگرچه آنتن‌های بیرونی گیرنده GPS، می‌توانند بر روی بهبود وضعیت نویز گیرنده GPS تاثیرگذار باشند، لیکن نمی‌توانند 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.

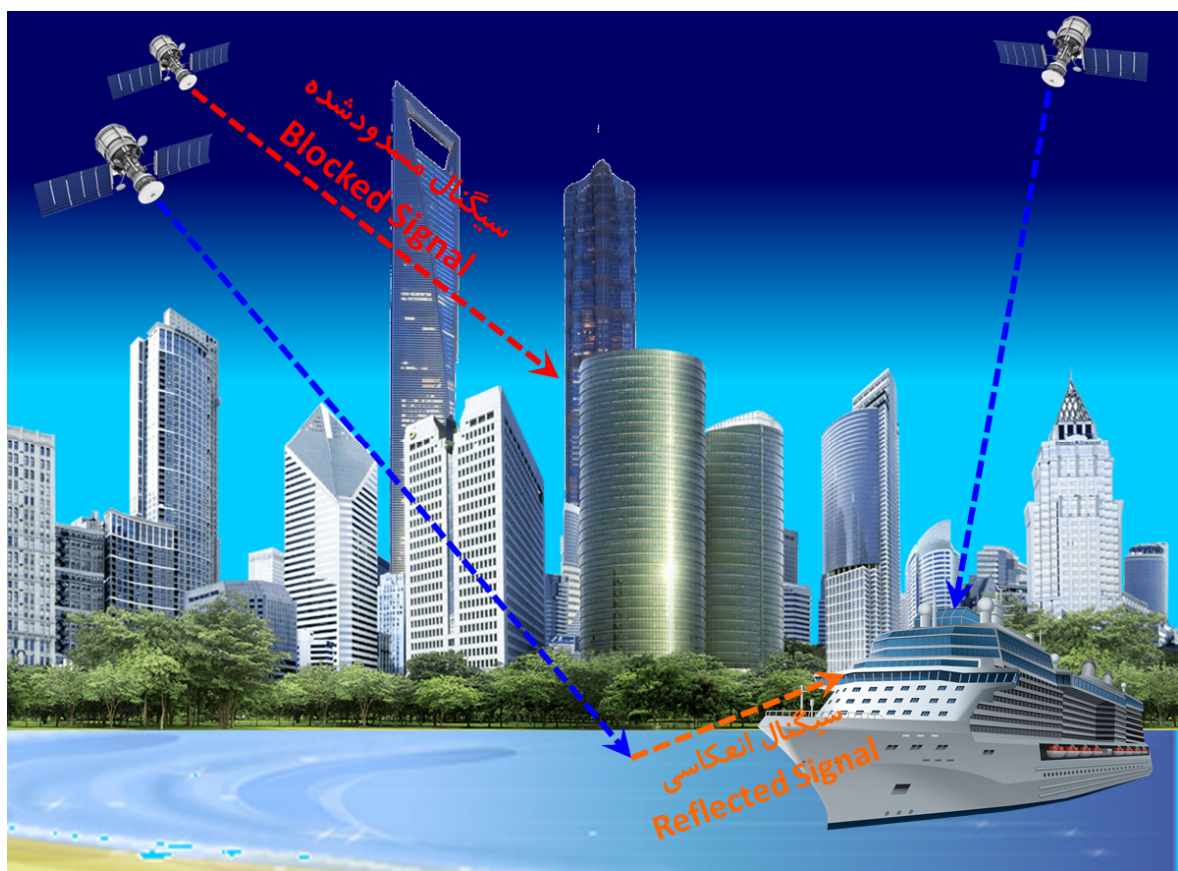
## ۷- خطای ناشی از انسداد «خط دید»، LOS میان ماهواره و گیرنده GPS

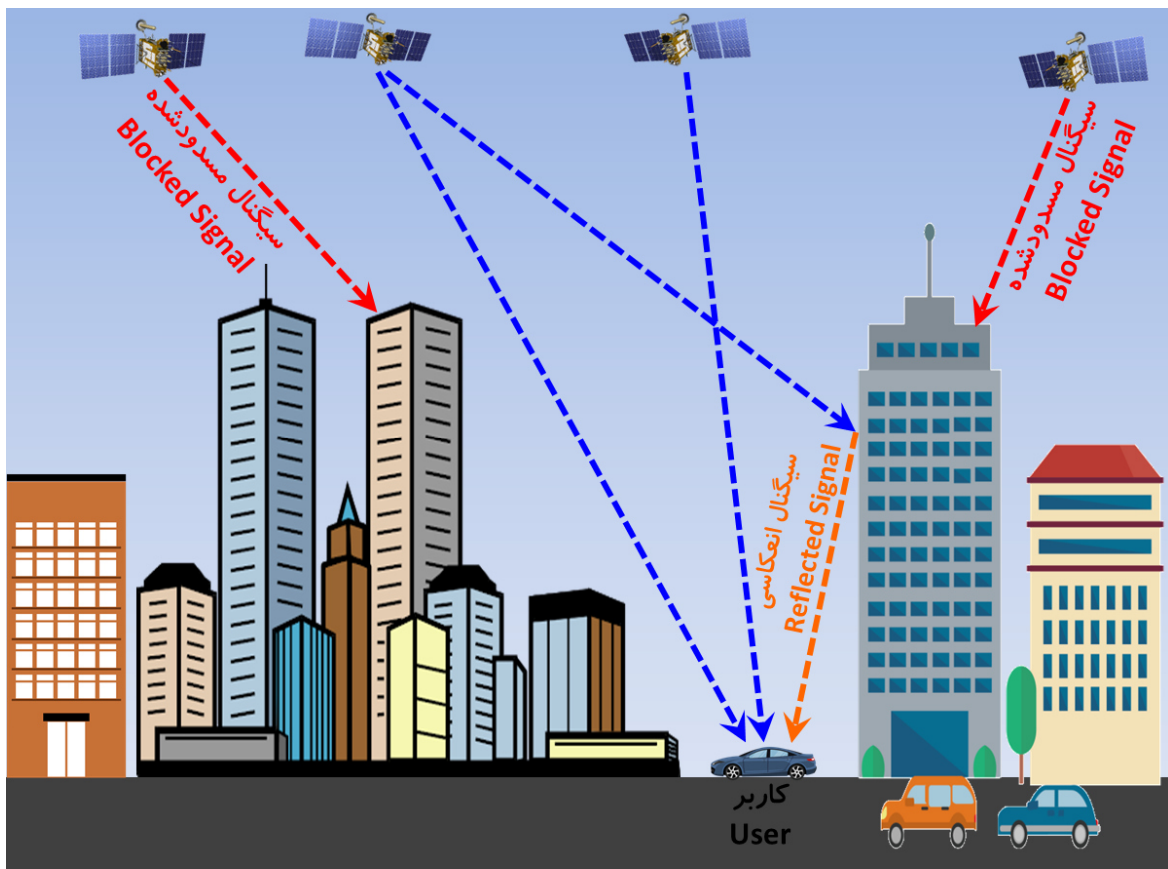
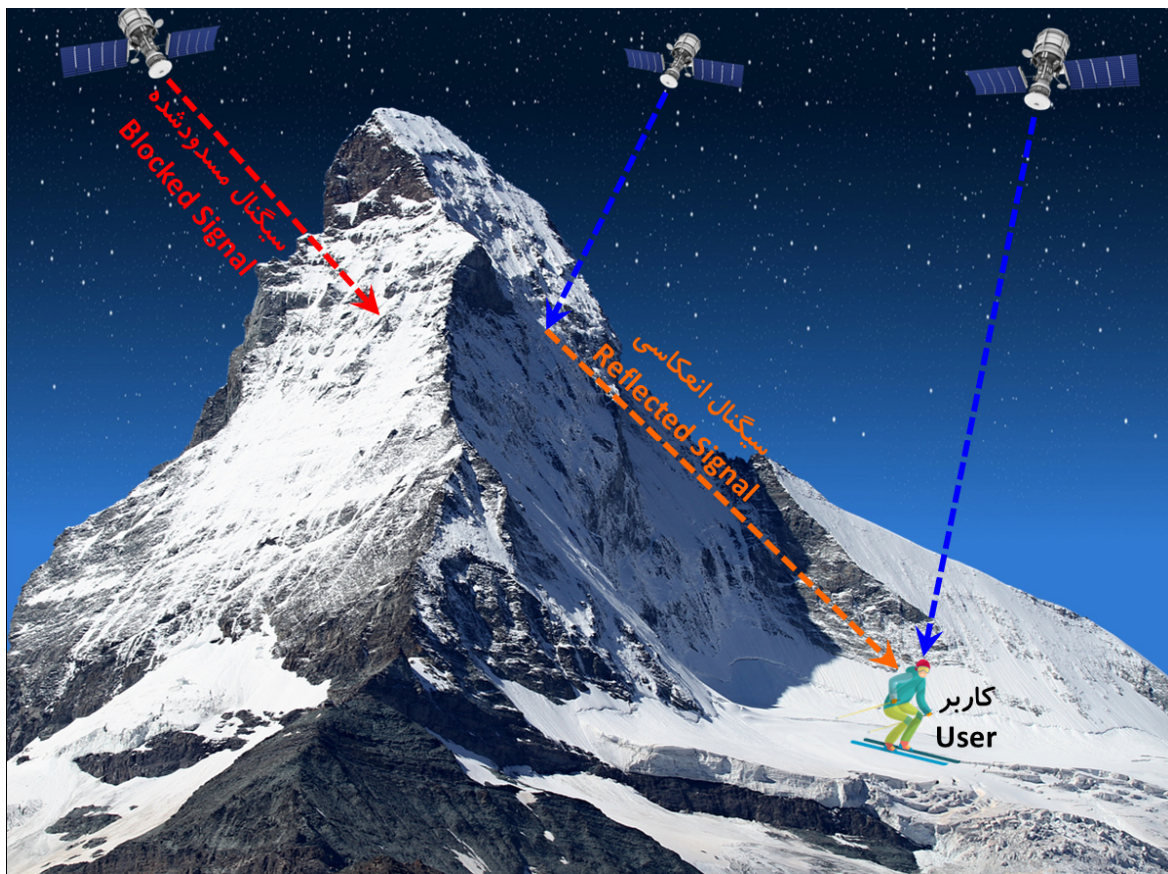
این خطا به واسطه قرار گرفتن یک گیرنده GPS در سایه الکترومغناطیسی محیط اطراف (مثلاً قرار داشتن گیرنده GPS در سایه موانع طبیعی و یا مصنوعی و یا در داخل دره‌ها و یا قرار داشتن گیرنده GPS در سایه یک یا چند ساختمان و یا حتی قرار داشتن در سایه بدن شما نسبت به امواج الکترومغناطیسی ساطع شده از سمت ماهواره) ایجاد می‌شود. شمایکی از این خطا در شکل (۴-۷) 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 تضحیح 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.

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

نوع دیگری از خطای ناشی از چندمسیری شدن، خطای ناشی از بازتابش امواج الکترومغناطیسی ساطع شده توسط محیط اطراف است که عموماً 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 قاعداً بایستی در یک مسیر مستقیم از سمت ماهواره به گیرنده GPS می‌رسید) فرض نماید. بزرگی این خطا، معمولاً بین ۱ الی ۵ متر است.





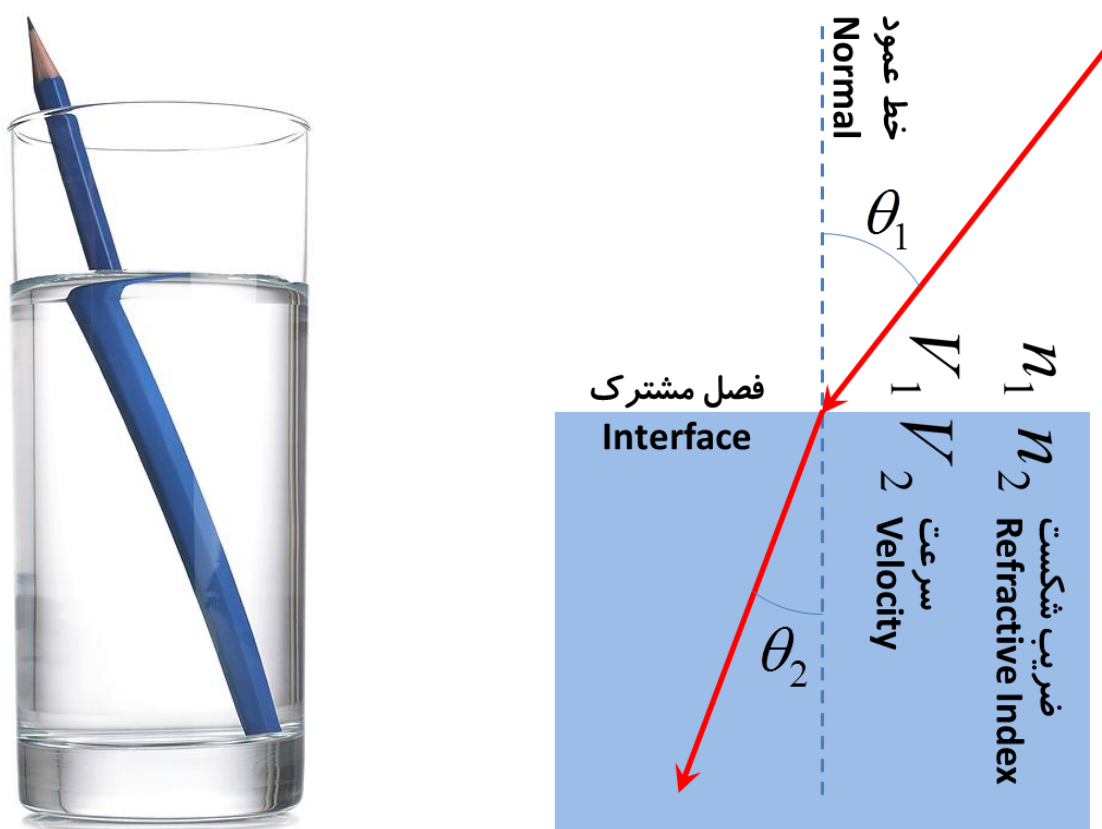
شکل (۷-۴) به واسطهٔ قرارگرفتن گیرندهٔ GPS در سایهٔ موانع طبیعی یا مصنوعی موجود، این گیرنده هیچ‌گاه امواج ساطع شده توسط ماهوارهٔ مورد نظر را به صورت مستقیم دریافت نخواهد نمود و عملاً در سایهٔ الکترومغناطیسی کوه‌ها/سافتمان‌های نشان داده شده قرار گرفته است.

## ۹- خطای ناشی از شکست سیگنال الکترومغناطیسی ارسال از ماهواره در داخل اتمسفر

از فیزیک دبیرستان به خاطر داریم که بیشترین سرعت نور برابر  $299792458$  کیلومتر بر ثانیه (تقریباً معادل  $300$  هزار کیلومتر بر ثانیه) در خلاء است؛ به واسطه وابستگی سرعت نور به اندازه غلظت محیط‌های شفاف (نظیر آب و یا شیشه) و اینکه سرعت نور متناسب با افزایش غلظت محیط شفاف کاهش می‌یابد، لذا به واسطه همین تغییر سرعت نور در اثر ورود از یک محیط شفاف به محیط شفاف بعدی، با نوعی شکستگی در راستای عبور پرتو نور مواجه خواهیم شد؛ به نحوی که میان نسبت «سرعت نور»، نسبت «زاویه شکست»<sup>۱</sup> و نسبت «ضریب شکست»<sup>۱</sup> در دو محیط شفاف مورد نظر، رابطه (۳-۴) برقرار است:

$$\frac{\sin(\theta_1)}{\sin(\theta_2)} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{n_2}{n_1} \quad (3-4)$$

شماتیکی از این پدیده در شکل (۸-۴) نشان داده شده است.



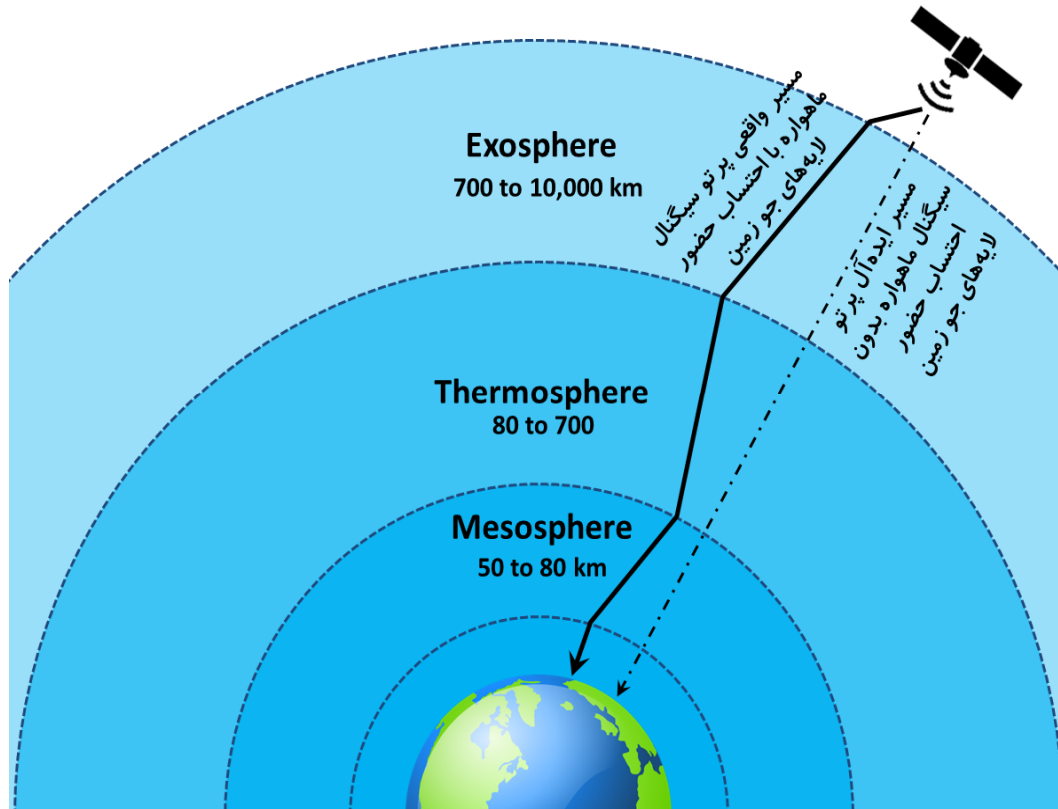
شکل (۸-۴) سمت راست: شماتیکی از پدیده ضریب شکست و کمیت‌های مرتبط با آن؛ سمت چپ: تصویری از پدیده شکست نور پس از عبور از داخل آب و شیشه لیوان که هر دو ماده‌ای شفاف هستند.

«خطای ناشی از شکست امواج الکترومغناطیسی ساطع شده توسط ماهواره در داخل اتمسفر» نیز به واسطه عبور امواج الکترومغناطیسی از داخل لایه‌های مختلف تشکیل دهنده اتمسفر زمین ایجاد می‌شود؛ در اثر شکست موج الکترومغناطیسی (دقیقاً همانند شکست نور در حین ورود به آب)، موج با یک مسافت طی شده بیشتر از مسافت

<sup>۱</sup> Angle of Refraction

<sup>۱</sup> Refractive Index

مستقیم میان ماهواره و گیرنده GPS، به گیرنده مزبور خواهد رسید و در اثر همین مسافت طی شده افزوده و به تبع آن بروز یک تاخیر بیشتر در رسیدن سیگنال به گیرنده GPS، یک خطا در محاسبه فاصله دقیق 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 (۹-۴) همانطور که مشاهده می‌شود، در اثر شکست 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 همین مسافت طی شده افزوده و به تبع آن بروز تاخیر بیشتر در رسیدن سیگنال به گیرنده GPS، یک خطا در محاسبه فاصله دقیق میان ماهواره مورد نظر و گیرنده GPS ایجاد خواهد شد.**

### ۱۰- خطای ناشی از «لایه یونوسفر» و «لایه تروپوسفر»

یونوسفر، تحت تاثیر تابش امواج الکترومغناطیسی ساطع شده از سمت خورشید و به واسطه جذب امواج ماوراء بنفش و پرتوهای ایکس موجود در امواج خورشیدی، یونیزه می‌شود و خود را به صورت ذرات باردار شناور در این لایه نشان می‌دهد. در واقع این لایه، نقش به سزایی در جذب امواج بسیار مضر و گشوده موجود در امواج الکترومغناطیسی ساطع شده از سمت خورشید داشته و به واسطه حضور همین لایه است که حیات بر روی زمین امکان‌پذیر شده است. این لایه، بخش داخلی لایه «مگنتوسفر»<sup>۱۳</sup> زمین را تشکیل می‌دهد. به واسطه نقش لایه یونوسفر در جذب امواج مضر و پراثرژی خورشیدی و به تبع آن تشکیل ذرات باردار، مفهومی تحت عنوان «تعداد الکترون کلی» یا در اصطلاح TEC<sup>۱۴</sup> تعریف می‌شود. همانطور که در شکل (۴-۱۰) نشان داده شده است، خطاهای تداخل یونوسفر، به واسطه کند شدن سیگنال‌های GPS و پراکنش آنها در حین عبور از داخل یونوسفر

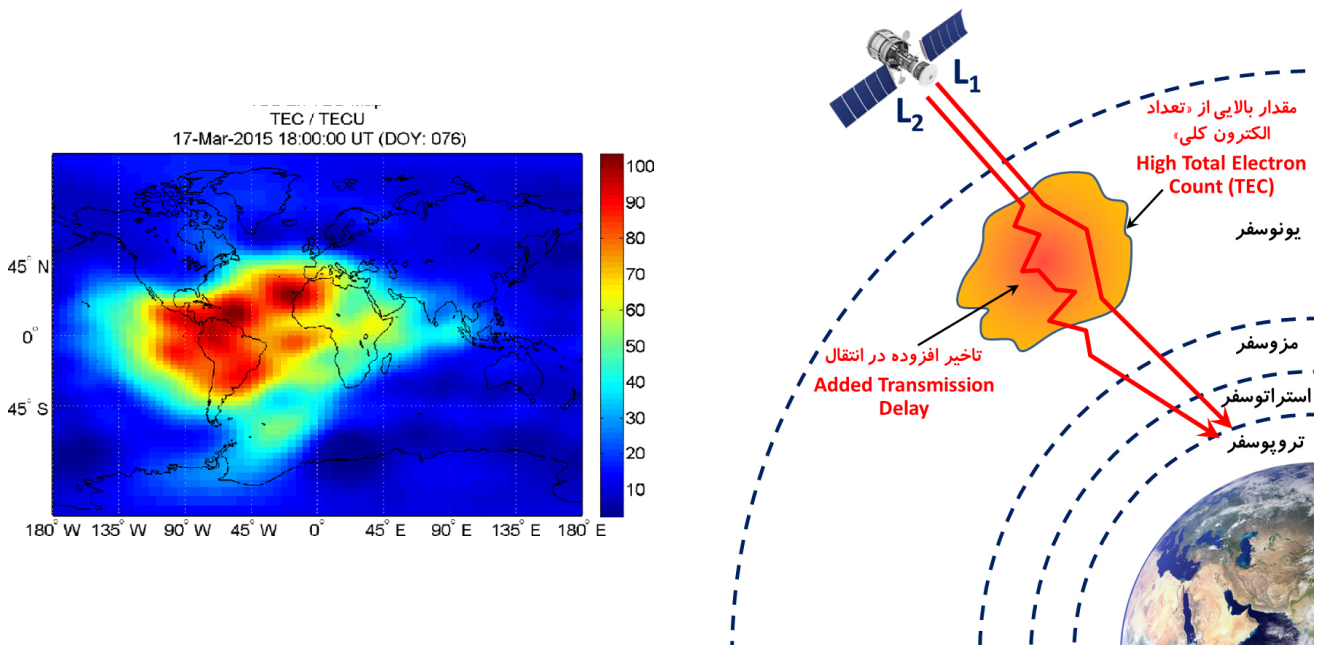
<sup>۱۲</sup> Multipath Error

<sup>۱۳</sup> Magnetosphere

<sup>۱۴</sup> Total Electron Count



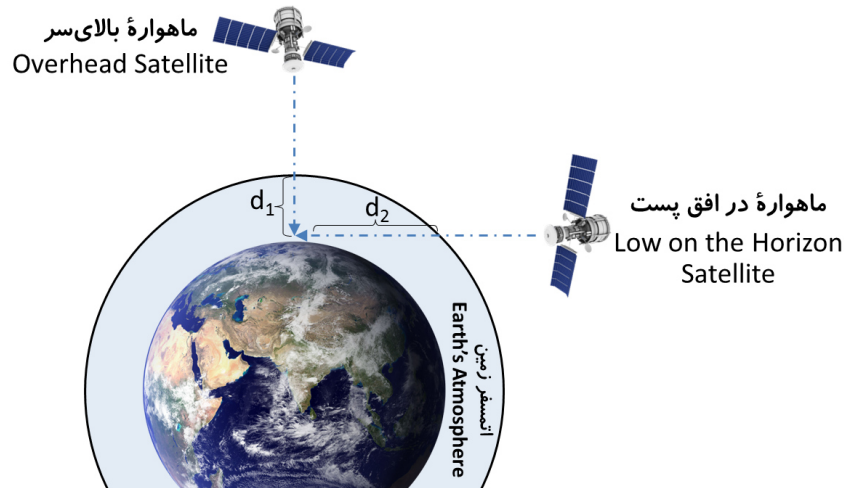
رخ می دهند. البته سیگنال‌های GPS دارای اطلاعاتی هستند که با استفاده از آنها می توان تقریباً نیمی از این خطای تداخلی را تصحیح نمود.



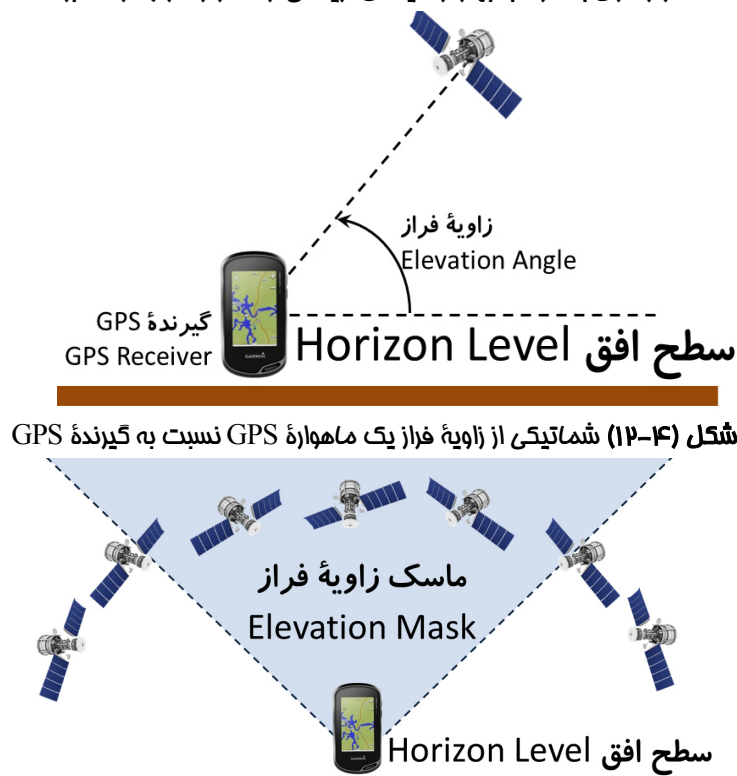
شکل (۴-۱۰) سمت راست: چگونه تأثیرگذاری TEC موجود در لایه یونوسفر بر روی سیگنال‌های رادیویی ارسالی از سمت ماهواره GPS؛ سمت چپ: تصویر واقعی ثبت شده توسط ماهواره ناسا در مدت ۲ ساعت از مقدار TEC موجود در اتمسفر زمین به تاریخ ۱۷ مارس ۲۰۱۵

از طرف دیگر و در داخل لایه تروپوسفر (که لایه تحتانی اتمسفر زمین بوده و اغلب تغییرات آب و هوایی در این لایه رخ می دهد)، لایه‌ای مملو از ذرات آب وجود دارد که ما آن را عمدتاً به شکل توده‌های حجیم ابر در آسمان مشاهده می کنیم. 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 می دهند. قطع یقین هر دو لایه یونوسفر و تروپوسفر، بر روی «مسیر حرکت» و نیز «سرعت سیگنال‌های ارسالی از سمت ماهواره‌ها به سمت زمین» تأثیرگذار هستند؛ یونوسفر تمایل به کشیدن سیگنال‌ها و کاهش فرکانس آنها دارد؛ تروپوسفر نیز تمایل به فشردن سیگنال‌ها و افزایش فرکانس آنها دارد. میزان تأثیرگذاری یونوسفر بر روی امواج، به سادگی قابل محاسبه است؛ لیکن میزان تأثیرگذاری تروپوسفر بر روی امواج، به واسطه نیاز به اندازه‌گیری دقیق میزان ذرات آب موجود در داخل لایه‌های اتمسفر، اندکی سخت خواهد بود. لازم به ذکر است که بزرگی خطای ایجاد شده در موقعیت‌یابی ماهواره‌های ناشی از این دو لایه، در مرتبه ۵ متر خطای ناشی از تأثیرات یونوسفر و در مرتبه ۰/۵ متر خطای ناشی از تأثیرات تروپوسفر است. البته در برخی از مراجع، اندازه خطای ناشی از یونوسفر از مرتبه چند متر تا چند ده متر نیز برشمرده شده است. به واسطه تأثیرگذاری لایه‌های یونوسفر و تروپوسفر بر روی امواج ساطع شده از سمت ماهواره به سمت زمین، هر چه مسافت طی شده این سیگنال‌ها در داخل این لایه‌ها بیشتر باشد، حجم و میزان تأثیرگذاری مخرب این لایه‌ها بر روی سیگنال ارسالی از سمت ماهواره بیشتر خواهد شد. با توجه به شکل (۴-۱۱)، بدیهی است در مقایسه میان دو سیگنالی که یکی از ماهواره‌ای درست در بالای سر گیرنده GPS دریافت شده است و دیگری از ماهواره‌ای 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 کوتاه‌تری را در داخل لایه‌های یونوسفر و تروپوسفر طی نموده است؛ به بیان دیگر، مطابق شکل (۴-۱۱)، از آنجا که  $d_1 < d_2$  است،

لذا میزان تاثیر گذاری لایه‌های یونوسفر و تروپوسفر بر روی سیگنال دریافتی از ماهواره واقع در «بالای سر» به مراتب کمتر از میزان تاثیر گذاری لایه‌های یونوسفر و تروپوسفر بر روی سیگنال دریافتی از ماهواره واقع در «افق پست» خواهد بود و به همین دلیل، دقت سیگنال‌های دریافتی از ماهواره اول به مراتب بهتر از دقت سیگنال‌های دریافتی از ماهواره دوم خواهد بود. به بیان دیگر، ماهواره‌هایی که به خط افق نزدیکتر هستند، علاوه بر آنکه دارای سیگنال‌های ضعیفتر بوده و لذا نسبت به پذیرش نویز مستعدتر هستند، سیگنال‌های آنها نسبت به وقوع پدیده چندمسیری شدن نیز مستعدتر هستند. به همین دلیل است که برخی گیرنده‌های GPS از یک فیلتر ماسک زاویه فراز استفاده می‌کنند تا از دریافت سیگنال‌های ماهواره‌هایی که پایینتر از یک زاویه فراز حداقلی هستند، اجتناب کنند.



**شکل (۱۱-۱۴)** 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.

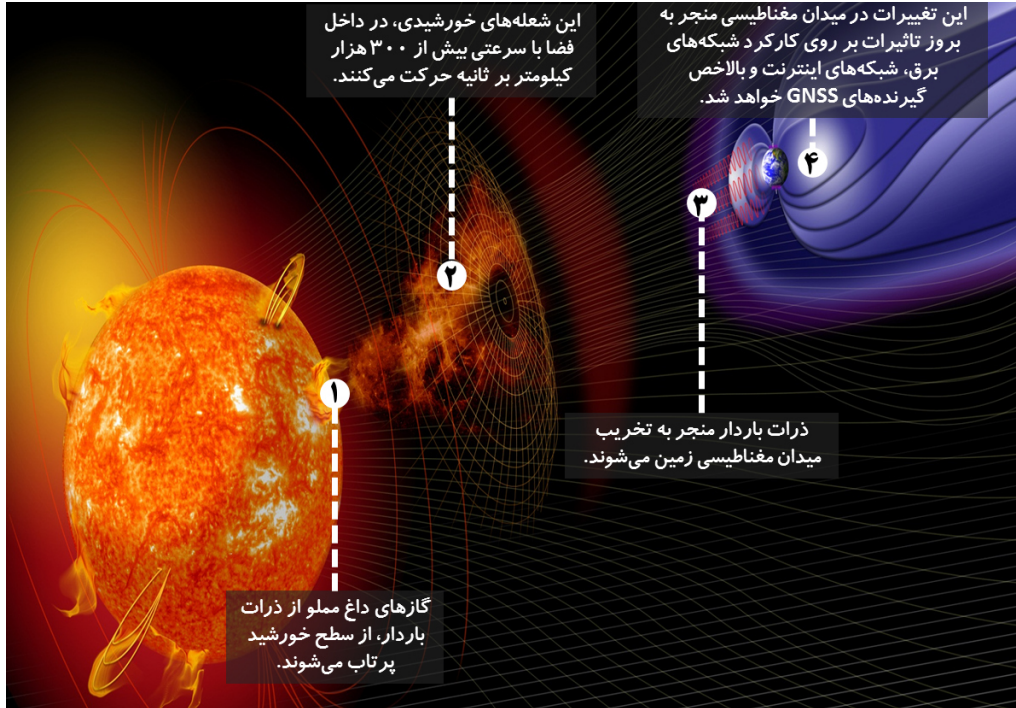


**شکل (۱۲-۱۴)** شماتیکی از زاویه فراز یک ماهواره GPS نسبت به گیرنده GPS

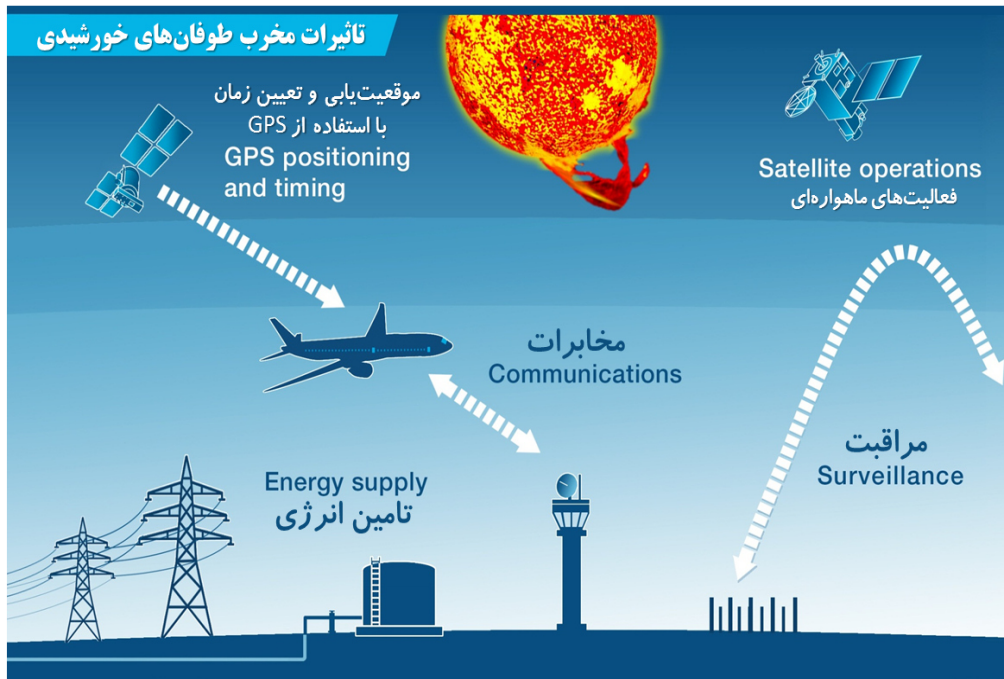
**شکل (۱۳-۱۴)** برخی گیرنده‌های GPS از یک فیلتر ماسک زاویه فراز جهت اجتناب از دریافت سیگنال‌های ماهواره‌هایی که پایینتر از یک زاویه فراز حداقلی هستند، استفاده می‌کنند.

## ۱۱- خطای ناشی از وقوع طوفان‌های مغناطیسی خورشیدی

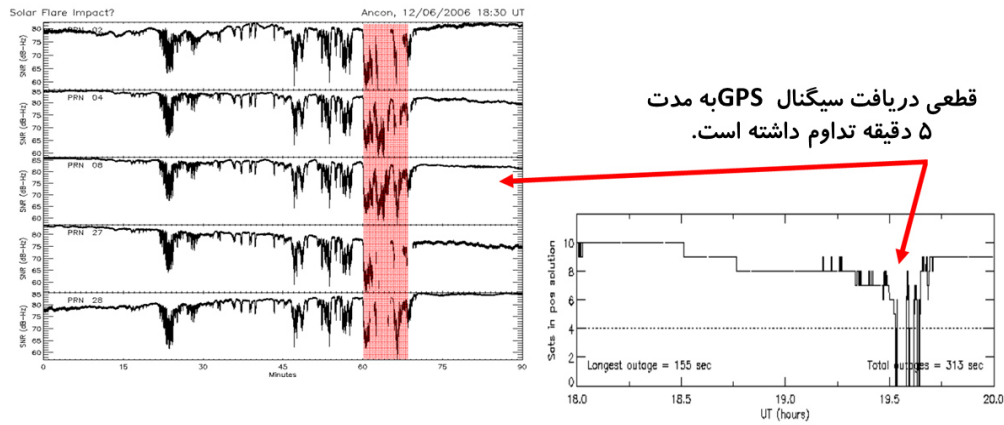
به واسطه وابستگی محاسبات ناوبری در GPS به کیفیت سیگنال‌های رادیویی ارسالی از سمت ماهواره‌های مربوطه، بدیهی است که هر آنچه که بر روی کیفیت این سیگنال‌ها تاثیر گذار باشند، و من جمله وقوع طوفان‌های مغناطیسی خورشیدی، می‌تواند بر روی دقت و کیفیت محاسبات ناوبری در GPS نیز تاثیر گذار باشد. میزان خطای ناشی از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



شکل (۴-۱۴) نمونه وقوع طوفان‌های فورشیدی و تاثیرات آن بر روی میدان مغناطیسی دور زمین



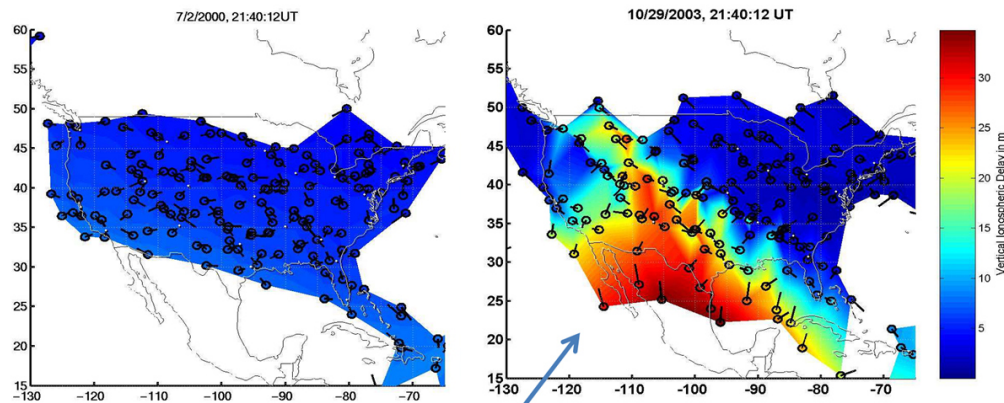
شکل (۴-۱۵) یکی از اثرات مستقیم وقوع طوفان‌های فورشیدی، ایجاد اختلال در کارکرد گیرنده‌های GPS (و البته دیگر گیرنده‌های سیستم ناوبری جهانی، GNSS) در مین محاسبات مربوطه به موقعیت‌یابی و تعیین زمان دقیق است.



قطعی دریافت سیگنال GPS به مدت ۵ دقیقه تداوم داشته است.

شکل (۱۴-۱) در سال ۲۰۰۶، وقوع یک طوفان فورشنیدی قوی، منجر به قطعی سیگنال‌های دریافتی از ماهواره به مدت ۵ دقیقه گردید.

### WAAS Reference Station Measurements

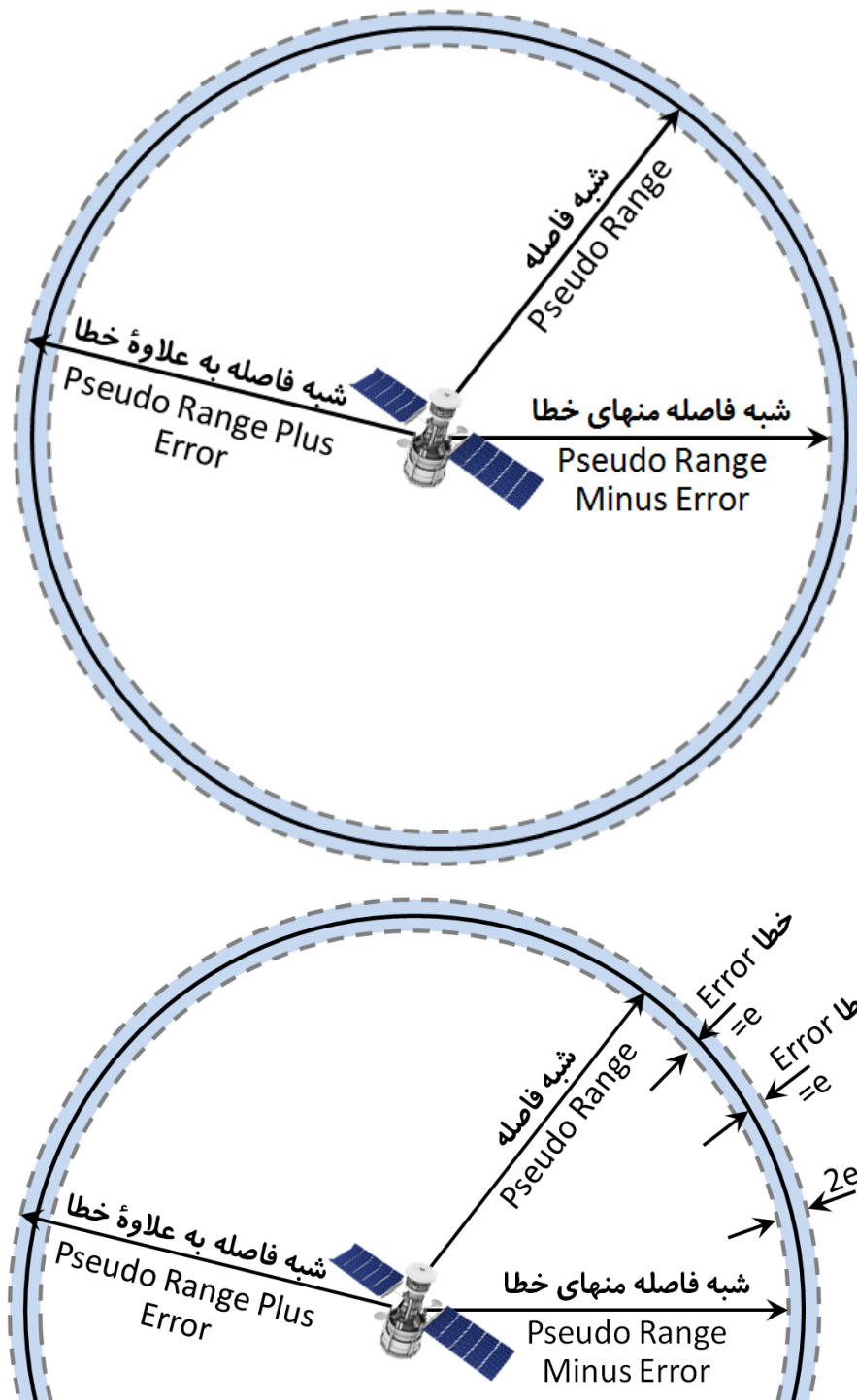


Storm-time Enhanced Density (SED) [Foster 1993, Foster et al., 2002] وقوع طوفان مغناطیسی، منجر به آن شده است که دقت ناوبری در کانال Vertical از دست برود.

شکل (۱۴-۲) در سال ۲۰۰۳، وقوع یک طوفان فورشنیدی قوی، منجر به بروز خطای ناوبری قابل توجهه در سیستم WAAS گردید.

### جمع بندی اولیه برخی از مهمترین منابع ایجاد کننده خطای موقعیت یابی ماهواره‌ای

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 می‌توان با استفاده از روش‌های 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، عملاً خود را در داخل فضایی مابین دو کره هم مرکز خواهیم یافت که یکی از کره‌ها دارای شعاعی برابر «شبه فاصله به علاوه خطا» بوده و کره دیگر نیز دارای شعاعی برابر «شبه فاصله منهای خطا» است. در شکل (۴-۱۸) این موضوع در یک فضای دو بُعدی به خوبی نشان داده شده است؛ اندازه خطا در این شکل با حرف c نشان داده شده است. دایره‌های ترسیم شده با خط توپر، بیانگر دوائر ترسیم شده با شعاع «شبه فاصله» بوده و دایره‌های ترسیم شده با خط چین، بیانگر دوائر ترسیم شده با شعاع «شبه فاصله خطادار» (شبه فاصله به علاوه خطا یا منهای خطا) بوده که به آنها «دوائر عدم قطعیتی» نیز گفته می‌شود.

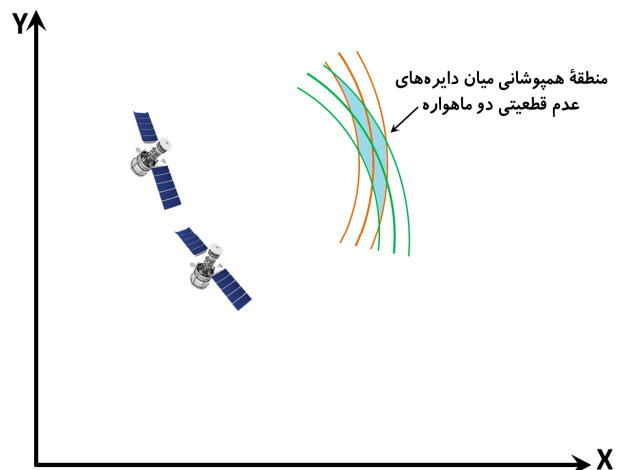


**شکل (۴-۱۸)** شکل بالا: وجود خطا در محاسبات «شبه فاصله» میان یک ماهواره و گیرنده GPS (که این گیرنده، در شرایط ایده آل، قاعدتاً بایستی بر روی ممیط پیرامونی کره‌ای به مرکزیت ماهواره مزبور قرار داشته باشد)، منجر به آن خواهد شد که وقتی مشغول محاسبه موقعیت خود نسبت به یک ماهواره هستیم، به جای آنکه خود را بر روی سطح یک کره مول 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.

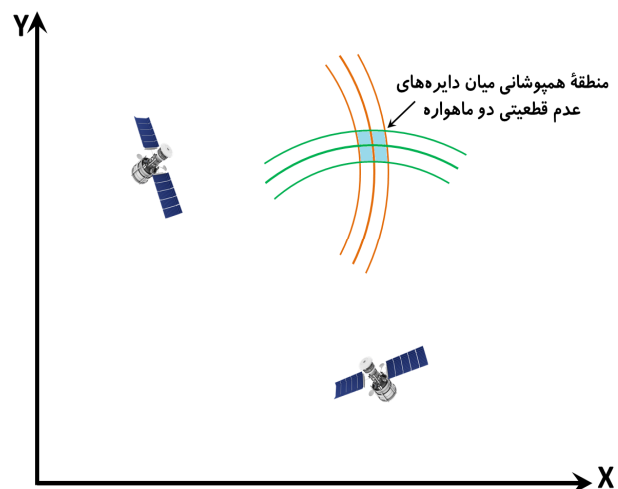
نکته بسیار مهمی که در اینجا باید به آن اشاره نمود آن است که یکی از مهمترین منابع ایجاد کننده خطا که کمتر مورد توجه قرار می گیرد، خطای مربوط به توزیع (پراکندگی) ماهواره‌های موجود در نقطه دید گیرنده GPS باشد؛ در ادامه به بیان توضیحاتی در خصوص این منبع ایجاد کننده خطا در موقعیت‌یابی گیرنده‌های GPS پرداخته شده است.

## آشنایی با خطای ناشی از «تضییع دقت» یا خطای DOP<sup>۱۵</sup>

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 (۴-۱۹) 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 یک گیرنده GPS باشد (به بیان دیگر 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 لازم در فضای آسمان باشند)، محل تقاطع «دوایر عدم قطعیتی» مربوط به دو ماهواره مزبور، یک منطقه وسیع خواهد شد که این به معنای افزایش عدم قطعیت در موقعیت‌یابی گیرنده GPS مورد نظر است که عملاً به معنای افزایش خطای موقعیت‌یابی توسط آن 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 دوایر عدم قطعیتی مربوط به دو ماهواره، منطقه کوچکی خواهد شد که این به معنای افزایش قطعیت در موقعیت‌یابی گیرنده GPS است که عملاً به معنای کاهش خطای موقعیت‌یابی توسط گیرنده GPS است.

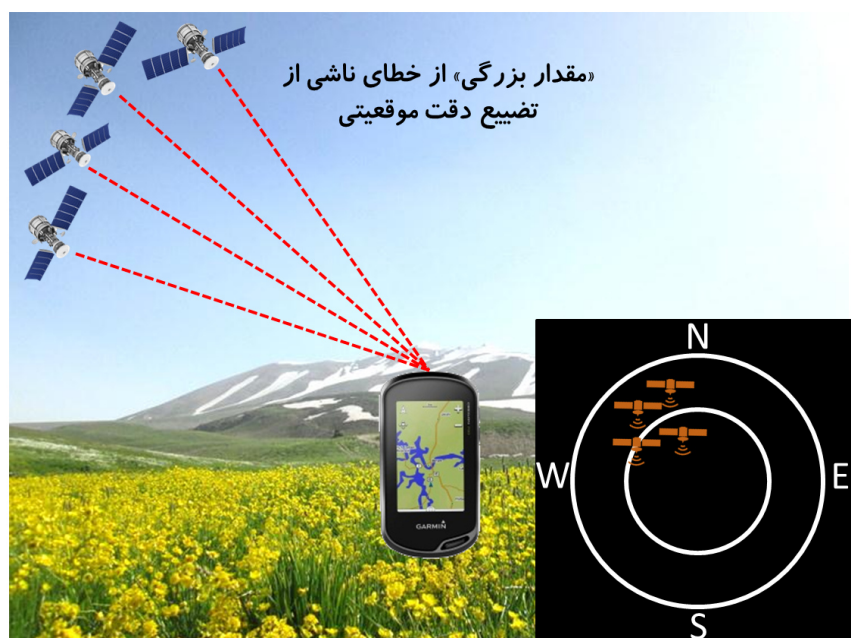
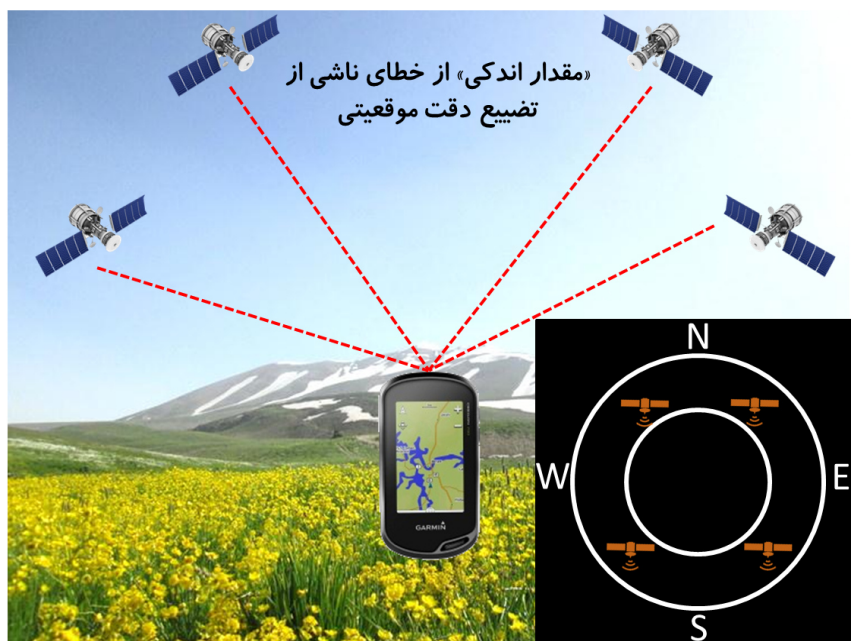


**شکل (۴-۱۹) چنانچه منطقه همپوشانی میان دوایر عدم قطعیتی دو ماهواره در نظر گرفته شود، همانطور که در شکل بالا مشاهده می‌شود، در وضعیتی که دو ماهواره مورد نظر در نزدیکی یکدیگر قرار داشته باشند (فاقد پراکندگی لازم در آسمان باشند)، در اینصورت محل تقاطع دوایر عدم قطعیت مربوط به دو ماهواره، منطقه وسیعی خواهد شد که این به معنای افزایش عدم قطعیت در تعیین محل مضمون 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 پراکندگی قابل توجه در آسمان باشند)، در اینصورت، محل تقاطع دوایر عدم قطعیت مربوط به دو ماهواره، منطقه کوچکی خواهد شد که این به معنای افزایش قطعیت در تعیین محل مضمون گیرنده GPS است. به تفاوت مشاهده میان مسامت نامیه عدم قطعیت بزرگ مشاهده شده در شکل بالا نسبت به مسامت نامیه عدم قطعیت کوچک مشاهده شده در شکل پایین دقت نمایید.**

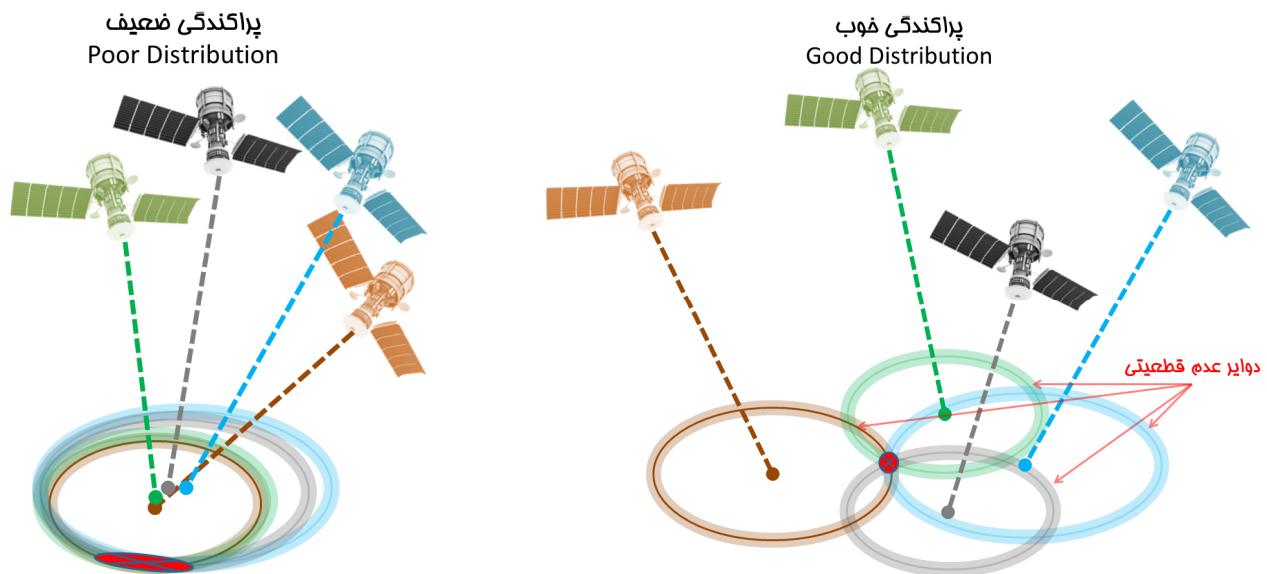


<sup>۱۵</sup> Dilution of Precision

به بیان دیگر، همانطور که در شکل (۴-۲۰) نشان داده شده است، هر چه ماهواره‌های در دسترس (موجود 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 وسعت فضای 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 (۴-۲۰)** 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.



**شکل (۱۴-۲۱)** سمت راست: پراکندگی مناسب و گسترده ماهواره‌ها در گستره آسمان منجر به آن شده است که همپوشانی دوایر عدم قطعیتی، منجر به کاهش عدم قطعیت در موقعیت‌یابی ماهواره‌های گردیده و محل همپوشانی دوایر عدم قطعیتی، یک نامیه با مسامت کوچک (نشان داده شده به رنگ قرمز) گردد که این نامیه قرمز رنگ، در واقع نامیه‌ای است که محل مضمور شما، یکی از نقاط موجود در داخل این نامیه است. سمت چپ: پراکندگی نامناسب و غیرگسترده ماهواره‌ها در گستره آسمان منجر به آن شده است که همپوشانی دوایر عدم قطعیتی، منجر به افزایش عدم قطعیت در موقعیت‌یابی ماهواره‌های گردیده و محل همپوشانی دوایر عدم قطعیتی، یک نامیه بزرگ (نشان داده شده به رنگ قرمز) گردد که این نامیه قرمز رنگ نیز در واقع نامیه‌ای است که محل مضمور شما، یکی از نقاط موجود در داخل این نامیه است. کوچک بودن نامیه قرمز رنگ در شکل راست نسبت به همین نامیه در شکل چپ، عملاً به معنای آن است که منطقه مضمور احتمالی شما در شکل راست، دارای عدم قطعیت کمتر نسبت به منطقه مضمور احتمالی شما در شکل چپ است.

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 نمایید که در آن تمام ماهواره‌ها، در تمام جهات ممکن در آسمان باز وجود داشته باشند و به صورت یکنواخت در تمام فضای آسمان پراکنده شده و در نقطه دید گیرنده GPS قرار داشته باشند، در اینصورت در اصطلاح گفته می‌شود که اندازه DOP برابر واحد (1) 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 نیز خواهد یافت که نشان‌دهنده افزایش خطای محاسبات در تعیین موقعیت و پارامترهای مرتبط با آن است. زمانی که «موقعیت حقیقی» و نیز میزان «آفست 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 آفست 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 تضييع دقت هندسی<sup>۱۶</sup> و یا GDOP نیز می نامند؛ GDOP را می توان به دو مولفه تجزیه نمود: (۱) یک مولفه که وابسته به موقعیت و تمرکز ماهواره ها در بخشی از آسمان باز است که در اصطلاح «تضييع دقت موقعیتی»<sup>۱۷</sup> یا PDOP نامیده می شود<sup>۱۸</sup>، و (۲) یک مولفه نیز که وابسته به محاسبه و تعیین زمان است که در اصطلاح «تضييع دقت زمانی»<sup>۱۹</sup> یا TDOP نامیده می شود. اگرچه PDOP وابسته به پراکنندگی هندسی ماهواره ها است، لیکن TDOP صرفاً وابسته به مبنای زمانی گیرنده و تمام ماهواره ها است؛ بنابراین، TDOP تنها تابعی از تعداد ماهواره های رهگیری شده است. مقادیر GDOP و PDOP توسط رابطه (۴-۴) به یکدیگر مرتبط هستند<sup>۲۰</sup>:

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2 \quad (4-4)$$

به همین ترتیب، مقدار PDOP را نیز می توان به دو مولفه تجزیه نمود: (۱) مقدار PDOP افقی که در اصطلاح HDOP<sup>۲۱</sup> نامیده شده و (۲) مقدار PDOP عمودی که در اصطلاح VDOP<sup>۲۲</sup> نامیده می شود. این دو کمیت نیز توسط رابطه (۴-۵) به PDOP وابسته هستند:

$$PDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2 \quad (5-4)$$

در اینجا است که محدودیت های سیستم GPS ظاهر می گردد: با توجه به شکل (۴-۲۲)، مولفه افقی خطا، اصولاً متأثر از میزان پراکنندگی ماهواره ها در زاویه آزیموت حول گیرنده است؛ به بیان دیگر، چنانچه تمام ماهواره ها 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 نقطه مقابل، VDOP قرار دارد که وابسته به زاویه فراز ماهواره ها است؛ لیکن از آنجا که ماهواره های زیر خط افق را نمی توان توسط یک گیرنده مشاهده نمود، لذا لزوماً تمام ماهواره هایی که توسط گیرنده در خط دید گیرنده GPS قرار دارند، قطعاً از سطح افق محلی گیرنده مزبور بالاتر هستند. از آنجا که احتمال پراکنندگی ماهواره ها در آزیموت ۳۶۰ درجه ای بیشتر از احتمال پراکنندگی ماهواره ها در فراز ۱۸۰ درجه ای است، به همین دلیل سازندگان گیرنده های GPS عموماً مقادیر بزرگتری از خطای VDOP را نسبت به خطای HDOP بیان می کنند.

<sup>۱۶</sup> Geometric Dilution of Precision

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

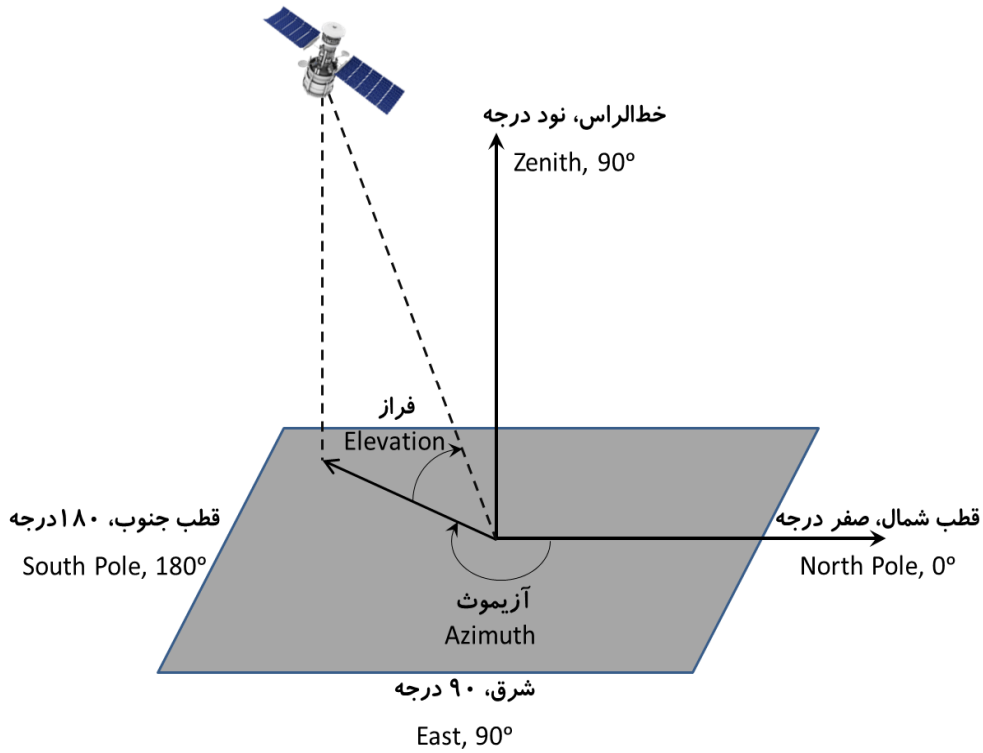
<sup>۱۸</sup> مقدار PDOP، عددی بین ۰ الی ۹۹ بوده و هر چه این عدد کوچکتر باشد، دقت موقعیت یابی GPS بالاتر خواهد بود. در برخی از مراجع، مقدار PDOP کمتر از ۴، به معنای موقعیت یابی با دقت عالی ذکر شده است؛ به همین ترتیب مقدار PDOP بین ۴ الی ۸ به معنای موقعیت یابی با دقت خوب بیان شده است؛ مقادیر PDOP بالاتر از ۸ نیز از ارزش موقعیت یابی چندانی برخوردار نبوده و از «موقعیت یابی تخمینی» تا «موقعیت یابی بی ارزش» را شامل خواهند شد.

<sup>۱۹</sup> Time Dilution of Precision

<sup>۲۰</sup> چنانچه یک گیرنده ماهواره ای در اختیار داشته باشیم که به طور همزمان داده های چندین سیستم موقعیت یاب ماهواره ای (مثل GPS و گلوناس) را دریافت نموده باشد، چنانچه این مقادیر داده های ناوبری (مثلاً مقادیر سرعت و یا موقعیت های گزارش شده از GPS با مقادیر سرعت و یا موقعیت های گزارش شده از گلوناس) 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 می رسند 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 داده ای استناد شود که دارای مقدار DOP (و یا GDOP) کمتری است.

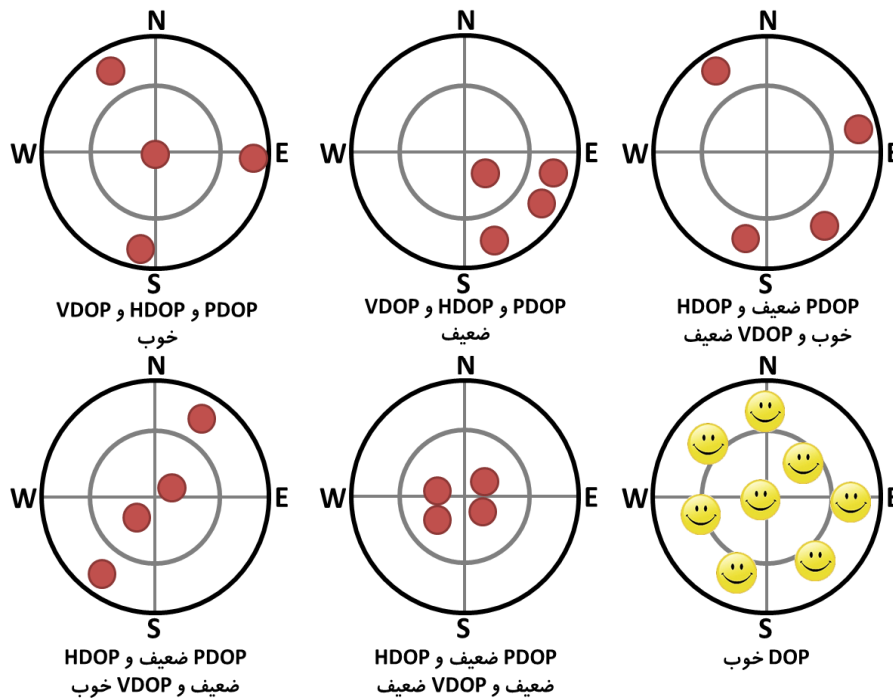
<sup>۲۱</sup> Horizontal Dilution of Precision

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



شکل (۲۲-۴) شماتیکی از زوایای آزیموت و فراز نسبت به قطب شمال و قطب جنوب؛ با توجه به این شکل، ممدوده زاویه آزیموت برای یک ماهواره، عددی بین ۰ الی ۳۶۰ درجه است و ممدوده زاویه فراز برای یک ماهواره، عددی بین ۰ الی ۱۸۰ درجه است.

در شکل (۲۳-۴) شماتیکی از توزیع ماهواره‌ها نسبت به جهات جغرافیایی به همراه کیفیت PDOP و HDOP و VDOP مربوطه نشان داده شده است.



شکل (۲۳-۴) شماتیکی از توزیع ماهواره‌ها نسبت به جهات جغرافیایی به همراه کیفیت PDOP و HDOP و VDOP مربوطه

## خلاصه‌ای از مهمترین منابع ایجاد کننده خطای موقعیت‌یابی ماهواره‌ای

در جدول (۴-۱)، خلاصه‌ای از مهمترین منابع ایجاد کننده خطای موقعیت‌یابی ماهواره‌ای به همراه مقدار عددی خطا (مقادیر خطای معمول) در موقعیت‌یابی ماهواره‌ای به کمک سیستم موقعیت‌یابی جهانی، GPS، درج شده است.

| جدول (۴-۱) مهمترین منابع ایجاد کننده خطا به همراه مقدار عددی خطا (مقادیر خطای معمول) در موقعیت‌یابی ماهواره‌ای به کمک سیستم موقعیت‌یابی جهانی، GPS |  |
|--|--|
| مقدار عددی خطا   | منبع ایجاد کننده خطا   |
| بین ۱/۵ الی ۳/۶ متر  | خطاهای ساعت ماهواره  |
| کمتر از ۱ متر  | خطاهای مداری   |
| بین ۴ الی ۷ متر  | خطاهای ناشی از یونوسفر   |
| بین ۰/۷ الی ۰/۷ متر  | خطاهای ناشی از تروپوسفر  |
| بین ۲ الی ۲/۵ متر  | خطاهای ناشی از داده‌های سالنمای نجومی  |
| بین ۰/۳ الی ۱/۵ متر  | خطای ناشی از نویز گیرنده   |
| بین ۰/۶ الی ۱/۴ متر  | خطای ناشی از چندمسیری شدن ناشی از لایه‌های مختلف اتمسفر زمین   |
| بین ۱ الی ۵ متر  | خطای ناشی از چندمسیری شدن ناشی از بازتابش امواج الکترومغناطیسی از روی ساختمان‌ها، کوه‌ها و دره‌ها و امثال آن |
| وابسته به میزان انسداد خط دید (از چند متر تا از کار افتادگی کلی سیگنال‌ها)   | خطای ناشی از انسداد خط دید   |
| وابسته به شدت طوفان خورشیدی رخ داده (از چند متر تا از کار افتادگی کلی سیگنال‌ها)   | خطای ناشی از طوفان‌های خورشیدی   |
| وابسته به میزان خطای کاربر/محاسبات گیرنده (کمتر از ۱ متر)  | خطای ناشی از کاربر/محاسبات گیرنده  |
| مقدار RMS کلی خطا (فیلتر نشده)   | ۵/۳ متر  |
| مقدار RMS کلی خطا (فیلتر شده)  | ۵/۱ متر  |
| مقدار خطا در راستای عمودی (قائم) با توزیع 1 Sigma (یا ۶۸/۳ درصد) و VDOP=2.5  | ۱۲/۸ متر   |
| مقدار خطا در راستای عمودی (قائم) با توزیع 2 Sigma (یا ۹۵/۵ درصد) و VDOP=2.5  | ۲۵/۶ متر   |
| مقدار خطا در راستای افقی با توزیع 1 Sigma (یا ۶۸/۳ درصد) و HDOP=2  | ۱۰/۲ متر   |
| مقدار خطا در راستای افقی با توزیع 2 Sigma (یا ۹۵/۵ درصد) و HDOP=2  | ۲۰/۴ متر   |

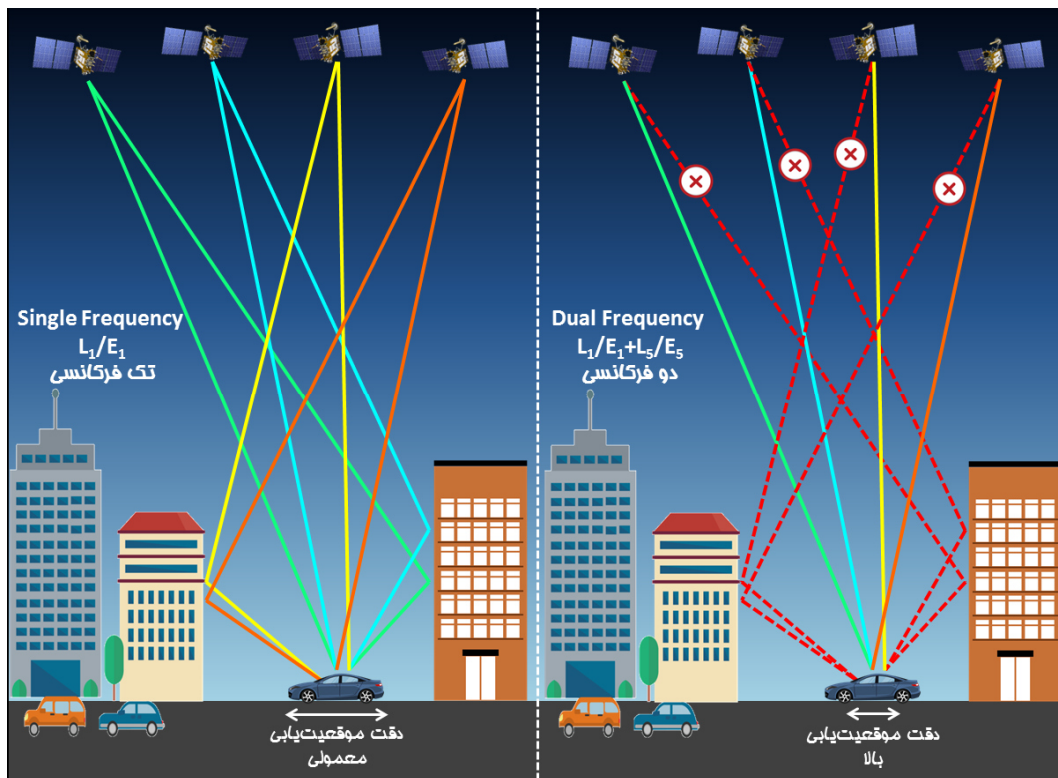
بنابراین به نظر می‌رسد که در صورت استفاده از گیرنده‌های معمولی، اندازه خطای سیستم موقعیت‌یابی جهانی، GPS، چه در راستای افقی و چه در راستای عمودی، فعلاً عددی در مرتبه ۲۰ متر و نزدیک به آن است.

## تفاوت میان گیرنده‌های تک‌فرکانسی و گیرنده‌های دوفرکانسی چیست؟

همانطور که پیش از این گفته شد، با لحاظ نمودن گیرنده‌های GPS، فرکانس سیگنال حامل  $L_1$  دارای دو کد ریاضیاتی است: کد گیرندگی زمخت (غیردقیق)، یا در اصطلاح کد C/A، و کد دقیق، یا در اصطلاح کد دقیق P. در حالی که فرکانس سیگنال حامل  $L_2$ ، فقط کد دقیق P را حمل می‌کند؛ «گیرنده‌های تک‌فرکانسی»، اطلاعات دریافتی را تنها بر روی سیگنال حامل  $L_1$  دریافت می‌کنند؛ در این میان، 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»، حجم اطلاعات بیشتری را از روی  $L_1$  و  $L_2$  پردازش کرده و به تبع آن به اطلاعات بیشتری از وضعیت ناوبری دسترسی دارند، لذا این نوع گیرنده‌ها عموماً 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. در «گیرنده‌های دوفرکانسی» مدرن امروزی و حتی در گوشی‌های تلفن همراه و امثال آن، علاوه بر آنکه از باند  $L_1$  استفاده می‌شود، از باندهای  $L_2$  و  $L_5$  نیز استفاده می‌شود. شاید برای شما جالب باشد که بدانید یکی از مهمترین روش‌های کاهش «خطای چندمسیری شدن» ناشی از بازتابش امواج الکترومغناطیسی از روی ساختمان‌ها، کوه‌ها و امثال آن، استفاده از «گیرنده‌های دوفرکانسی» است؛ یک «گیرنده‌های دوفرکانسی» GNSS، به صورت همزمان دو سیگنال را از دو ماهواره متفاوت دریافت می‌نماید که هر سیگنال دارای یک فرکانس متفاوت است.

همانطور که پیش از این نیز اشاره شد، فرکانس‌های سیگنال‌های ماهواره‌ای سیستم‌های مختلف GNSS دارای یک مقدار ثابت نبوده و اندازه فرکانس آنها، به ازای هر سیستم ناوبری ماهواره‌ای GNSS متفاوت خواهد بود (به عنوان مثال، فرکانس‌های دو گانه GPS به ترتیب می‌توانند  $L_1$  و  $L_5$  باشند، در حالی که فرکانس‌های دو گانه Galileo به ترتیب می‌توانند E1 و E5a باشند). مزیت دیگر «گیرنده‌های دوفرکانسی» آن است که در شرایطی که یکی از باندهای فرکانسی از دست بروند و یا به هر علتی از کار بیافتند، از باند دیگر فرکانسی می‌توان به عنوان سیگنال پشتیبان استفاده نمود. همانطور که در شکل (۴-۲۴) نشان داده شده است، با استفاده از یک «گیرنده دوفرکانسی»، موقعیت‌یابی با دقت بالاتری صورت خواهد گرفت؛ به عنوان مثال، دقت موقعیت‌یابی در مدل‌های قدیمی گیرنده‌های GNSS تک فرکانسی، در مرتبه  $\pm 5$  متری (در شرایط ایده‌آل) قرار داشت، لیکن دقت موقعیت‌یابی در مدل‌های جدید گیرنده‌های GNSS دو فرکانسی، در مرتبه  $\pm 3$  متری (در شرایط ایده‌آل) قرار دارد. همچنین قابلیت تشخیص (و یا حتی کنار گذاشتن) سیگنال‌های دریافتی از ماهواره‌ها در «گیرنده‌های دوفرکانسی»، به مراتب بهتر و دقیقتر از «گیرنده‌های تک فرکانسی» است. همچنین «گیرنده‌های دوفرکانسی» از قابلیت بیشتر و بهتری در تشخیص و حذف خطاهای ناشی از اثرات اتمسفریک (نظیر خطاهای ناشی از یونوسفر زمین) برخوردار هستند.



شکل (۱۴-۱۴) شماتیکی از دقت مقایسه‌ای میان «گیرنده‌های تک فرکانسی» و «گیرنده‌های دو فرکانسی»؛ همانطور که مشاهده می‌شود، قابلیت تشخیص (و یا متی کنار گذاشتن) سیگنال‌های دریافتی از ماهواره‌ها در «گیرنده‌های دو فرکانسی»، به مراتب بهتر و دقیقتر از «گیرنده‌های تک فرکانسی» است و از همینرو «گیرنده‌های دو فرکانسی»، با کنار گذاشتن سیگنال‌های چندمسیری دریافتی از ماهواره‌ها (نشان داده شده در شکل سمت راست)، دقت موقعیت‌یابی خود را بالا می‌برند.

### «نویز کد گیرنده<sup>۲۳</sup> چیست؟»

نویز کد گیرنده، یک خطای شبیه به «نویز سفید<sup>۲۴</sup>» است که آن را می‌توان با یک «فیلتر پایین گذر<sup>۲۵</sup>»، یکنواخت نمود. این خطا هم بر روی کد و هم بر روی اندازه‌گیری‌های «حامل<sup>۲۶</sup>» تاثیرگذار است، لیکن میزان تاثیرگذاری به وجود آمده، متفاوت از یکدیگر است. دقت اندازه‌گیری‌های شبه فاصله در مرتبه ۱ درصد طول موج (یا همان Chip) و بهتر از آن است. این بدان معناست که اندازه‌ی نویز دارای یک مقدار حداکثر ۳ متری برای یک گیرنده GPS تجاری با کد C1 (یا همان کد C/A) بوده و دارای مقدار حداکثری ۳۰ سانتی‌متر برای یک گیرنده GPS تجاری با کد دقیق P است. لیکن با استفاده از یک فیلتر نرم کننده کد با استفاده از «فاز حامل»، اندازه‌ی نویز یک گیرنده GPS تجاری با کد C1 (یا همان کد C/A) به حدود ۵۰ سانتی‌متر کاهش (بهبود) خواهد یافت.

<sup>۲۳</sup> Receiver Code Noise

<sup>۲۴</sup> White Noise

<sup>۲۵</sup> Low Pass Filter

<sup>۲۶</sup> Carrier

## 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>۲۷</sup>

۲- استاتیک سریع<sup>۲۸</sup>

۳- سینماتیک زمان واقعی (سینماتیک بلادرنگ)<sup>۲۹</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»<sup>۳۰</sup> قرار گرفته تا بتوان داده‌ها و موقعیت‌های به دست آمده از گیرنده GPS را به دقت مورد محاسبه و نیز مورد مقایسه قرار داد. در این روش و بسته به اینکه به چه مدت زمان، یک گیرنده GPS در یک نقطه متوقف شده باشد و بسته به اینکه این گیرنده، چه تعداد ماهواره و با چه میزان از پراکندگی ماهواره‌ها را مشاهده نموده باشد، 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>۳۱</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 یک 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 ماهواره‌های 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>۲۷</sup> Static

<sup>۲۸</sup> Rapid Static

<sup>۲۹</sup> Real Time Kinematic

<sup>۳۰</sup> Post Processing

<sup>۳۱</sup> - معمولاً خطای ناوبری در راستای قائم با استفاده از یک گیرنده 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>۳۲</sup> (با دقتی در مرتبه ۵ الی ۳۰ متر به صورت افقی)
  - ۲- ناوبری با استفاده از «تصحیح تفاضلی»<sup>۳۳</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>۳۴</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 اینجای بحث ارائه گردید، مشخص شد که تعداد متنوعی از منابع خطا بر روی اندازه‌گیری‌های GPS تاثیرگذار هستند: برخی از منابع خطا مربوط به خود ماهواره‌های سیستم ناوبری جهانی، GPS، بوده، برخی از منابع خطا مربوط به سیگنال در حال حرکت از سمت ماهواره به سمت 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 یا چند مولفه خطاساز دیگر در موقعیت حاصل از این محاسبات و پردازش‌ها وجود خواهد داشت.

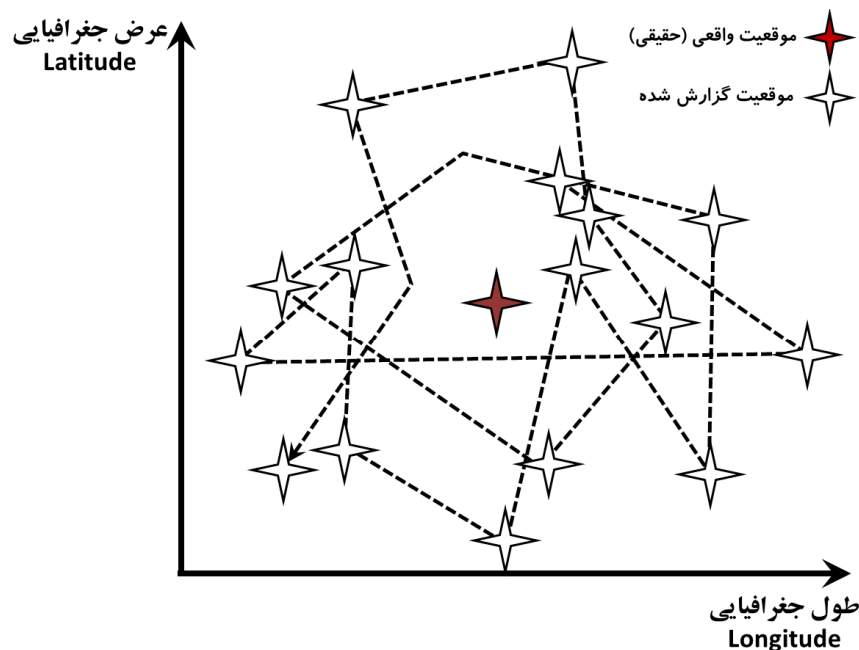
<sup>۳۲</sup> Autonomous Navigation

<sup>۳۳</sup> Differential Correction

<sup>۳۴</sup> Differential Phase Position

در کاربری‌های معمول نقشه‌برداری به کمک GPS، داده‌های به دست آمده از یک «گیرنده مرجع<sup>۳۵</sup> یا گیرنده مبنا» و داده‌های به دست آمده از گیرنده(هایی) که نسبت به نقشه‌برداری از نقاط مورد نظر نقشه‌بردار اقدام می‌کنند، در یک محیط پس‌پردازشی 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 دقت باورنکردنی 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.

برای تشریح بهتر چگونگی کارکرد «تصحیح تفاضلی GPS» که به آن در اصطلاح «GPS تفاضلی یا GPS دیفرانسیلی<sup>۳۶</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 خاموش 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 و هر چند دقیقه یک بار ثبت نمایید؛ همانطور که در شکل (۴-۲۵) نشان داده شده است، به واسطه خطاهایی که پیش از این گفته شد، موقعیت دریافتی شما از گیرنده GPS (علی‌رغم اینکه در یک گوشه در داخل خودروی خاموش خود، متوقف ایستاده‌اید)، در طول مدت زمان یک ساعت مورد اشاره، دارای تغییراتی پرشی عجیب است. چنانچه این موقعیت‌ها را بر روی نقشه ترسیم نمایید، به نظر خواهد رسید که شما در طول مدت یک ساعت مورد اشاره، «در طول زمان» به طور مداوم در حال جابجا شدن (پرش از یک نقطه به نقطه‌ای دیگر در طول زمان) بوده‌اید! در حالی که در واقعیت امر، شما به صورت ساکن در گوشه‌ای از این پارکینگ و درون خودروی خاموش خود نشسته‌اید و موقعیت واقعی (حقیقی) شما نسبت به زمان تغییری نداشته است.



**شکل (۴-۲۵)** چنانچه در یک نقطه ثابت باشید و دستگاه گیرنده GPS خود را روشن می‌کنید و موقعیت خود را، که توسط گیرنده GPS گزارش می‌شود را به مدت یک ساعت و هر چند دقیقه یک بار ثبت نمایید؛ همانطور که نشان داده شده است، به واسطه خطاهایی که پیش از این گفته شد، موقعیت دریافتی شما، در طول این مدت زمان یک ساعت مورد اشاره، دارای تغییرات پرشی عجیبی می‌باشد. موقعیت واقعی و ثابت شما بر روی این شکل با یک ستاره توفالی و موقعیت‌های فطدار و گزارش شده توسط گیرنده GPS با یک ستاره توپر نشان داده شده است.

<sup>۳۵</sup> Reference Receiver

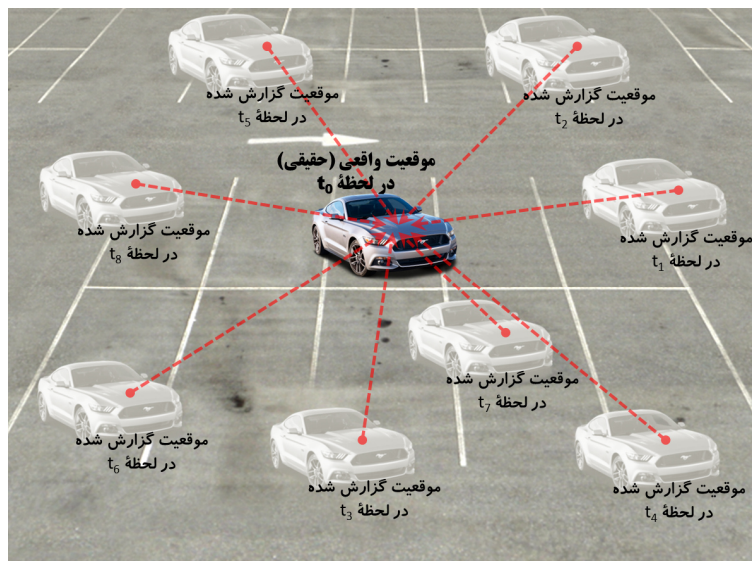
<sup>۳۶</sup> Differential GPS





شکل (۱۴-۲۶) تصویری از آنچه که در عمل و با استفاده از داده‌های فروبی گزارش شده توسط یک گیرنده ثابت GPS در طول زمان رخ می‌دهد.

حالت دیگری 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 (حقیقی) خود را از قبل به دقت و به درستی می‌دانید (مثلاً از قبل می‌دانید که در بالای پنجمین پل از سی و سه پل اصفهان با یک موقعیت مشخص و ثابت نسبت به زمان قرار دارید). این بدان معناست در صورتی که خروجی گیرنده GPS شما، نظیر آنچه که پیش از این در شکل (۴-۲۶) نشان داده شد، به صورت غیرواقعی در طول زمان دارای پرش باشد، خوشبختانه شما قادر به تعیین دقیق میزان «تصحیح» مورد نیاز جهت اصلاح خطای میان موقعیت حقیقی شما و موقعیت گزارش شده توسط «گیرنده GPS مرجع» موجود در آن پارکینگ خواهید بود. این «تصحیح» یک «تصحیح تفاضلی» بوده و از میزان تصحیح گزارش شده توسط آن «گیرنده GPS مرجع» می‌توان برای تصحیح موقعیت‌های گزارش شده توسط دیگر گیرنده‌های GPS واقع در همان محل حضور شما - مثلاً برای تمام گیرنده‌های موجود در آن پارکینگ - استفاده نموده 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.



شکل (۱۴-۲۷) اندازه و راستای «تصحیح تفاضلی» مورد نیاز برای اصلاح خطای گزارش موقعیت در هر لحظه که با بردار نشان داده شده است.

در اینجا، گیرنده GPS مرجع یا راساً نسبت به جستجوی موقعیت محلی خود (توسط سیستم‌های نصب شده محلی) اقدام می‌کند و یا آنکه اطلاعات مربوط به موقعیت دقیق واقعی (حقیقی) این گیرنده، توسط اعداد و ارقام وارد شده توسط کاربر به گیرنده داده شده تا در داخل گیرنده ذخیره گردد تا خود گیرنده مرجع از میزان خطای موقعیت‌یابی خود در آن نقطه مطلع شود. 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>۳۷</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 منابع خطایی 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 اقدام می‌کند. دیگر گیرنده‌ها، که به آنها «گیرنده کاربر<sup>۳۸</sup>» و یا به طور خلاصه «کاربر» و یا «گیرنده سیار<sup>۳۹</sup>» نیز گفته می‌شود، از این مقادیر دریافتی جهت تصحیح مشاهدات شبه فاصله پیش از گزارش موقعیت خود استفاده می‌کنند. بدیهی است که شبه فاصله‌های مشاهده شده توسط کاربران واقع در منطقه حضور این گیرنده مرجع، متأثر از شکل مشابه و یکسانی 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، مجدداً 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 ماهواره از روی جواب نهایی مربوط به محاسبات موقعیت‌یابی حذف خواهند شد.
- همانطور که پیش از این گفته شد، خطاهای موجود در «شبه فاصله محاسباتی» ناشی 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 ماهواره‌ای عبوری از داخل لایه 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

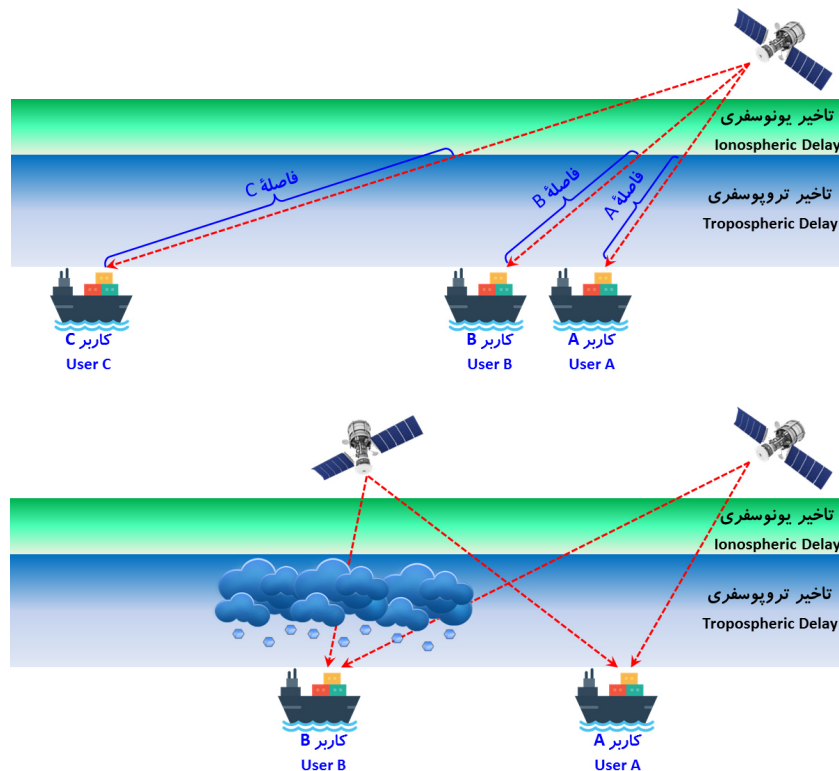
<sup>۳۷</sup> Model Range

<sup>۳۸</sup> User Receiver

<sup>۳۹</sup> Rover Receiver

یونوسفر تا حدی متفاوت از یکدیگر هستند، لیکن تصحیحات مورد استفاده در DGPS نیز منجر به تصحیح این خطاها خواهند شد.

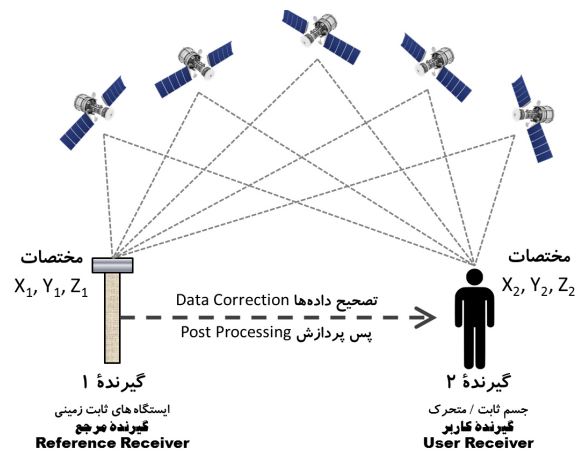
بر خلاف آنچه که برای اثرات یونوسفر گفته شد، خطاهای منتج از اثرات تروپوسفر لزوماً بین دو گیرنده یکسان نیستند؛ این امر به دو دلیل است: اولاً لایه تروپوسفر در ارتفاع به مراتب پایینتر از سطح زمین قرار دارد و از سطح زمین به سمت بالا کشیده شده است. بنابراین مسیر حرکت سیگنال در داخل لایه تروپوسفر با افزایش 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 تأثیرات 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 تأثیر 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 نیز خواهد بود، 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.



**شکل (۲۸-۴)** شکل بالا، 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؛ به فاصله بزرگتر C در مقایسه با فاصله A و B نشان داده شده در این شکل (که به واسطه دور شدن کاربر C از دو کاربر A و B است) توجه نمایید. شکل پایین: مضمون 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 تأثیرات 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.

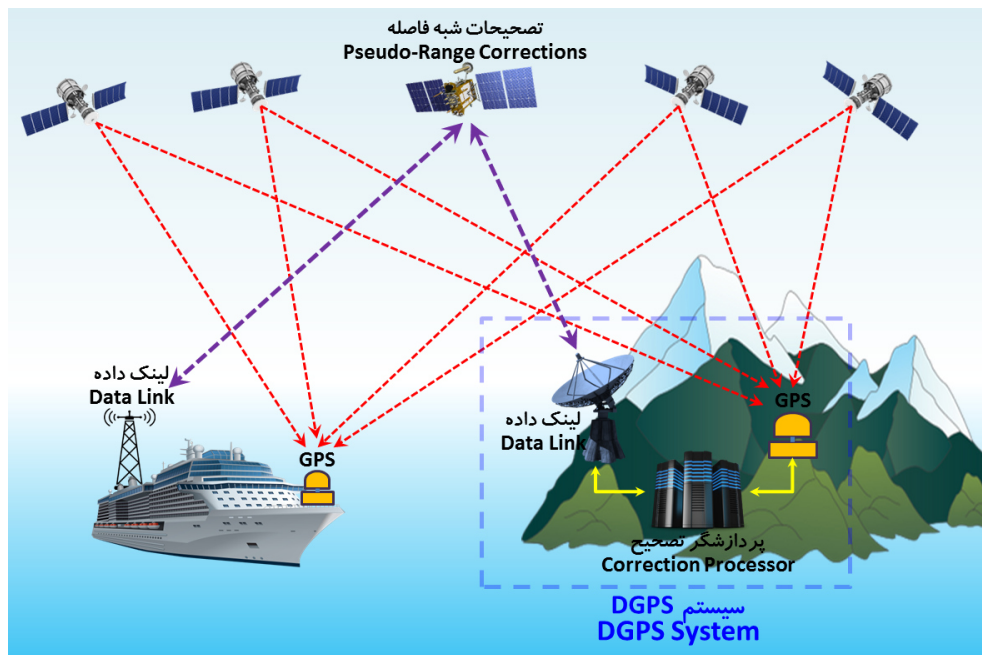
- دیگر خطای مرتبط با مسیر سیگنال، خطای چندمسیری است که یک خطای کاملاً منحصر به فرد است. از آنجا که این خطا مربوط به کپی‌های چندگانه از یک سیگنال یکسان است که به یک نقطه از فضا، اما در زمان‌های متفاوت، رسیده است، این اثر در واقع نوعی خطای ناشی از «تداخل سیگنال»<sup>۴۰</sup> است؛ امروزه به خوبی نشان داده 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 به حداقل کاهش داد؛ به بیان دیگر، با هدف قرار گرفتن گیرنده مربوطه 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 - می‌توان انتظار داشت که اندازه این خطا به میزان قابل توجهی کاهش یابد. طراحی یک 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 فواصل نزدیک به گیرنده مرجع، موثرتر از نواحی دورتر از آن است، لذا گیرنده‌های مرجع GPS، اغلب در نزدیکی دهانه ورودی بنادر و یا در نزدیکی فرودگاه‌ها نصب می‌شوند تا کشتی‌ها و هواپیماهای به کار برنده فناوری ناوبری ماهواره‌ای، در مهمترین بخش از محاسبات ناوبری خود (که همان تقرب به سمت بندر یا فرودگاه مورد نظر است)، دارای حداقل خطا باشند. البته همانطور که در شکل (۴-۲۹) 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. انتظار بر این است که دقت محاسبات ناوبری در روش DGPS، در مرتبه  $0.3$  الی  $5$  متر به صورت افقی باشد.



**شکل (۴-۲۹)** (است: 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 فضاهاى مملی گیرنده‌های GPS و سپس انتشار اطلاعات مربوط به تصحیح «مدل فضا» برای تمام گیرنده‌های موجود در یک منطقه جغرافیایی ممدود 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 ساختمان نسبتاً مرتفع نسبت به دیگر ساختمان‌های اطراف قرار گرفته است.

<sup>۴۰</sup> Signal Interference

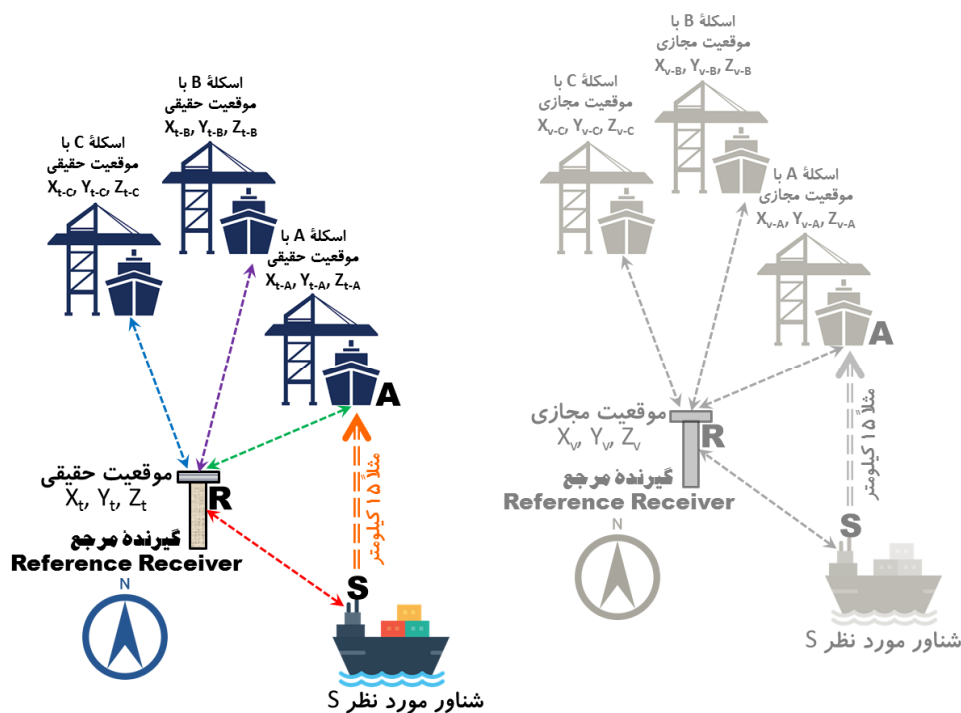


شکل (۱۴-۳۰) از آنجا که میزان تصحیحات مناسبه شده در فواصل نزدیک به گیرنده مرجع، موثرتر از نوامی دورتر از آن است، لذا گیرنده‌های مرجع GPS، اغلب در نزدیکی دهانه ورودی بندر و یا در نزدیکی فرودگاه‌ها نصب می‌شوند تا کشتی‌ها و هواپیماهای به کار برنده فناوری ناوبری ماهواره‌ای، در مهمترین بفتش از مناسبات ناوبری خود (که همان تقرب به سمت بندر یا فرودگاه مورد نظر است)، دارای مداقل فضا باشند.

- خطاهایی که در مدارات و تجهیزات داخل گیرنده مورد استفاده در DGPS با آنها مواجهیم، عبارتند از خطاهای ناشی از ساعت‌های گیرنده 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 آفست 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 آفست ساعت لحاظ می‌کند تا بر روی دقت محاسبات مختصات موقعیت X و Y و Z گیرنده 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 آفست 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 البته به طور مستقیم به اطراف منتشر می‌شوند و بر روی محاسبات از روی هر ماهواره، متناسب با موقعیت هندسی آن ماهواره، تاثیرگذار هستند؛ به عنوان مثال، چنانچه موقعیت

گزارش شده توسط گیرنده مرجع، شمالی تر از موقعیت حقیقی و واقعی آن باشد، در اینصورت، تاثیر بر روی ماهواره‌های موجود در شمال گیرنده، در جهت مخالف با تاثیر بر روی ماهواره‌های موجود در جنوب گیرنده است. ماهواره‌هایی که مستقیماً در شرق و یا غرب موقعیت مزبور قرار داشته باشند، هیچ تفاوت معناداری از بابت تصحیحات خطاهای اینچینی 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 می‌تواند مفید نیز باشد؛ حالتی را در نظر بگیرید که در آن، نقشه‌یابی 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 شود، همین خطای موقعیت منتشر شده عیناً به کلیه گیرنده‌های کاربر موجود در آن منطقه منتقل شده و از همینرو، نقاط نقشه‌یابی شده نسبت به مرجع خطادار دارای موقعیت‌های نسبی و البته دقیقی بوده و به هیچ تبدیل و تصحیحی احتیاج نخواهد بود. به همین دلیل است که در بنادر و فرودگاه‌ها، 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 به سمت نقطه مشخصی از 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.



**شکل (۱۴-۱۳۱)** در فرآیند موقعیت‌یابی با استفاده از فناوری DGPS، هرگونه خطا در موقعیت «گیرنده مرجع»، برای تمام «گیرنده‌های کاربر» موهوم در آن منطقه یکسان بوده و از آنجا که موقعیت «گیرنده‌های کاربر» نسبت به «گیرنده مرجع» - متی در وضعیتی که موقعیت «گیرنده مرجع» فطادار باشد - منجر به بروز خطا در «موقعیت نسبی» گیرنده‌های کاربر نسبت به گیرنده مرجع نخواهد شد؛ در شکل سمت چپ، موقعیت «گیرنده مرجع» یک موقعیت دقیقی و درست بوده و در شکل سمت راست، این موقعیت یک موقعیت فطادار و مجازی است. لیکن بردار جابجایی SA لازم برای هدایت شناور مورد نظر S به سمت اسکله A در هر دو شکل راست و چپ، یک بردار یکسان است (یادآوری از فیزیک دبیرستان: بردار جابجایی، دارای سه مشخصه مهم است: راستا و جهت و اندازه)؛ به بیان دیگر، کافی است که متصدی هدایت کشتی‌ها در بندر مورد نظر، متی با این فرض که موقعیت «گیرنده مرجع» دارای خطا است، به شناور مورد نظر S دستور دهد تا به میزان ۱۵ کیلومتر به سمت شمال حرکت کند تا دقیقاً در اسکله A پهلو بگیرد.

- از طرفی، تاثیر وجود هرگونه خطای احتمالی در سالنمای نجومی ماهواره‌ها، خود را به صورت یک خطا در فاصله مدلی نشان خواهد داد؛ چرا که خود مشاهدات، بدون توجه به موقعیت اعلامی ماهواره صورت می‌پذیرند. با این وجود، اثرات آنها را می‌توان در تصحیحات انجام شده، مشاهده نموده و از آنجا که گیرنده کاربر در همان زمان، از موقعیت غیرصحیح یکسانی از ماهواره جهت تبدیل شبه فاصله به موقعیت‌های خود استفاده می‌کند، این خطاها در هنگام محاسبات موقعیت‌یابی 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 موقعیت‌یابی با استفاده از DGPS جبران‌سازی و حذف خواهند شد.

امروزه شرکت‌ها و موسسات زیادی هستند که خدمات GPS تفاضلی (یا همان DGPS) را ارائه داده و با استفاده از این «تصحیح تفاضلی» قادر خواهیم بود که حتی با استفاده از گیرنده‌های ارزان‌قیمت نیز بتوان موقعیت یک گیرنده GPS را با خطای کمتر از یک متر (و حتی با خطایی در مرتبه چند سانتی‌متر) تعیین نماییم. قیمت امروزی تجهیزات به کار برنده این روش، عموماً بین ۵۰۰ تا ۱۲ هزار دلار (بسته به تجهیزات و نرم‌افزارهای پردازشی مورد نیاز) خواهد بود.

### معرفی ناوبری با استفاده از موقعیت فازی تفاضلی

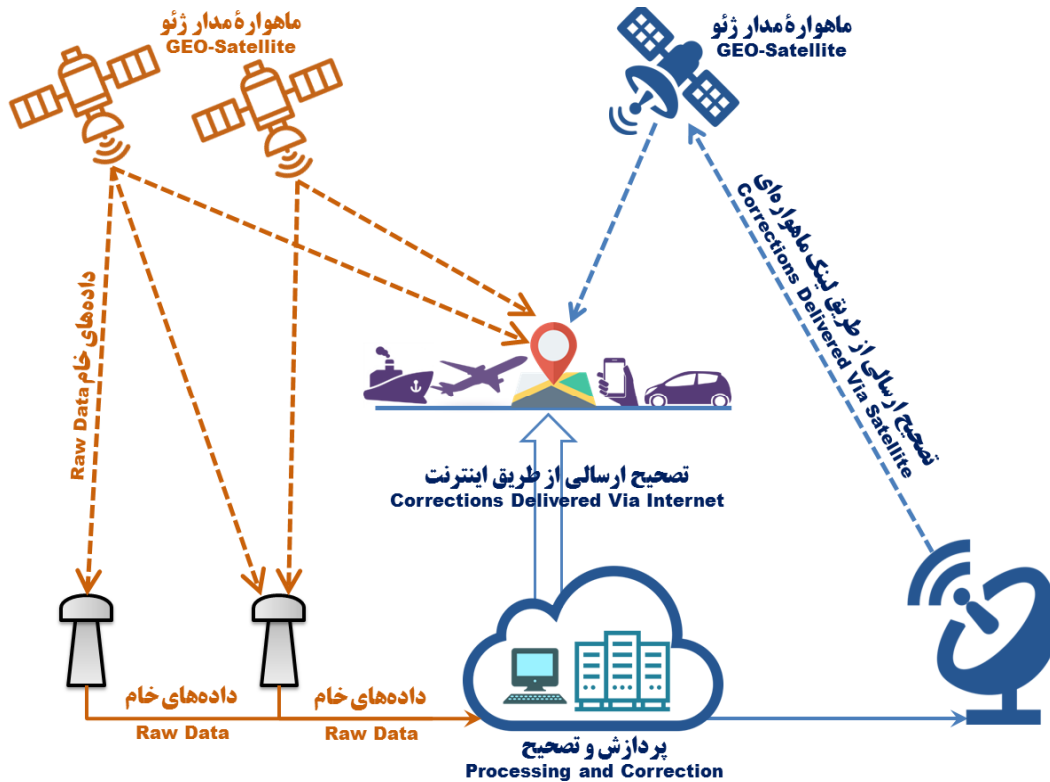
در این روش ناوبری، به حداقل دو عدد گیرنده دو فرکانسی  $L_1/L_2$  (یکی به عنوان گیرنده مبنا و دیگری به عنوان گیرنده سیار) احتیاج است. گیرنده مبنا بر روی یک موقعیت مشخص و از پیش تعیین شده نصب شده و با استفاده از امواج رادیویی و یا ارتباط اینترنتی و امثال آن، تصحیحات موقعیتی لازم را به گیرنده سیار ارسال می‌کند. در این روش، گیرنده مبنا دوفرکانسی، نه فقط تصحیحات خود را بر مبنای محاسبات فرکانسی  $L_1$  و  $L_2$  ارسال می‌کند، 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 می‌شود، با این تفاوت که فاصله میان ماهواره‌ها به واسطه استفاده از کانال‌های دوفرکانسی  $L_1$  و  $L_2$  نیز محاسبه می‌شوند. دقت محاسبات ناوبری در این روش، بهتر از  $0.2$  سانتی‌متر 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 می‌گیرد. قیمت تجهیزات به کار برنده این روش، عموماً بین ۲۰ هزار تا ۵۰ هزار دلار (بسته به تجهیزات و آموزش و نرم‌افزار مورد نیاز) خواهد بود.

### تشریح نحوه کارکرد سیستم‌های SBAS

سیستم‌های SBAS از لحاظ نحوه کارکرد، شبیه به DGPS بوده، با این تفاوت که به جای استفاده از ایستگاه‌های ثابت زمینی، تصحیح داده‌های ناوبری به کمک ماهواره‌های مستقر در مدار GEO حول کره زمین که مجهز به ترنسپوندر<sup>۴۱</sup> (یا در اصطلاح تراپری کننده) بوده و سیگنال‌های خود را در همان باند و البته با همان فرمت اطلاعاتی ارسال از سمت ماهواره‌های GNSS ارسال می‌کنند. بنابراین سیگنال‌های SBAS توسط یکی از کانال‌های مرسوم موجود در گیرنده‌های GPS رمزگشایی شده و دیگر نیازی به استفاده از یک گیرنده مرجع دوم (نظیر آنچه که در DGPS به آن نیاز است) نخواهد بود و همانطور که در شکل (۴-۳۲) نشان داده شده است، سیگنال‌های ناوبری مورد نیاز در گیرنده

<sup>۴۱</sup> Transponder

مورد نظر از طریق ماهواره‌های GEO دریافت می‌شود.<sup>۴۲</sup> همزمان نیز تصحیحات لازم برای اصلاح خطاهای ناوبری توسط ارتباط اینترنتی و / یا از طریق لینک ماهواره‌ای برای گیرنده مزبور ارسال خواهد شد تا به صورت منطقه‌ای (در محدوده تحت پوشش سیستم SBAS مورد نظر)، بتوان به دقت‌های ناوبری بسیار بالا و البته باورنکردنی دست یافت.



شکل (۱۴-۳۲) شماتیکی از نحوه کارکرد سیستم SBAS طراحی شده توسط استرالیا و نیوزلند که قادر به تعیین موقعیت یک نقطه بر روی زمین با دقت باورنکردنی ۱۰ سانتی‌متر در محدوده کشورهای مزبور خواهد بود.

### تشریح نحوه کارکرد سیستم‌های LAAS<sup>۴۳</sup> و GBAS<sup>۴۴</sup>

در سیستم LAAS که برای کمک به ناوبری دقیق هواپیماهای مسافربری بالاخص در هنگام نشست و برخاست در باند فرودگاه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند، از یک سری گیرنده‌های موضعی GPS - که موقعیت آنها از قبل با دقت بسیار بالا تعیین شده است - استفاده می‌شود. از سیگنال‌های دریافتی توسط این گیرنده‌ها برای محاسبه موقعیت همین ایستگاه‌های زمینی LAAS استفاده شده و این موقعیت با موقعیت دقیقی که از پیش مشخص شده بود، مقایسه می‌شود.

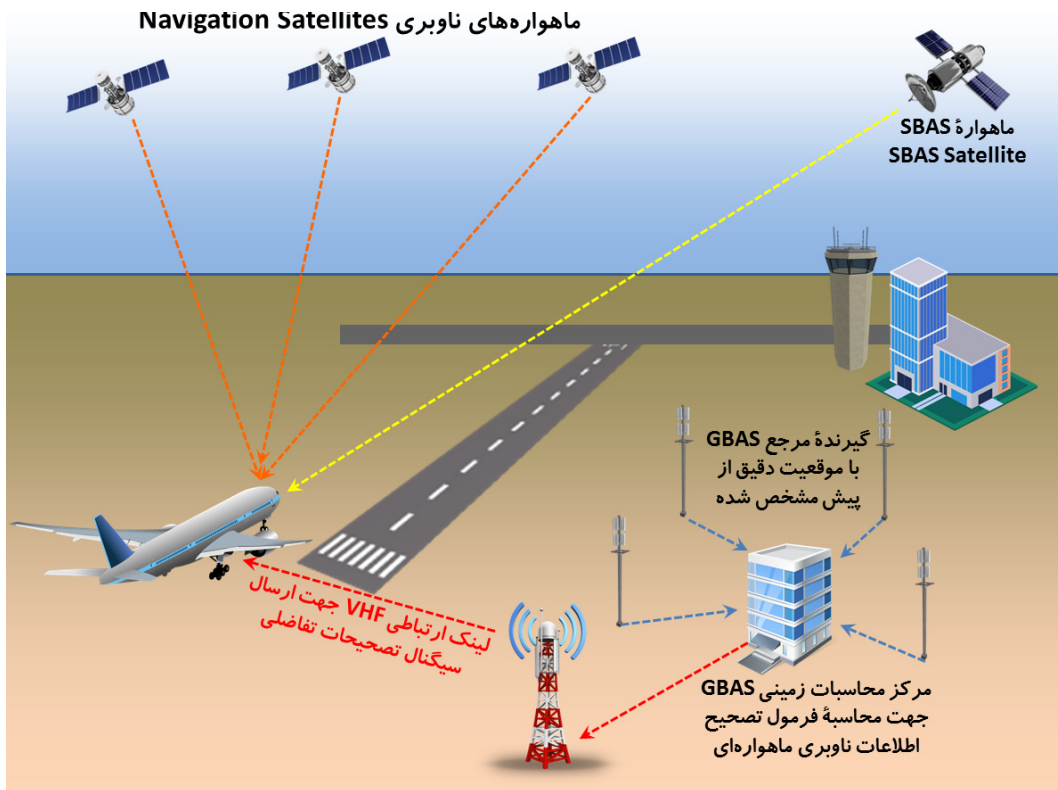
<sup>۴۲</sup> مدار زمین‌آهنگ که به آن مدار قطبی زمین ایستا و یا در اصطلاح Geosynchronous Equatorial Orbit (یا به اختصار مدار GEO) نیز گفته می‌شود، مداری است که در ارتفاع ۳۵۷۸۶ کیلومتری بالاتر از سطح دریاهای آزاد و دقیقاً بر فراز خط استوای کره زمین قرار دارد. به واسطه آنکه سرعت چرخش لازم برای قرارگیری ماهواره‌هایی که در این مدار قرار می‌گیرند، بایستی دقیقاً برابر سرعت چرخش زمین باشد، لذا هر ماهواره‌ای که در مدار GEO قرار گرفته باشد، از دید ناظری که بر روی زمین قرار دارد، ثابت به نظر رسیده و همواره می‌توان یک خط ثابت و بدون تغییر نسبت به زمان، میان ناظر مزبور بر روی زمین و ماهواره‌ای که در مدار GEO قرار گرفته است، ترسیم نمود. بدیهی است که گیرنده‌های شبکه‌های تلویزیونی ماهواره‌ای، آنتن و یا در اصطلاح دیش خود را به سمت یکی از ماهواره‌های تلویزیونی قرار گرفته در این مدار تنظیم می‌کنند و اگر قرار بود وضعیت این ماهواره‌ها (علی‌رغم چرخش با سرعت بالا به دور زمین) نسبت به ناظر زمینی (یا همان آنتن ماهواره) در طول زمان تغییر می‌کرد، بایستی تنظیم راستای آنتن (دیش) ماهواره به صورت لحظه‌به‌لحظه صورت گرفته و همیشه آنتن (دیش) ماهواره بایستی در حال تعقیب مسیر حرکت ماهواره در طول آسمان می‌بود که غیرممکن به نظر می‌رسد.

<sup>۴۳</sup> Local Area Augmentation System

<sup>۴۴</sup> Ground Based Augmentation System



از این اطلاعات برای محاسبه فرمول تصحیح اطلاعات ناوبری ماهواره‌ای و ارسال به کاربران موجود در منطقه تحت پوشش این سیستم (بالاخص هواپیماهایی که قصد نشست و برخاست در آن فرودگاه را دارند) به کمک یک لینک ارتباطی VHF استفاده می‌شود. گیرنده‌ای که بر روی هواپیمای مسافربری نصب شده است، از این اطلاعات برای تصحیح سیگنال‌های GPS دریافتی خود استفاده می‌نماید. از این سیستم برای تقلیل و یا حذف برخی تهدیدات احتمالی از نوع ایجاد اختلال در ناوبری هواپیماهای مسافربری در منطقه تحت پوشش این سیستم نیز استفاده می‌شود. اداره هوانوردی فدرال آمریکا، FAA<sup>۴۵</sup>، به جای استفاده از عبارت LAAS، از عبارت معادل GBAS استفاده می‌نماید.



**شکل (۱۴-۳۳) شماتیکی از نحوه کارکرد سیستم GBAS مورد استفاده برای تصحیح فضای ناوبری ماهواره‌ای در فرودگاه‌ها به منظور تقلیل و یا حذف برخی تهدیدات احتمالی از نوع ایجاد اختلال در ناوبری هواپیماهای مسافربری در منطقه تحت پوشش این سیستم**

## تشریح خطای محاسبات سرعت توسط یک گیرنده GNSS

در اغلب گیرنده‌های GNSS تک فرکانسی، محاسبه سرعت به دو روش متفاوت صورت می‌پذیرد:

۱- مشتق‌گیری از دو موقعیت متوالی (یعنی تخمین زدن مشتق زمانی موقعیت گیرنده)

۲- استفاده از اندازه‌گیری اثرات داپلر متناسب با حرکت نسبی میان کاربر و ماهواره

روش اول، ساده‌ترین روش برای اجرا و پیاده‌سازی در یک گیرنده GNSS است، ولی اندازه خطای محاسبه سرعت آن در مرتبه ۱ متر بر ثانیه (به واسطه دقت موقعیت وابسته به اندازه شبه فاصله) است. لیکن، «جابجایی فرکانس داپلر سیگنال دریافتی» که به واسطه حرکت نسبی میان گیرنده GNSS و ماهواره ایجاد می‌شود، دارای دقتی در مرتبه چند سانتی‌متر بر ثانیه است. در برخی کاربردهای خاص (نظیر ناوبری در اجسام متحرک با دینامیک سریع) دقت روش‌های پیش‌بین در تخمین سرعت با استفاده از گیرنده‌های GNSS، برای انجام محاسبات ناوبری کافی نبوده و از همین رو به استفاده از دیگر روش‌های محاسبه سرعت که دارای دقت محاسباتی بالاتری در هنگام اجرای مانورهای دینامیکی نیاز است، احتیاج خواهد شد.



**شکل (۴-۱۳۴)** در برخی کاربردهای فاص که با مانورها و دینامیک‌های سریع و متغیر نسبت به زمان مواجه هستیم، استفاده از روش‌های پیش‌بین در تخمین اندازه سرعت با استفاده از گیرنده‌های GNSS دیگر جوابگوی دقت مورد نیاز برای محاسبات ناوبری نمی‌باشد.

یکی از روش‌های بهبود در محاسبات سرعت مبتنی بر خروجی ناوبری GNSS، پردازش «تفاوت‌های اندازه‌گیری‌های فاز حامل متوالی»<sup>۴۶</sup> است که در اصطلاح TDCP<sup>۴۷</sup> نیز نامیده می‌شود؛ در این روش، دقت محاسبات سرعت به میزان حداقل ۱۰ برابر بهتر از دقت محاسبات بر پایه «اندازه‌گیری اثرات داپلر متناسب با حرکت نسبی میان کاربر و ماهواره» است. در ادامه، به بررسی روش‌های کلاسیک تخمین سرعت پیاده‌سازی شده در گیرنده‌های تک فرکانسی و نیز به تشریح دقت‌های قابل حصول در هر روش خواهیم پرداخت. همچنین در خصوص روش‌های TDCP و مزایای آن نیز توضیحاتی ارائه شده است.

### بیان محاسباتی چگونگی به دست آوردن سرعت از روی خروجی‌های گیرنده‌های GNSS

در ابتدا، اندازه سرعت لحظه‌ای گیرنده GNSS را با  $\vec{v}_u$  نمایش داده و آن را به صورت مشتق زمانی موقعیت  $\vec{r}_u$  مربوط به گیرنده GNSS تعریف می‌نماییم:

$$\vec{v}_u = \frac{d}{dt}(\vec{r}_u) = (v_{xu}, v_{yu}, v_{zu}) \quad (۴-۶)$$

چنانچه بر طبق آنچه که در شکل (۴-۳۶) نشان داده شده است،  $\vec{r}_u(t_1)$  و  $\vec{r}_u(t_2)$  را که بیانگر موقعیت‌های گیرنده

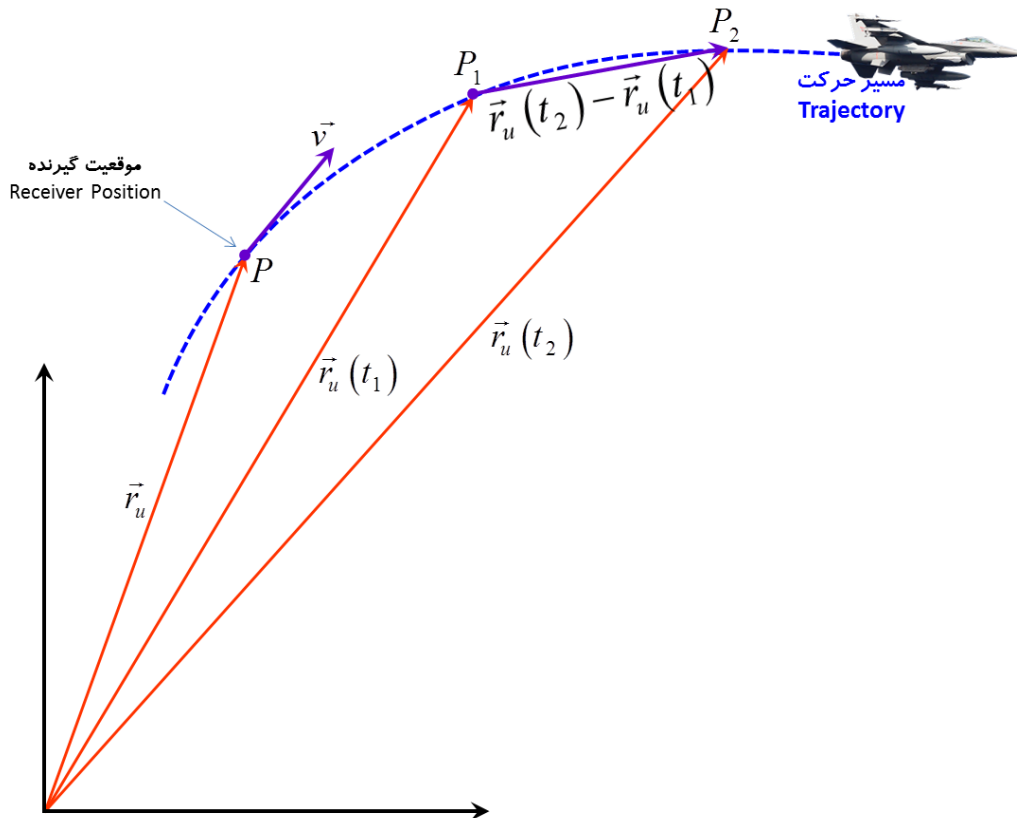
<sup>۴۶</sup> Consecutive Carrier Phase Measurements

<sup>۴۷</sup> Time Differenced Carrier Phase

GNSS در دو نقطه (دو «مبداء»<sup>۴۸</sup>) هستند، در نظر بگیریم، در اینصورت، اندازهٔ سرعت متوسط،  $\vec{v}_{ave.}$  از رابطهٔ (۷-۴) به دست خواهد آمد:

$$\vec{v}_{ave.} = \frac{\vec{r}_u(t_1) - \vec{r}_u(t_2)}{t_2 - t_1} \quad (7-4)$$

سرعت متوسط،  $\vec{v}_{ave.}$  یک تخمین از سرعت لحظه‌ای جسم متحرک (کاربر) مورد نظر بوده و چنانچه اندازهٔ بازهٔ زمانی که بر روی آن مشتق‌گیری صورت گرفته است، یعنی بازهٔ  $(t_2 - t_1)$ ، به اندازهٔ کافی کوچک باشد و یا آنکه شتاب سرعت نداشته باشیم (یعنی حرکت مستقیم‌الخط با سرعت ثابت)، در اینصورت اندازهٔ سرعت متوسط برابر همان اندازهٔ سرعت لحظه‌ای خواهد شد.



**شکل (۱۴-۱۳۵) شماتیکی از مسیر حرکت یک جسم پرسرعت (نشان داده شده به رنگ آبی) و بردارهای موقعیت (نشان داده شده به رنگ نارنجی) و بردارهای سرعت (نشان داده شده به رنگ بنفش) در دستگاه مختصات اینرسی**

چنانچه موقعیت‌ها با استفاده از روش‌های موقعیت‌یابی تک نقطه‌ای، یا در اصطلاح SPP، و با دقتی در مرتبهٔ متر به دست بیایند و چنانچه اندازهٔ بازهٔ زمانی مشتق‌گیری در مرتبهٔ یک ثانیه باشد، در اینصورت دقت محاسبهٔ سرعت در مرتبهٔ چند متر بر ثانیه خواهد شد<sup>۴۹</sup>. اما در کاربردهایی که به تعیین دقیق اندازهٔ سرعت به صورت بلادرنگ احتیاج باشد، بایستی روش‌های متفاوتی مد نظر قرار گیرد؛ پدیدهٔ «جابجایی داپلر» که بر روی فرکانس سیگنال دریافتی از یک ماهوارهٔ GNSS تاثیرگذار است، در اثر حرکت نسبی میان ماهوارهٔ GNSS و کاربر ایجاد شده و با تمرکز بر روی این پدیده، می‌توان به اطلاعات ارزشمندی در خصوص حرکت و سرعت گیرندهٔ GNSS دست یافت. بدین صورت که

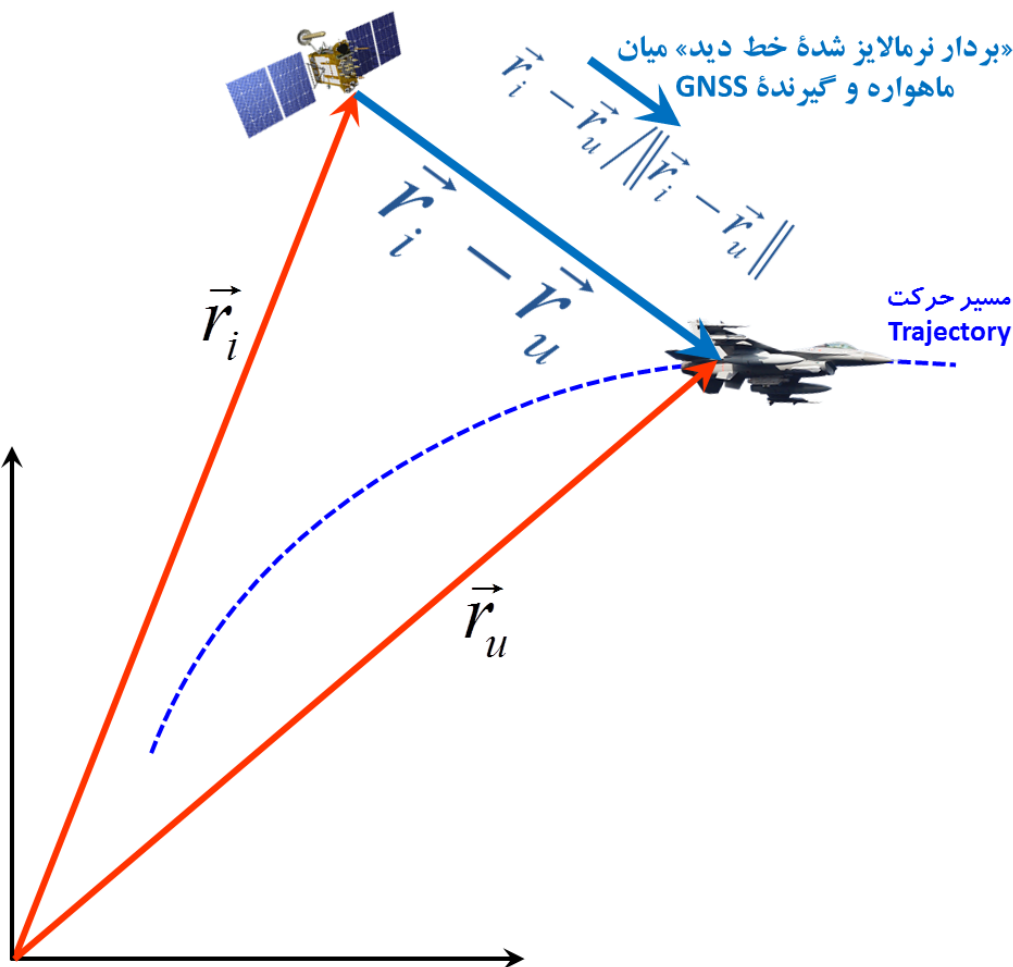
<sup>۴۸</sup> Epoch

<sup>۴۹</sup> - منظور از روش SPP یا در اصطلاح Single Point Positioning آن است که با در اختیار داشتن یک گیرنده و با کمک گرفتن از سیگنال‌های دریافتی از لااقل ۴ عدد ماهواره (سیگنال‌هایی که به صورت همزمان دریافت شده‌اند) بتوان موقعیت خود را با دقت مناسبی به دست آوریم.

چنانچه  $f_{Ti}$  و  $f_{Ri}$  به ترتیب بیانگر فرکانس‌های سیگنال‌های ارسالی و دریافتی از I-آمین ماهواره باشد، در اینصورت اندازه «جابجایی داپلر» از روی رابطه (۴-۸) به دست خواهد آمد:

$$D_i = f_{Ri} - f_{Ti} = -\frac{f_{Ti}}{c} \cdot \left[ (\vec{v}_i - \vec{v}_u) * \frac{\vec{r}_i - \vec{r}_u}{\|\vec{r}_i - \vec{r}_u\|} \right] \quad (۴-۸)$$

که در آن، \* بیانگر «ضرب نقطه‌ای»<sup>۵۰</sup> دو بردار  $(\vec{v}_i - \vec{v}_u)$  و  $\vec{r}_i - \vec{r}_u / \|\vec{r}_i - \vec{r}_u\|$  بوده و  $\|\vec{r}_i - \vec{r}_u\|$  نیز بیانگر «پراتور نرم»<sup>۵۱</sup> بوده و  $c$  نیز بیانگر اندازه سرعت نور بوده و  $\vec{r}_i$  و  $\vec{v}_i$  نیز به ترتیب بیانگر موقعیت و سرعت I-آمین ماهواره هستند. به جمله  $\vec{r}_i - \vec{r}_u / \|\vec{r}_i - \vec{r}_u\|$  در اصطلاح «بردار نرمالایز شده خط دید»<sup>۵۲</sup> میان ماهواره و گیرنده GNSS گفته شده و این جمله را می‌توان به صورت  $\vec{\psi}_i = (\psi_x, \psi_y, \psi_z)$  نیز نمایش داد؛ در اینصورت  $(\vec{v}_i - \vec{v}_u) * \frac{\vec{r}_i - \vec{r}_u}{\|\vec{r}_i - \vec{r}_u\|}$  بیانگر «مولفه سرعت نسبی تصویر شده بر راستای بردار  $\vec{\psi}_i$ » خواهد بود.



شکل (۴-۳۶) شماتیکی از وضعیت نسبی میان I-آمین ماهواره و گیرنده GNSS و «بردار نرمالایز شده خط دید» میان ماهواره مزبور و گیرنده GNSS

<sup>۵۰</sup> Dot Product

<sup>۵۱</sup> Norm Operator

<sup>۵۲</sup> Normalized Line of Sight Vector

حال با چشم پوشی نمودن از خطاهای ساعت ماهواره - که آن را به راحتی و توسط ایستگاه‌های زمینی می‌توان تصحیح نمود - در اینصورت فرکانس تولیدی گیرنده GNSS تحت تاثیر نرخ شناوری ساعت گیرنده،  $\dot{t}_u$ ، نسبت به ساعت سیستم GNSS دارای بایاس خواهد شد. این نرخ شناوری منجر به آن خواهد شد که فرکانس دریافتی درک شده (مشاهده شده) از سمت I-آمین ماهواره از رابطه (۹-۴) به دست آید:

$$f_{Ri} = f_i (1 + \dot{t}_u) \quad (9-4)$$

با مقیاس نمودن (یا به نوعی ضرب نمودن) «جابجایی داپلر» بیان شده در رابطه (۸-۴) توسط «طول موج حامل<sup>۵۳</sup>» و جایگزین نمودن در رابطه (۹-۴) به رابطه مربوط به «نرخ شبه فاصله<sup>۵۴</sup>» دست خواهیم یافت:

$$\dot{\rho}_i = (\vec{v}_i - \vec{v}_u) * \vec{\psi}_i + c \delta \dot{t}_u + \varepsilon_{\dot{\rho}_i} \quad (10-4)$$

که در رابطه (۱۰-۴)،  $c \delta \dot{t}_u$  بیانگر شناوری ساعت گیرنده GNSS (مقیاس دهی شده با سرعت نور) بوده و  $\varepsilon_{\dot{\rho}_i}$  نیز بیانگر خطای مشاهدات است. توجه داشته باشید که معادله (۱۰-۴) وابسته به موقعیت فرد مشاهده‌گر است. لازم به ذکر است که این روش موقعیت‌یابی به طور نامناسبی متأثر از هندسه مشاهده‌گر بوده و در مقایسه با دیگر روش‌های فاصله‌یابی، چندان مورد استفاده گیرنده‌های GNSS نمی‌باشد (مگر در مواقعی که به یک تخمین اولیه از موقعیت احتیاج باشد). لیکن در فضای سرعت، با استفاده از معادله مربوط به «نرخ شبه فاصله» می‌توان به جواب دقیقی دست یافت. با بسط دادن «ضرب نقطه‌ای» بیان شده در معادله (۱۰-۴) و با لحاظ نمودن این نکته بسیار مهم که از روی «داده‌های سالنمای نجومی» GNSS (که برای هر ماهواره، مختص و منحصر به همان ماهواره بوده و اطلاعات مربوط به «پارامترهای مدار حرکتی آن ماهواره در فضا»، «عمر داده‌ها»، «ضرایب تصحیح ساعت آن ماهواره» و نیز «موقعیت بسیار دقیق آن ماهواره در آن لحظه» را به صورت منظم و بلادرنگ تامین می‌نماید)، می‌توان اندازه سرعت‌های ماهواره در جهات مختلف را محاسبه نمود، می‌توان متغیر  $d_i$  را به صورت رابطه (۱۱-۴) تعریف نمود:

$$d_i = \dot{\rho}_i - (v_{xi} \times \psi_{xi}) - (v_{yi} \times \psi_{yi}) - (v_{zi} \times \psi_{zi}) \quad (11-4)$$

بنابراین معادله (۱۱-۴) را می‌توان به فرم معادله (۱۲-۴) بازنویسی نمود:

$$d_i = -(v_{xu} \times \psi_{xi}) - (v_{yu} \times \psi_{yi}) - (v_{zu} \times \psi_{zi}) + c \delta \dot{t}_u + \varepsilon_{\dot{\rho}_i} \quad (12-4)$$

سمت راست معادله (۱۲-۴) تابعی از پارامترهای مورد نظر برای محاسبه سرعت گیرنده GNSS (یعنی چهار عدد مجهول  $v_{xu}$  و  $v_{yu}$  و  $v_{zu}$  و  $c \delta \dot{t}_u$ ) است؛ بدیهی است که با استفاده از اندازه‌گیری همزمان اثر «جابجایی داپلر» برای حداقل ۴ عدد ماهواره و با کمک گرفتن از روش‌هایی نظیر روش «حداقل مربعات<sup>۵۵</sup>» و یا روش «فیلتر کالمن<sup>۵۶</sup>» می‌توان اندازه چهار عدد مجهول  $v_{xu}$  و  $v_{yu}$  و  $v_{zu}$  و  $c \delta \dot{t}_u$  را به دست آورد<sup>۵۷</sup>. به راحتی می‌توان نشان داد که هندسه «صورت فلکی» مربوط به پراکندگی ماهواره‌ها، و به طور مشخص DOP مربوط به پراکندگی ماهواره‌ها، بر روی دقت محاسبات سرعت تاثیر گذار است.

یکی از مهمترین عوامل در تعیین دقت / خطای محاسبه سرعت در یک گیرنده GNSS، خطاهای اندازه‌گیری است

<sup>۵۳</sup> Carrier Wavelength

<sup>۵۴</sup> Pseudo range Wavelength

<sup>۵۵</sup> Least Squares

<sup>۵۶</sup> Kalman Filter

<sup>۵۷</sup> - در خصوص فیلتر کالمن، در ادامه همین جزوه توضیحات مفصلی ارائه شده است.

که آن را می‌توان به دو بخش تقسیم نمود:

- خطاهای سیستماتیک مربوط به خطاهای مداری، اتمسفر و غیره
- «نویز اندازه‌گیری»

از آنجا که اثر داپلر، خود به نوعی مرتبط با مشتق زمانی «فاز حامل» است، لذا خطاهای سیستماتیک داپلر در واقع مشتقات زمانی خطاهای «فاز حامل» متناظر هستند. لیکن خوشبختانه این خطاهای سیستماتیک نسبت به زمان به آرامی رشد می‌کنند (معمولاً در مرتبه چند میلی‌متر بر ثانیه). «نویز اندازه‌گیری» نیز به واسطه وقوع پدیده «لغزش موج یا همان جیتر<sup>۵۸</sup>» در «حلقه‌های رهگیری گیرنده<sup>۵۹</sup>» است<sup>۶۰</sup>. در اغلب گیرنده‌های تجاری GNSS، اندازه خطای ناشی از پدیده جیتر، در مرتبه چند سانتی‌متر بر ثانیه بوده و از همینرو این خطا نسبت به خطاهای سیستماتیک (که در مرتبه چند میلی‌متر بر ثانیه هستند) غالب هستند. با لحاظ نمودن این اظهارات، اندازه دقت محاسبات سرعت مورد انتظار با استفاده از داده‌های خام اندازه‌گیری اثر داپلر، نسبت به مقادیر به دست آمده از «فاز حامل» که در قسمت بعدی مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت، در مرتبه چند سانتی‌متر بر ثانیه محسوب خواهد شد.

### تخمین سرعت با استفاده از روش (الگوریتم) TDCP

در مقالات منتشر شده، دو روش مختلف TDCP برای تخمین سرعت ارائه شده است: «سرعت لحظه‌ای<sup>۶۱</sup>» و «تغییرات دقیق موقعیت<sup>۶۲</sup>» که در اصطلاح «دلتای موقعیت<sup>۶۳</sup>» نیز نامیده می‌شود. هر دو روش بر مبنای «اندازه‌گیری فاز حامل» بنا نهاده شده‌اند که در واقع چیزی نیست جز همان «فاز تولیدی به واسطه اختلاف حامل‌های دریافتی از ماهواره و حامل‌های موضعی» که همانطور که در رابطه (۴-۱۳) نشان داده شده است، با ضرب نمودن در «طول موج حامل یا همان  $\lambda$ » می‌توان به تخمینی از فاصله میان ماهواره و گیرنده دست یافت:

$$\lambda\Phi = d + c\delta t_s - c\delta t_u + \lambda N + \varepsilon d_{Eph} - \varepsilon d_{Ion} + \varepsilon d_{Tro} + \eta \quad (4-13)$$

که در آن،  $\lambda$  بیانگر «طول موج حامل»،  $\Phi$  بیانگر «فاز حامل اندازه‌گیری شده بر حسب تعداد سیکل»،  $d$  بیانگر «فاصله هندسی میان ماهواره و گیرنده»،  $c$  بیانگر «سرعت نور»،  $\delta t_s$  بیانگر «بایاس ساعت ماهواره»،  $\delta t_u$  بیانگر «بایاس ساعت گیرنده» و  $N$  بیانگر «عدد صحیح ابهام» است.  $\varepsilon d_{Eph}$  و  $\varepsilon d_{Ion}$  و  $\varepsilon d_{Tro}$  نیز به ترتیب خطاهای ناشی از «داده‌های سالنمای نجومی»، یونوسفر و تروپوسفر هستند.  $\eta$  نیز بیانگر خطاهای ناشی از چند مسیری شدن و نیز نویز گیرنده است.

در اولین روش از الگوریتم TDCP (که در اصطلاح روش «سرعت لحظه‌ای» نیز نامیده شد)، همانطور که در رابطه (۴-۱۴) نشان داده شده است، از اندازه‌گیری فاز حامل برای تخمین جابجایی داپلر استفاده می‌شود:

$$D_i \approx \frac{\Phi_i(t_{j-1}) - \Phi_i(t_{j+1})}{2\Delta t} \quad (4-14)$$

<sup>۵۸</sup> Jitter

<sup>۵۹</sup> Receiver's Tracking Loops

<sup>۶۰</sup> - در الکترونیک و مخابرات، لغزش موج و یا همان جیتر، به هر نوع انحراف یک سیگنال به ظاهر تناوبی از رفتار تناوبی گفته می‌شود. این پدیده در طراحی اغلب تجهیزات مخابراتی، یک رفتار نامطلوب محسوب می‌شود.

<sup>۶۱</sup> Instantaneous Velocity

<sup>۶۲</sup> Precise Position Change

<sup>۶۳</sup> Delta Position

که در آن،  $t_j$  بیانگر مبداء محاسبه سرعت،  $\Delta t$  به نوعی بیانگر «نرخ داده اندازه گیری» و  $\Phi_i$  نیز بیانگر فاز حامل اندازه گیری شده برای  $i$ -امین ماهواره است.

به محض آنکه با استفاده از رابطه (۴-۱۴)، مقدار  $D_i$  محاسبه گردد، نرخ شبه فاصله نیز محاسبه خواهد شد. مزیت این روش آن است که نویز اندازه گیری های فاز حامل را کاهش داده که همین امر منجر به آن خواهد شد اندازه گیری های فاز حامل دارای نویز کمتری نسبت به روش مستقیم اندازه گیری داده های خام اندازه گیری اثر داپلر گردد. در عوض، این روش منجر به ارائه تخمین های دقیقتری برای سرعت خواهد شد. پیش نیازهای این روش عبارتند از:

- تخمین اولیه ای از موقعیت های گیرنده در حداقل دو مبداء متوالی؛ این موقعیت ها که می تواند توسط روش SPP به دست آمده باشند، بایستی دارای دقتی در مرتبه ۱۰ متر باشند تا محاسبات مربوط به سرعت گیرنده، دچار تضییع دقت نشوند.

- محاسبه سرعت ماهواره نیز بایستی دقیق باشد.

این روش تنها به صورت تئوریک می تواند نسبت به ارائه «اندازه سرعت لحظه ای» گیرنده اقدام نماید، چرا که «نرخ متوسط فاز حامل» بر روی دو یا چند بازه نمونه برداری منجر به ارائه یک مقدار متوسط از جابجایی داپلر خواهد شد. با افزایش نرخ داده ها (که عملاً به معنای کاهش  $\Delta t$  است)، و یا با استفاده از الگوریتم های بهتر محاسبه اثر داپلر (که به مراتب پیچیده تر از الگوریتم نشان داده شده در رابطه (۴-۱۴) باشد و مثلاً از روش های «تفاضل مرکزی»<sup>۶۴</sup> مرتبه ۳ و بالاتر از آن استفاده شود) می توان نسبت به رفع محدودیت های محاسباتی موجود اقدام نمود.

دومین روش TDGP که در اصطلاح «تغییرات دقیق موقعیت» یا «دلتهای موقعیت» نیز نامیده می شود، بر مبنای تفاضل زمانی فازهای حامل متوالی مربوط به یک ماهواره یکسان در نرخ داده های کوچک (کوچکتر یا مساوی یک هرتز) بنا نهاده شده است تا از آن برای دستیابی به اطلاعات «دلتهای موقعیت» استفاده نمود. با این فرض که هیچ «لغزش سیکلی»<sup>۶۵</sup> میان دو اندازه گیری متوالی رخ ندهد، در اینصورت تفاضل زمانی میان فازهای حامل منجر به حذف «عدد صحیح ابهام» و نیز منجر به حذف اغلب خطاهای مشترک نظیر خطای بایاس ساعت ماهواره، خطای «داده های سالنمای نجومی»، خطای تروپوسفر و خطای یونوسفر خواهند شد که البته این خطاها نسبت به زمان تغییرات بسیار آهسته ای دارند.

تفاوت میان اندازه گیری های فاز حامل در دو مبداء متوالی  $t_j$  و  $t_{j-1}$  (که در اصطلاح «تفاوت منفرد زمانی» یا  $SD^{66}$  نیز نامیده می شود) توسط رابطه (۴-۱۵) بیان شده است:

$$\lambda \cdot \Delta \Phi = \lambda \cdot [\Phi(t_j) - \Phi(t_{j-1})] = \Delta d + c \Delta \delta t_s + c \Delta \delta t_u + \Delta \varepsilon d_{Eph} - \Delta \varepsilon d_{Ion} + \Delta \varepsilon d_{Tro} + \Delta \eta \quad (4-15)$$

که در آن،  $\Delta$  بیانگر اپراتور تفاضلی است؛ به عنوان مثال،  $\Delta d = d(t_j) - d(t_{j-1})$  بیانگر تغییر فاصله هندسی میان دو مبداء بوده و دیگر جملات مورد اشاره در رابطه (۴-۱۵) نیز به همین ترتیب تعریف می شوند. چنانچه پیش از محاسبات SD، اندازه گیری های مربوط به فاز حامل را با استفاده از الگوریتم تصحیح اتمسفری و تصحیحات مربوط به ساعت ماهواره، تصحیح نماییم، در اینصورت جملات  $c \Delta \delta t_s$  و  $\Delta \varepsilon d_{Ion}$  و  $\Delta \varepsilon d_{Tro}$  و  $\Delta \varepsilon d_{Eph}$  موجود در رابطه (۴-۱۵) قابل چشم پوشی خواهند شد. با توجه به شکل (۴-۳۸)، جمله  $\Delta d$  موجود در رابطه (۴-۱۵) وابسته به «دلتهای موقعیت  $\Delta \vec{T}_i$ » خواهد بود. در همین راستا توجه داشته باشید که:

<sup>۶۴</sup> Central Differences

<sup>۶۵</sup> Cycle Slips

<sup>۶۶</sup> Single Difference

$$d(t_j) = \vec{e}(t_j) * [\vec{r}_s(t_j) - \vec{r}_u(t_j)]$$

$$d(t_{j-1}) = \vec{e}(t_{j-1}) * [\vec{r}_s(t_{j-1}) - \vec{r}_u(t_{j-1})]$$

با کسر نمودن دومین معادله از اولین معادله، آن را می توان به فرم ساده (۴-۱۶) بیان نمود:

$$\Delta d = \Delta D - \Delta g - [\vec{e}(t_j) * \Delta \vec{r}_u] \quad (۴-۱۶)$$

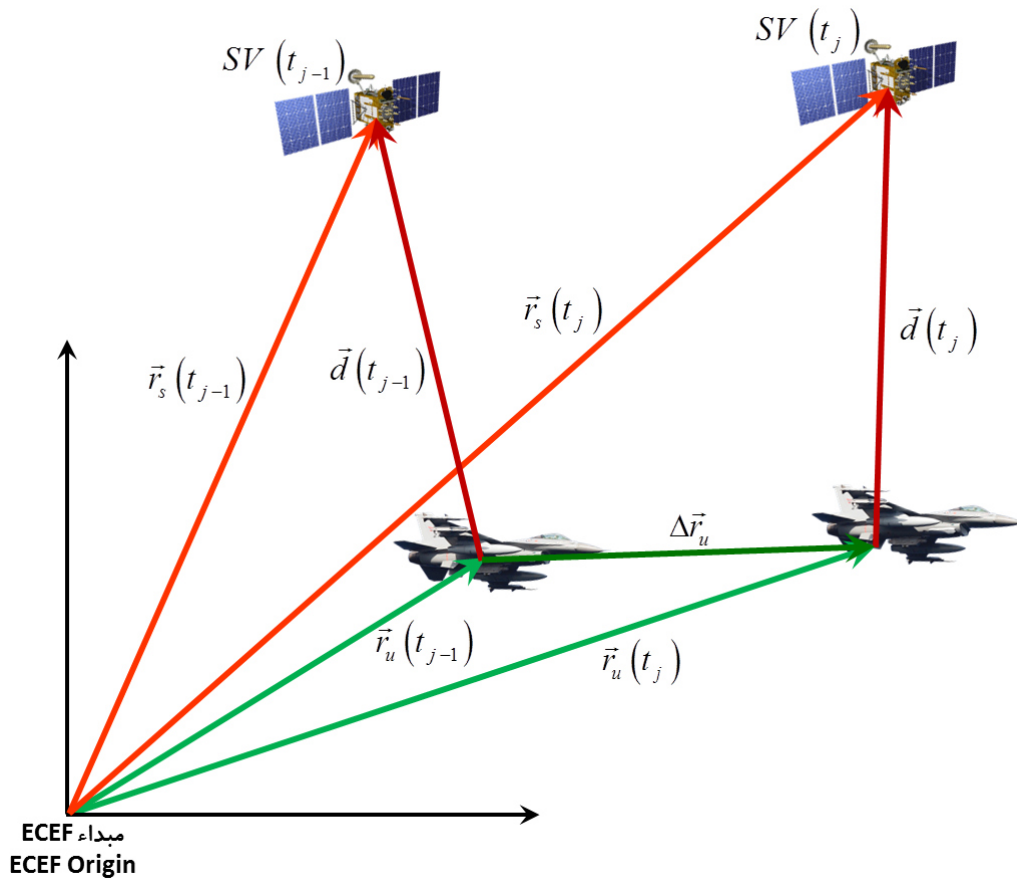
که در آن:

$$\Delta g = [\vec{e}(t_j) * \vec{r}_u(t_{j-1})] - [\vec{e}(t_{j-1}) * \vec{r}_u(t_{j-1})] -$$

است که در واقع به واسطه تغییر در راستای بردار «خط دید» رخ می دهد و

$$\Delta D = [\vec{e}(t_j) * \vec{r}_s(t_j)] - [\vec{e}(t_{j-1}) * \vec{r}_s(t_{j-1})] -$$

دابلر متوسط (ایجاد شده در اثر حرکت نسبی میان ماهواره و گیرنده در طول «خط دید» میان این دو) است.



شکل (۴-۳۷) شمایکی از هندسه نسبی میان ماهواره و گیرنده

در دو مبداء متوالی  $t_j$  و  $t_{j-1}$ ، موقعیت های ماهواره ها با اطلاعات «داده های سالنمای نجومی» و موقعیت های گیرنده با استفاده از الگوریتم های SPP به دست خواهند آمد؛ بنابراین از مقادیر محاسبه شده  $\Delta D$  و  $\Delta g$  برای به دست آوردن مقدار تصحیح شده  $\Delta \tilde{\Phi}^{adj}$  (که قابل مشاهده است) به روش زیر استفاده می شود:

$$\lambda \Delta \tilde{\Phi}^{adj} = \lambda \Delta \tilde{\Phi} - \Delta D + \Delta g = -[\vec{e}(t_j) * \Delta \vec{r}_u] + c \Delta \delta t_u + \Delta \varepsilon \quad (۴-۱۷)$$

معادله (۴-۱۷) همان مدل اندازه گیری TDCP است؛ چنانچه در دو مبداء متوالی، ۴ عدد ماهواره در نقطه دید باشد، در



اینصورت با استفاده از روش‌های تخمین می‌توان به مقادیر مجهولات  $\Delta \vec{r}_u$  و  $\Delta \delta t_u$  دست یابیم. در نهایت نیز از مقدار تخمین زده شده  $\Delta \vec{r}_u$  برای محاسبه سرعت متوسط  $\vec{v}_a$  در بازه زمانی  $\Delta t$  استفاده خواهد شد.

دقت‌های قابل حصول در هر دو روش TDCP عموماً مربوط به کاهش نویز حاصل از فرآیند محاسبه «اندازه‌گیری‌های فاز حامل» مورد استفاده در این روش است؛ به طور خاص، نویز اندازه‌گیری فاز حامل بسیار کوچک بوده و در مرتبه یک میلی‌متر و حتی کوچکتر از آن است. بنابراین زمانی که اثر داپلر با استفاده از رابطه (۴-۱۴) محاسبه شده و یا زمانی که تفاضل موقعیت با استفاده از رابطه (۴-۱۷) محاسبه می‌شود، دقت اندازه‌گیری حاصله نیز مجدداً در مرتبه میلی‌متر خواهد بود. با لحاظ نمودن نرخ داده‌ها در طول یک ثانیه، نویز اندازه‌گیری سرعت/داپلر در مرتبه چند میلی‌متر بر ثانیه خواهد بود که به مراتب از نویز اندازه‌گیری در داده‌های خام اندازه‌گیری اثر داپلر، بهتر خواهد بود.

اما نقطه ضعف روش TDCP آن است که استفاده از الگوریتم‌های تشخیص لغزش یک سیکل و نیز تصحیح (یا دور انداختن آن سیکل) در این روش ضروری است؛ به عنوان مثال با این فرض که از یک گیرنده GPS با فرکانس  $L_1$  استفاده شود (که طول موج آن در حدود ۱۹ سانتی‌متر است) یک «پرش سه سیکلی تشخیص داده نشده» و یک «نرخ داده یک هرتزی»، مجموعاً منجر به خطایی در مرتبه ۶۰ سانتی‌متر بر ثانیه خواهند شد که علاوه بر آنکه بر روی فاز حامل تاثیرگذار است، بر روی سرعت محاسبه شده نیز تاثیرات نامطلوبی به جای خواهد گذاشت.

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

حال که مهمترین ویژگی‌های سیستم‌های ناوبری ماهواره‌ای، GNSS، تشریح گردید، 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) پردازیم.

### 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 می‌شود:

- ۱- استفاده از GPS جهت ناوبری بسیار ساده بوده و به راحتی اطلاعاتی نظیر موقعیت فعلی، جهت (راستای) حرکت، سرعت حرکت، زمان دقیق و امثال آن را در اختیار کاربر قرار می‌دهد.
- ۲- استفاده از GPS با مشکلاتی نظیر انباشتگی خطا در طول زمان (که عموماً در دیگر روش‌های کلاسیک ناوبری نظیر INS با آن مواجه می‌شویم) 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 می‌کند.
- ۴- از GPS می‌توان برای پایش جابجایی نفرات (مثلاً پایش موقعیت فرزندان خردسال در یک پارک بازی یا پایش موقعیت فرزندان در مسیر خانه تا مدرسه و بالعکس 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 می‌شویم) استفاده نمود.
- ۵- هزینه ناوبری به کمک GPS در مقایسه با هزینه ناوبری به کمک دیگر تجهیزات، بسیار اندک است؛ استفاده از گیرنده‌های GPS، به جزء پرداخت هزینه اولیه خرید گیرنده، تقریباً هیچ هزینه دیگری نظیر هزینه کاربری و امثال آن را بر دوش خریدار تحمیل نمی‌کند.
- ۶- جذاب‌ترین مزیت ناوبری به کمک GPS، پوشش ۱۰۰ درصدی کل زمین است؛ هرچند که سیستم‌های ناوبری نظیر گلوناس، بیدو، گالیله و امثال آن، هنوز از برخی محدودیت‌های پوششی برخوردار هستند و البته ادعای طراحان این سیستم‌های ناوبری بر این است که این اندک نواقص نیز به تدریج در حال مرتفع شدن هستند.
- ۷- کالیبراسیون تجهیزات و گیرنده‌های GPS، عموماً به صورت اتوماتیک و در تمام شرایط آب و هوایی و عمدتاً به صورت اتوماتیک انجام شده و از این بابت عموماً نگرانی خاصی از بابت کالیبراسیون این روش ناوبری (بر خلاف نیاز دیگر روش‌های ناوبری نظیر INS به کالیبراسیون) وجود نخواهد داشت.
- ۸- امروزه، گیرنده‌های تجاری GPS و نرم‌افزارها و اپلیکیشن‌های مربوطه، به شما کمک می‌کنند تا نزدیکترین رستورانها، هتل‌ها، پمپ‌بنزین‌ها، بیمارستان‌ها، مراکز تجاری و تفریحی و امثال آن را به شما معرفی نمایند.
- ۹- به واسطه قیمت پایین گیرنده‌های GPS، از این گیرنده‌ها می‌توان به راحتی بر روی دیگر تجهیزات نظیر گوشی‌های 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 هیچ‌گاه مشمول مشکلات ناشی از گذشت زمان و قدمت فناوری نمی‌شود.

## 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 می‌شود:

- ۱- این نوع روش ناوبری، کاملاً وابسته به فناوری ماهواره‌ای بوده و در صورتی که به هر دلیلی، ماهواره‌های 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 سیستم‌های ناوبری INS خواهیم بود.
- ۲- بدیهی است که سیگنال‌های GPS قابلیت عبور از دیوارها و سازه‌ها و یا ورود به مناطقی که در خط دید امواج ماهواره‌ای قرار ندارند، را نداشته و 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 تونل‌ها و یا در داخل جنگل‌های انبوه و یا تاسیسات زیرزمینی و یا در هنگام کار در داخل گودال‌ها و یا دره‌ها و امثال آن نخواهد بود. برای رفع مشکل عدم گیرندگی تجهیزات گیرنده GPS/GNSS در فضاهای کاملاً محصور و بسته (نظیر فضاهای بسته داخل ساختمان و یا داخل هواپیما و یا در داخل تونل‌ها و یا در زیر آب و امثال آن)، عموماً از تکرارکننده سیگنال GPS/GNSS یا در اصطلاح Repeater استفاده می‌شود که شماتیکی از نحوه کارکرد آن در شکل (۴-۳۸) نشان داده شده است.





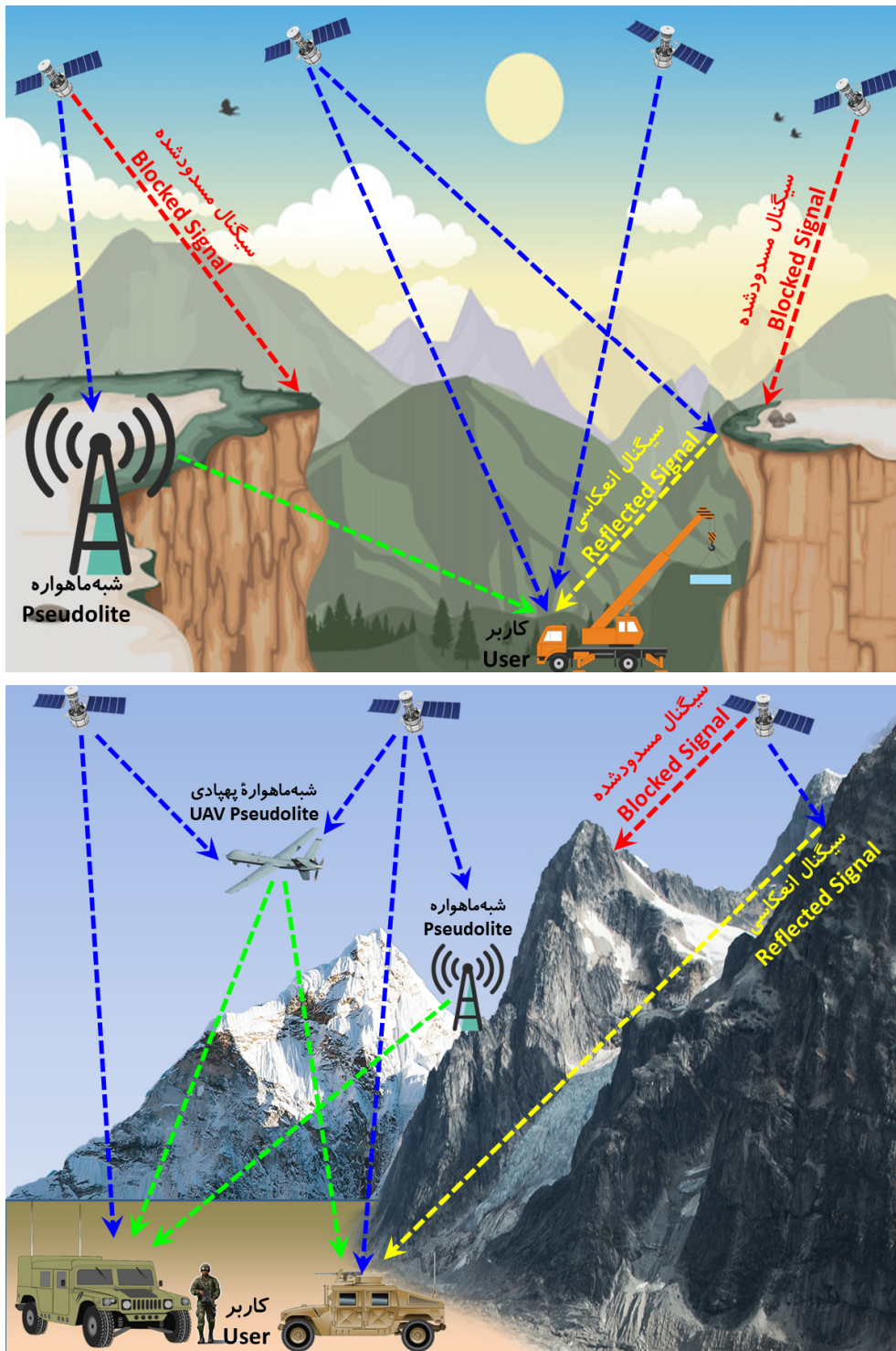
شکل (۴-۳۸) شماتیکی از نحوه کارکرد یک تجهیز تکرار کننده سیگنال GPS/GNSS برای رفع مشکل عدم دریافت سیگنالها در فضاهای محصور و بسته نظیر داخل سافتمانها و یا در داخل تونلها که امواج ماهواره‌ای به صورت مستقیم قابلیت دریافت ندارند؛ همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، با استفاده از یک تکرار کننده، سیگنال‌های GPS/GNSS، با یک نرف بالا و به صورت همزمان، از آنتن (گیرنده) بیرونی تکرار کننده دریافت شده و توسط آنتن (فرستنده) داخلی موجود در فضای محصور برای گیرنده‌های موجود در آن فضای محصور، ارسال خواهد شد.



شکل (۴-۳۹) سمت راست: تصویری از یک آنتن تکرار کننده GPS که معمولاً بیرون از سافتمان و فضاهای محصور نصب می‌شود، سمت چپ: تصویری از تجهیزات دیمییتال تکرار کننده GPS قابل نصب در داخل سافتمان و فضاهای محصور

در فضاهای نیمه محصور نیز از تجهیزاتی تحت عنوان «تجهیزات تقویت داده GPS» و یا از «شبه‌ماهواره‌ها یا در اصطلاح Pseudolites» استفاده می‌شود که عموماً منجر به تقویت و بهبود سطح خطای DOP ماهواره‌ها می‌شوند و علی‌رغم اینکه این تجهیزات، ماهواره نیستند، لیکن کارکردی بسیار شبیه به یک ماهواره دارند.<sup>۶۷</sup> شماتیکی از نحوه کارکرد «شبه‌ماهواره‌ها یا در اصطلاح Pseudolites» در شکل (۴-۴۰) نشان داده شده است.

<sup>۶۷</sup> - کلمه شبه‌ماهواره از تلفیق دو کلمه Pseudo به معنای «شبه» و Satellite به معنای «ماهواره» تشکیل شده است.



شکل (۴-۴۰) شماتیکی از نحوه کارکرد شبه ماهواره، Pseudolite، جهت تقویت و بهبود فضای DOP مربوط به سیگنال‌های GPS در مناطقی که به دلیل انسداد عوامل طبیعی و مصنوعی و یا به هر دلیل دیگری، گیرنده مورد نظر در نقطه کور راداری سیگنال‌های GPS و امثال آن قرار دارد.

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 ۲۰ هرتز و نزدیک به آن 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 فرکانس بالا و بلادرنگ نظیر INS) 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 جَمینگ سیگنال‌ها (اعم از جَمینگ عمدی یا جَمینگ غیرعمدی) و یا در مقابل «فریب»<sup>۶۸</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 یا موقعیتی که عکس خود را با گوشی انداخته‌اید و شاید دوست نداشته باشید که دیگران به آن اطلاعات دسترسی داشته باشند، دست خواهند یافت.

<sup>۶۸</sup> Spoofing

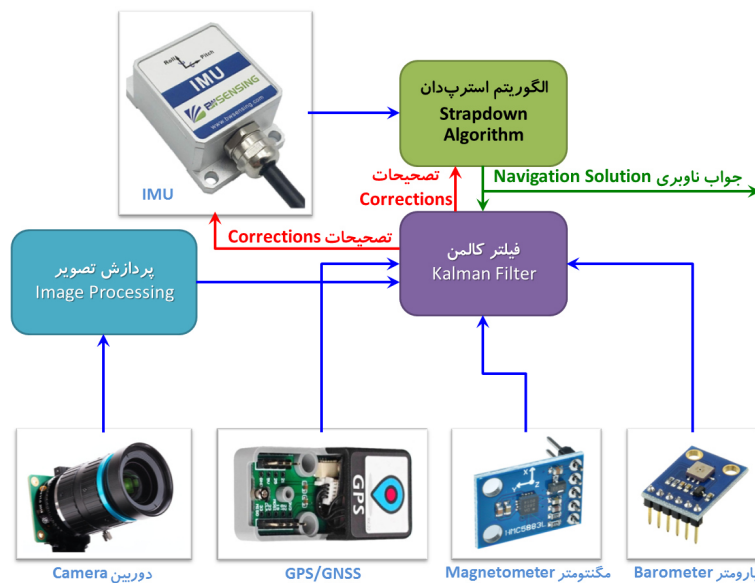
## فصل پنجم



معرفی ناوبری تلفیقی و چگونگی استفاده از ناوبری  
ماهواره‌ای به عنوان سیستم‌های کمک ناوبری

## ناوبری تلفیقی چیست و چه مزایایی دارد؟

همانطور که پیش از این گفته شد، در ناوبری به روش «سیستم ناوبری اینرسی، INS» با انتگرال‌گیری از خروجی‌های سه عدد سنسور شتاب‌سنج و سه عدد سنسور جابجایی نرخی موجود در داخل این سیستم و استفاده از یک کامپیوتر به عنوان پردازشگر، قادر خواهیم بود تا اطلاعات مربوط به موقعیت، سرعت و نیز وضعیت (در کانال‌های فراز و غلت و سمت) را با نرخ قابل توجهی و در طول زمان تامین نماییم. اما از آنجا که مقادیر شتاب‌های قرائت شده از شتاب‌سنج‌ها و نیز مقادیر نرخ زوایای قرائت شده از جابجایی‌های نرخی، عموماً مستعد تأثیرپذیری از برخی منابع ایجاد 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 یک سیستم ناوبری INS، به تدریج و با گذشت زمان خراب خواهد شد و این تضييع دقت ناوبری، به صورت تجمیعی و با گذشت زمان، افزایش خواهد یافت. شاید یک روش کاهش این خطا، استفاده از سنسورهای دقیق‌تر و گرانیقیمت‌تر (با مقادیر کمتری از خطای بایاس، خطای شناوری و مقادیر کمتری از دیگر منابع خطای رایج) باشد، اما بایستی توجه داشت که بالا بردن دقت ناوبری با استفاده از تجهیزات اندازه‌گیری بسیار دقیق، سیستم INS را بسیار گرانیقیمت خواهد نمود که همین امر جذابیت آن را برای استفادهٔ عموم کاربران و یا تولید انبوه آن به شدت کاهش خواهد داد. بدیهی است که رشد خطای محاسباتی عددی در طول زمان را می‌توان با استفاده از سنسورهای کمک ناوبری ارزان‌قیمتی نظیر GPS، «مغناطیس‌متر<sup>۶۹</sup>» و یا «ارتفاع‌سنج<sup>۷۰</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 عموماً ارزان‌قیمت دیگر نیز استفاده می‌گردد که به جای استفاده از انتگرال‌گیری از یک کمیت اندازه‌گیری شده (که اغلب منجر به تجمیع خطا در طول زمان خواهد شد)، از «اندازه‌گیری مستقیم<sup>۷۱</sup>» کمیت‌های مورد نظر (مثلاً اندازه‌گیری مستقیم سرعت توسط یک سنسور سرعت‌سنج و یا اندازه‌گیری مستقیم موقعیت توسط یک گیرنده ماهواره‌ای GPS/GNSS و امثال آن) استفاده می‌شود.



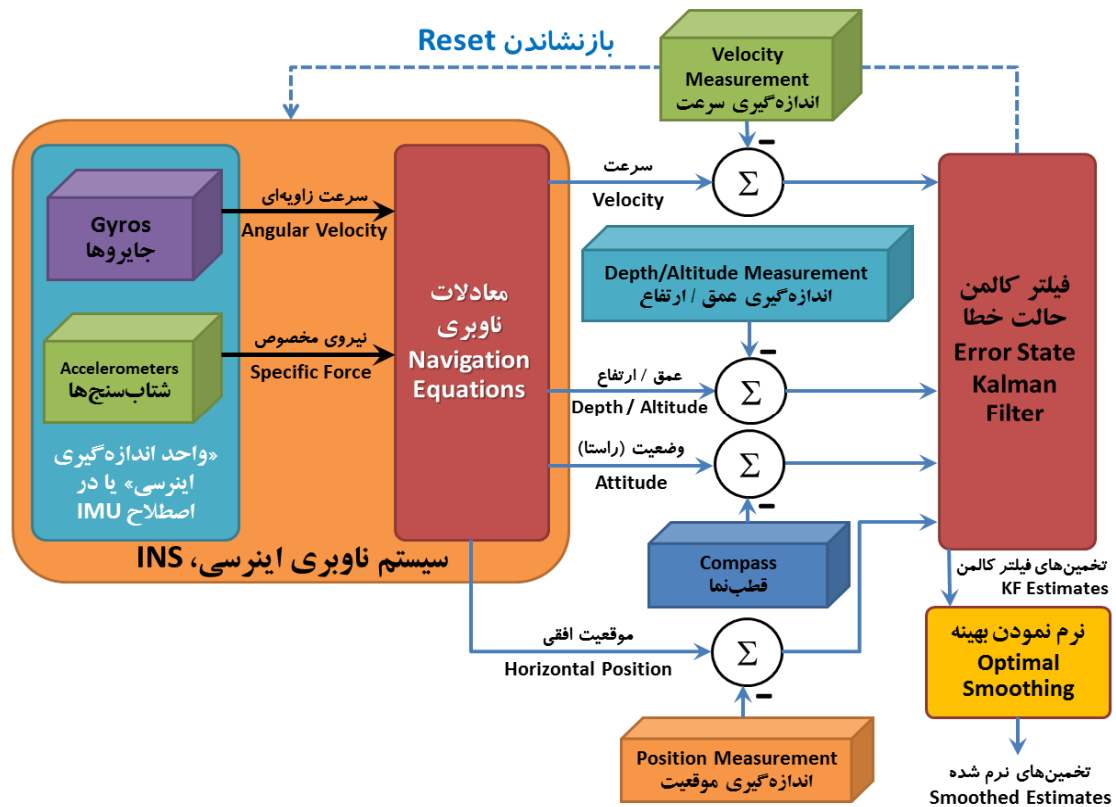
شکل (۵-۱) شماتیکی از یک ناوبری تلفیقی نسبتاً ساده؛ در این روش، از یک سری سنسور دیگر به عنوان سیستم‌های کمک ناوبری استفاده می‌شود تا مشکلات ناشی از انتگرال‌گیری کمیت‌های ناوبری در طول زمان به حداقل کاهش یابد.

<sup>۶۹</sup> Magnetometer

<sup>۷۰</sup> Altimeter

<sup>۷۱</sup> Direct Measurement





**شکل (۵-۲)** شتابیکی از یک ناوبری تلفیقی نسبتاً پیچیده؛ در این روش، از یک سری سنسور موازی دیگر نیز استفاده می‌گردد که به جای استفاده از انتگرال‌گیری از یک کمیت اندازه‌گیری شده (که اغلب منجر به تجمیع خطا در طول زمان خواهد شد)، از «اندازه‌گیری مستقیم» کمیت‌های مورد نظر (مثلاً اندازه‌گیری مستقیم سرعت توسط یک سنسور سرعت‌سنج و یا اندازه‌گیری مستقیم موقعیت توسط یک گیرنده GPS/GNSS و امثال آن) استفاده می‌شود.

شاید بهتر آن است که بگوییم در ناوبری تلفیقی، از ویژگی‌های تکمیلی دیگر سنسورهای ناوبری، جهت افزایش دقت و اعتبار جواب به دست آمده استفاده می‌گردد. به علاوه، «فزونگی»<sup>۷۲</sup> حاصله این قابلیت را به ما 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» خروجی سنسورهای اینرسی INS و امثال آن در طول زمان را، با تلفیق نمودن دو دسته داده مهم یعنی (۱) داده‌های با نرخ به روز رسانی بالایی مربوط به INS با (۲) دقت نسبتاً مستقل از زمان در سنسورهای کمک ناوبری مطلق نظیر GPS/GNSS و البته با نرخ پایین به روز رسانی، مرتفع می‌سازد. با تلفیق داده‌های INS با GPS/GNSS، نه تنها ناوبری اینرسی مبتنی بر INS بهتر می‌شود، بلکه هزینه‌های توسعه / افزایش دقت این سیستم‌ها نیز به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد؛ به بیان دیگر با استفاده از سنسورهای اینرسی ارزان قیمت و البته با بهره جستن از کمک ناوبری‌های ارزان قیمت دیگر نظیر GPS/GNSS و امثال آن (مشروط به آنکه بتوان تضمین داد که داده‌های مزبور به صورت دائمی در اختیار سیستم ناوبری اینرسی INS قرار می‌گیرند)، می‌توان هزینه دستیابی به ناوبری‌های با دقت بالا - که در حالت عادی، دستیابی به چنین دقت‌های بالایی نیازمند سیستم‌های ناوبری بسیار گرانقیمت و سنسورهای بسیار پیچیده خواهند بود - را به میزان قابل توجهی کاهش داد. در جدول (۵-۱) فهرستی از انواع سنسورها به همراه نرخ به روزرسانی

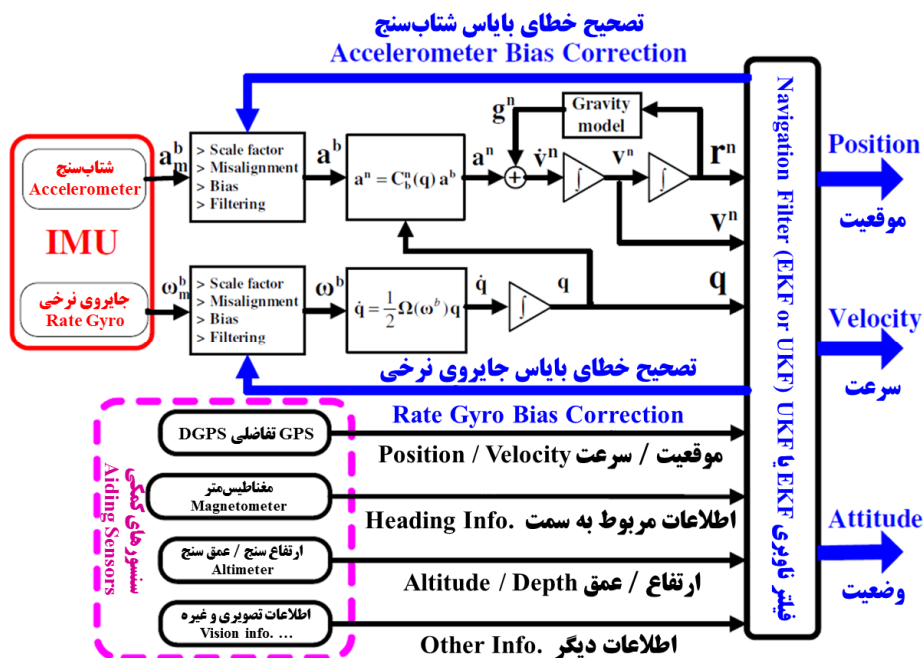
<sup>۷۲</sup> Redundancy

داده‌های خروجی از این سنسورها ارائه شده است.

| نوع سنسور            | خروجی سنسور   | نرخ به روز رسانی  |
|----------------------|---|-------------------|
| IMU                  | ارائه اندازه شتاب‌ها و نرخ زوایا                    | ۱۰۰ هرتز و بالاتر |
| GPS/DGPS             | ارائه موقعیت / سرعت                                 | ۱ هرتز و بالاتر   |
| مغناطیس متر          | 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 (اعمق) کوتاه | ۱۰ هرتز و بالاتر  |
| ارتفاع سنج راداری    | ارائه اندازه ارتفاع از سطح در ارتفاعات (اعمق) بلند  | ۱۰ هرتز و بالاتر  |
| ارتفاع سنج بارومتریک | ارائه اندازه ارتفاع مطلق از سطح دریا                | ۱۰ هرتز و بالاتر  |

### شرحی بر نحوه عملکرد «فیلتر کالمن» در تخمین داده‌های اندازه‌گیری شده و «تلفیق داده»<sup>۷۳</sup>

یکی از مهمترین و شناخته شده‌ترین روش‌های «تلفیق داده»، استفاده از «فیلتر کالمن» است که عموماً در سیستم‌های تلفیق داده‌های سنسورهای ناوبری اینرسی و غیراینرسی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این روش، خطاهای ناوبری، به عنوان «حالت خطای»<sup>۷۴</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 همپنرو دقت ناوبری با استفاده از «فیلتر کالمن» به مراتب دقیقتر از دیگر روش‌های «تلفیق داده» 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 (۳-۵) 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.

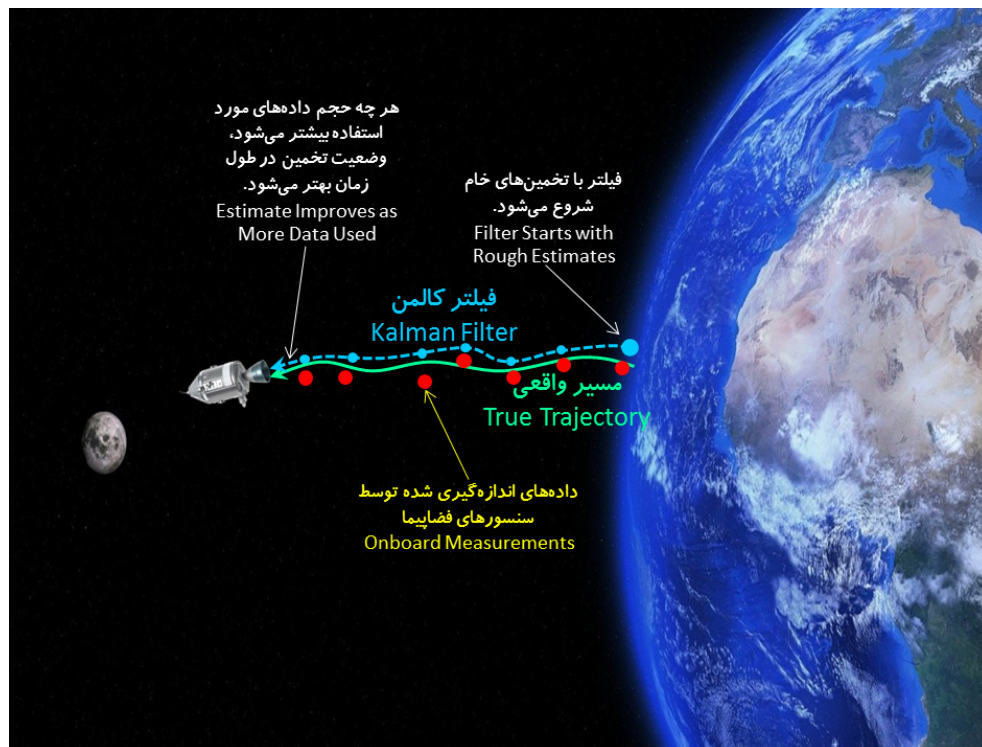


شکل (۳-۵) شماتیکی از ناوبری تلفیقی با استفاده از تلفیق چند سنسور به منظور تصحیح خطای محاسباتی به دست آمده از یک INS.

<sup>۷۳</sup> Data Fusion

<sup>۷۴</sup> Error State

فیلتر کالمن، نام خود را از نام محققى به نام «ردولف کالمن»<sup>۷۵</sup> گرفته است که مقاله مشهور خود را در خصوص «جواب بازگشتی»<sup>۷۶</sup> برای «مسألة فیلتر خطی»<sup>۷۷</sup> برای «داده‌های گسسته»<sup>۷۸</sup> در سال ۱۹۶۰ ارائه نمود. یکی از اولین کاربردهای فیلتر کالمن، در پروژه معروف آپولوی ناسا مورد استفاده قرار گرفت تا از این روش تلفیقی، برای تخمین مسیر پرواز فضایی پرتاب شده از سمت زمین به سمت ماه و بالعکس استفاده شود.



شکل (۵-۱۴) یکی از اولین کاربردهای موفق فیلتر کالمن، تخمین مسیر پرواز فضایی پرتاب شده به سمت ماه بود.

این فیلتر، در واقع یک الگوریتم پردازش داده به روش «بازگشتی» است؛ این الگوریتم، یک «تخمین بهینه» بوده که پارامترهای مورد نظر نظیر موقعیت، سرعت و راستای جسم مورد نظر را با وجود یک سری «داده‌های اندازه‌گیری شده نویزی»، به خوبی تخمین می‌زند. بنابراین و به طور خلاصه، اساس فیلتر کالمن ارائه یک «تخمین بهینه» از «کمیت مطلوب» با استفاده از «داده‌های اندازه‌گیری شده نویزی» است. حال سوال اول اینجاست که بهینگی مورد اشاره از چه نظر بهینه است؟ پاسخ بسیار ساده است: چنانچه فرض نماییم که نویز مورد نظر یک «نویز گاوسی»<sup>۷۹</sup> باشد و سیستم مورد نظر نیز یک سیستم خطی باشد، در اینصورت فیلتر کالمن، «خطای مجموع مربعات»<sup>۸۰</sup> مربوط به پارامتر تخمین زده شده را مینیمم نموده و به تبع آن منجر به ارائه بهترین تخمین‌ها از کمیت مطلوب و مورد نظر بر اساس اندازه‌گیری‌های انجام شده تا این لحظه خواهد شد. سوال دوم نیز اینجاست که منظور از الگوریتم بازگشتی چیست؟ جواب نیز بسیار ساده است: در این الگوریتم بازگشتی، نیازی به ذخیره‌سازی تمامی اندازه‌گیری‌های قبلی نبوده و در هر لحظه، تمام داده‌های مورد نظر مورد پردازش مجدد واقع می‌شوند.

<sup>۷۵</sup> Rudolf E. Kalman

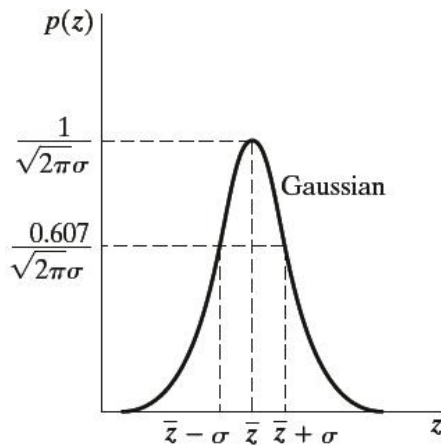
<sup>۷۶</sup> Recursive Solution

<sup>۷۷</sup> Linear Filtering Problem

<sup>۷۸</sup> Discrete Data

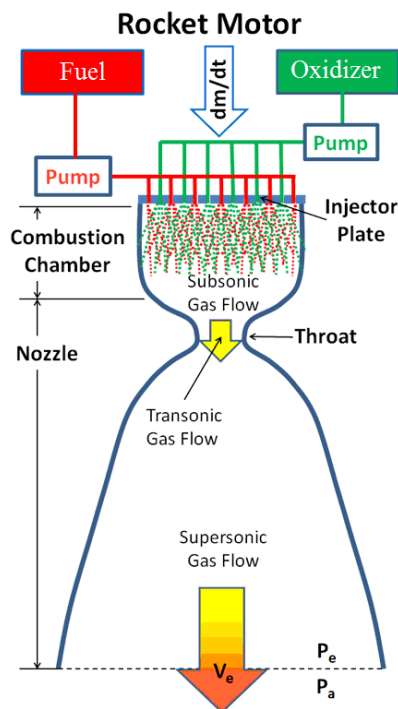
<sup>۷۹</sup> Gaussian Noise

<sup>۸۰</sup> Mean Square Error



شکل (۵-۵) تصویری از منمنی پراکندگی یک نویز گاوسی

به عنوان مثال دیگری از کاربرد فیلتر کالمن، فرض کنید که در یک فضایما، می‌خواهیم دمای داخلی «محفظه احتراق»<sup>۱</sup> احتراق<sup>۱</sup> موتور فضایما را لحظه به لحظه پایش نموده تا در صورتی که این دما از محدوده مجاز خود فراتر برود، منجر به خراب شدن محفظه احتراق و حتی انفجار آن نشود؛ این فرآیند، آنقدرها هم ساده نیست، چرا که دمای داخل محفظه احتراق (با اندازه چند هزار درجه کلوین) آنقدر بالاست که منجر به ذوب شدن سنسور مورد نظر خواهد شد. به بیان دیگر، مشکلی که حالا ایجاد شده است آن است که می‌خواهیم دمای داخل محفظه احتراق موتور فضایما را اندازه‌گیری نماییم، اما متأسفانه راهی برای اندازه‌گیری آن وجود ندارد. در اینجاست که روش فیلتر کالمن به کمک می‌آید: به جای آنکه سنسور را در داخل محفظه احتراق موتور نصب نماییم، سنسور مورد نظر را بر روی سطح خنک‌تری (نسبت به دمای داخل محفظه احتراق) نصب می‌نماییم که این سطح در مجاورت محفظه احتراق قرار دارد. به بیان دیگر، به جای اندازه‌گیری دمای داخل محفظه احتراق، دمای پوسته خارجی آن اندازه‌گیری می‌شود. در اینجا فیلتر کالمن بهترین «تخمین» از اندازه دمای داخلی محفظه احتراق را از روی «اندازه‌گیری‌های غیرمستقیم»<sup>۲</sup> صورت گرفته، ارائه می‌نماید.

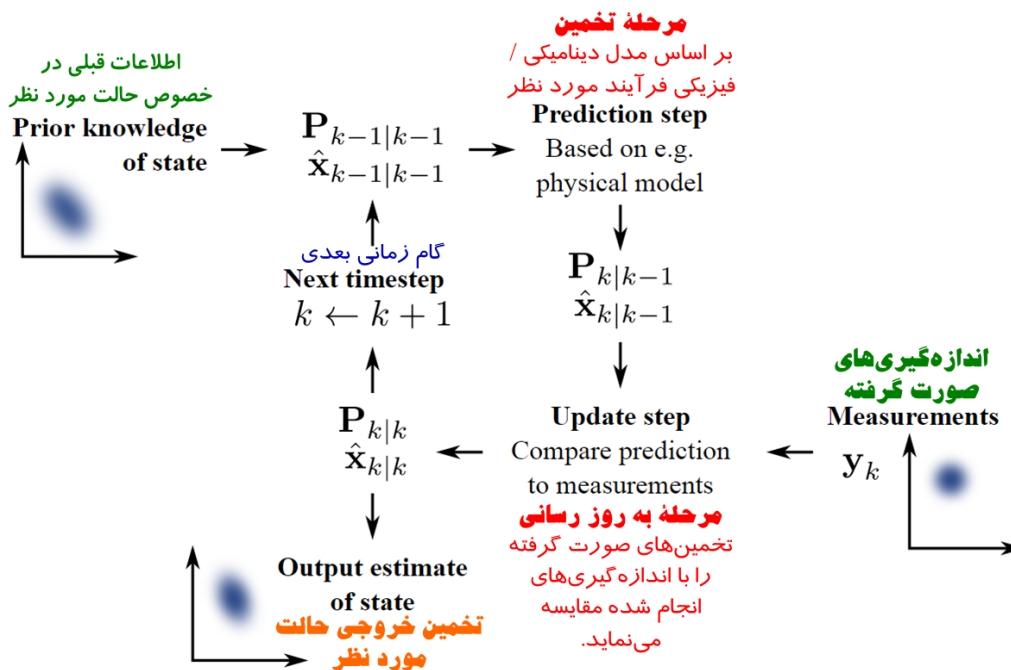


شکل (۵-۶) شماتیکی از «محفظه احتراق» یک موتور فضایما؛ یکی از کاربردهای عملی فیلتر کالمن، تخمین اندازه دمای گازهای داغ موجود در داخل «محفظه احتراق» بر مبنای «اندازه‌گیری‌های غیرمستقیم» صورت گرفته از سنسور دمایی است که به جای آنکه در داخل «محفظه احتراق» نصب شود، بر روی پوسته بیرونی آن نصب شده است و انتظار داریم تا با استفاده از فیلتر کالمن بتوان اندازه دمای گازهای داغ داخل محفظه احتراق را به صورت غیرمستقیم اندازه‌گیری و گزارش نماییم.

<sup>۱</sup> Combustion Chamber

<sup>۲</sup> Indirect Measurement

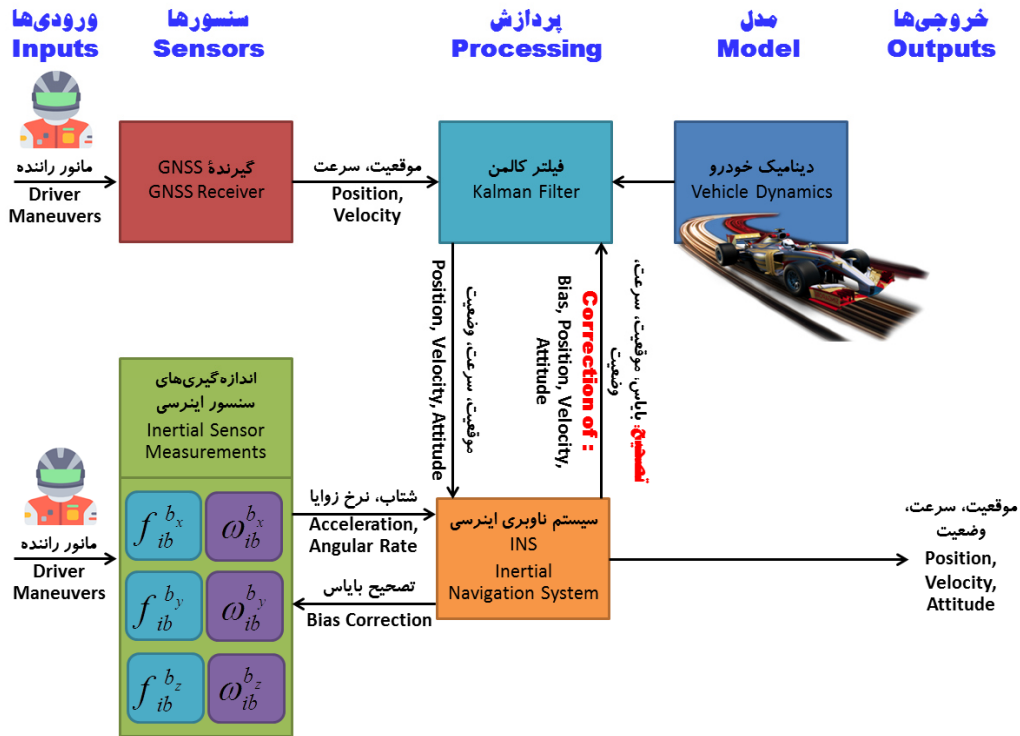
حال سوال اینجاست که تخمین ارائه شده توسط فیلتر کالمن به چه نحوی کار می کند؟ همانطور که پیش از این گفته شد، این الگوریتم، در واقع یک الگوریتم دو مرحله‌ای بازگشتی است که بر مبنای دو اصل «تخمین<sup>۱</sup>» و «به روز رسانی<sup>۲</sup>» بنا نهاده شده است؛ در مرحله تخمین، تخمین‌هایی از متغیر جاری مورد نظر همراه با «عدم قطعیت‌ها<sup>۳</sup>»ی آن ارائه می‌شود. بدیهی است که این تخمین‌ها بایستی با دینامیک و فیزیک حاکم بر فرآیند سازگار باشد؛ به بیان دیگر، چنانچه از فیلتر کالمن برای محاسبات ناوبری یک خودروی در حال حرکت از سمت تهران به سمت مشهد (که یک مسیر غرب به سمت شرق است) استفاده می‌نماییم، بدیهی است که انتظار نداریم خروجی فیلتر کالمن مربوطه، سرعتی به میزان ۵۰۰ کیلومتر بر ساعت و در راستای شمال به جنوب را گزارش نماید! بدین منظور بدیهی است که بایستی در داخل محاسبات فیلتر کالمن، دینامیک (فیزیک) حاکم بر معادلات حرکت این خودرو و تغییرات این دینامیک (فیزیک) در طول زمان نیز درج شود تا بر مبنای آن، اندازه سرعت خروجی خودرو و راستای حرکت خودرو، در محدوده منطقی قرار گیرد. فرآیند «به روز رسانی» نیز زمانی صورت می‌گیرد که اندازه‌گیری بعدی توسط سنسورهای مورد استفاده در سیستم مورد نظر (در اینجا سرعت سنج مورد استفاده در خودرو و یا خروجی سرعت GPS) مورد «مشاهده<sup>۴</sup>» قرار گیرد که بدیهی است این اندازه‌گیری همراه با نویز نیز خواهد بود. در مرحله «به روز رسانی»، تخمین‌ها (که از این به بعد آنها را حالت<sup>۵</sup> سیستم مورد نظر می‌نامیم) بر مبنای «متوسط وزن دهی شده<sup>۶</sup>» حالات پیش‌بینی شده و نیز حالت موجود بر اساس اندازه‌گیری صورت گرفته در لحظه جاری، «به روز رسانی» می‌شوند.



شکل (۷-۵) شماتیکی از نحوه عملکرد فیلتر کالمن و دو مرحله بسیار مهم آن یعنی «مرحله تخمین» و «مرحله به روز رسانی»

<sup>۱</sup> Prediction  
<sup>۲</sup> Update  
<sup>۳</sup> Uncertainties  
<sup>۴</sup> Observation  
<sup>۵</sup> State  
<sup>۶</sup> Weighted Average

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 که بتواند با استفاده از داده‌های محدود اندازه‌گیری شده خروجی سنسورها و نیز با اتکاء به معادلات مربوط به دینامیک جسم مورد نظر، تخمینی صحیح و دقیق از وضعیت دینامیک جسم در لحظه بعدی را ارائه نماید، از اهمیت فوق‌العاده بالایی برخوردار شده بود.



شکل (۵-۸) شمایکی از نحوه عملکرد فیلتر کالمن و استفاده از آن در تلفیق با ناوبری اینرسی و کمک ناوبری ماهواره‌ای GNSS در محاسبات ناوبری یک خودروی پرسرعت مثلاً خودروی فرمول ۱

## معرفی انواع مختلف فیلتر کالمن در تلفیق داده‌های IMU/INS با سنسورهای کمک ناوبری

همانطور که در شکل (۵-۹) نشان داده شده است، از لحاظ میزان برهمکنش‌های میان خروجی یک فیلتر کالمن با داده‌های خروجی از IMU/INS و دیگر سنسورهای کمک ناوبری، سه نوع فیلتر کالمن وجود دارد:

### ۱- فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ شکننده<sup>۱</sup> یا ضعیف»

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 نمونه، 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 مستحکم<sup>۲</sup> یا قوی»

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 نمونه در تلفیق GPS/INS، اطلاعات مربوط به مشاهدات کد و

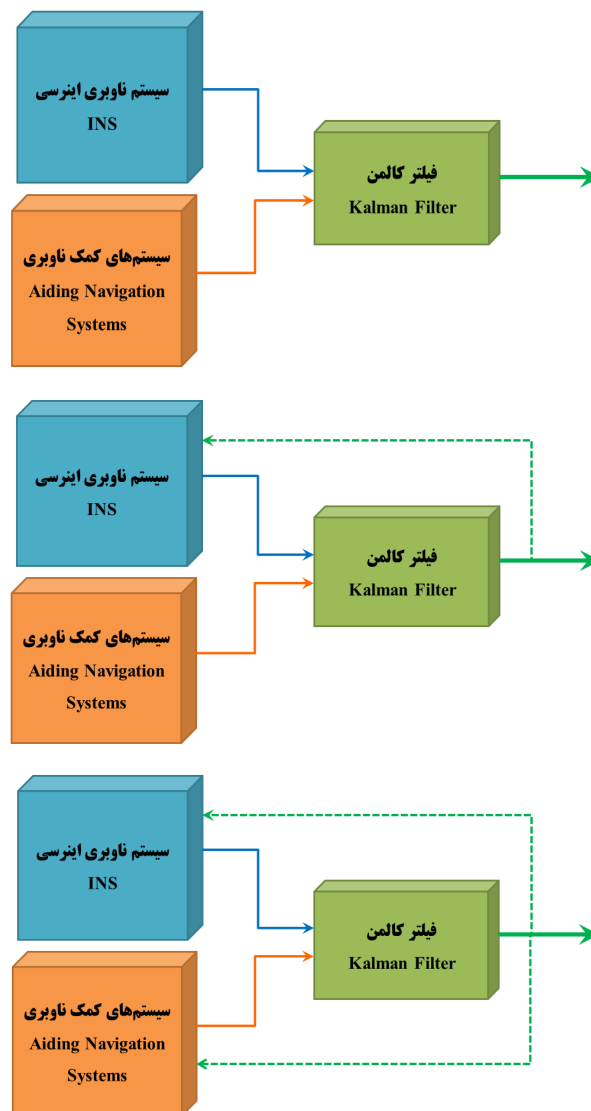
<sup>۱</sup> Loosely Coupled

<sup>۲</sup> Tightly Coupled

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 حاصل از تلفیق داده‌ها به مشاهدات IMU بازخورد خواهد داشت.

### ۳- فیلتر کالمن با سیستم دارای «کوپلینگ عمیق»<sup>۱</sup>

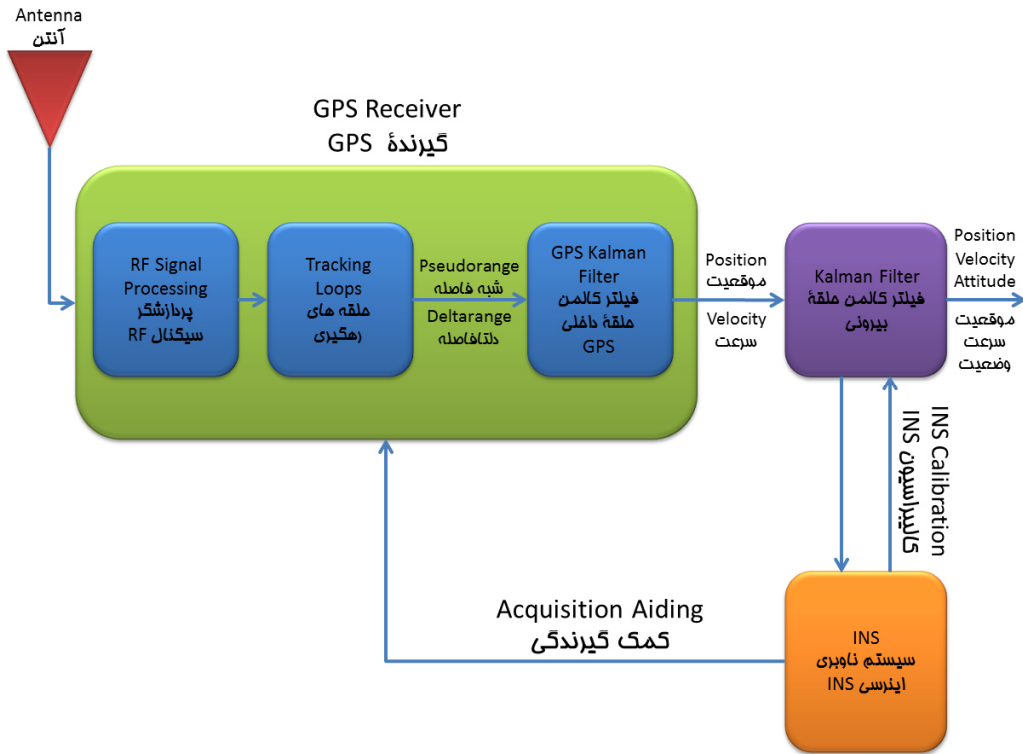
در این نوع فیلتر کالمن نیز IMU و سنسورهای کمک ناوبری، مشاهدات خام خود را که در داخل فیلتر کالمن مدل خواهند شد، را ارائه می‌نمایند. به عنوان نمونه در تلفیق GPS/INS نیز، اطلاعات مربوط به مشاهدات کد و فاز، توسط GPS تهیه شده و اطلاعات مربوط به مشاهدات شتاب و نرخ زوایا نیز توسط IMU تهیه خواهد شد. اما در این نوع فیلتر کالمن، جواب حاصل از تلفیق داده‌ها، به هر دو مشاهدات IMU و سنسورهای کمک ناوبری، بازخورد خواهند داشت.



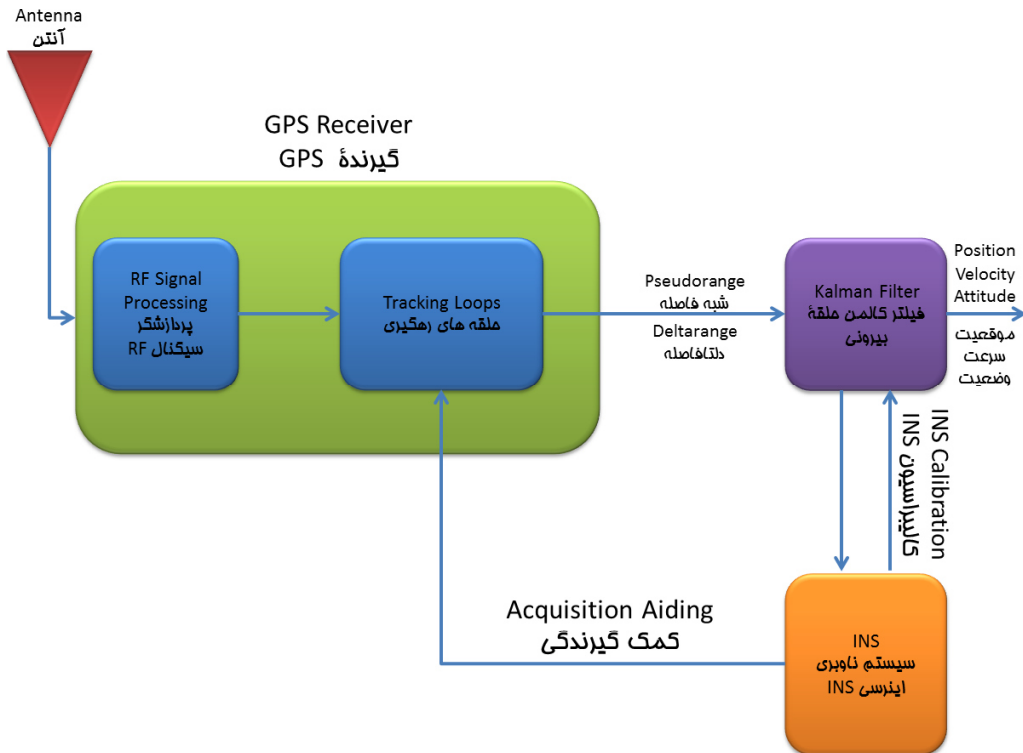
**شکل (۵-۹)** شماتیکی از سه نوع ناوبری تلفیقی با استفاده از فیلتر کالمن از لحاظ میزان برهمکنش‌های میان فرجهی فیلتر کالمن با IMU/INS و دیگر سنسورهای کمک ناوبری؛ تصویر بالا: فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ شکننده (کوپلینگ ضعیف)؛ تصویر وسط: فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ مستمکم (کوپلینگ فوب)؛ تصویر پایین: فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ عمیق (کوپلینگ شدید).

<sup>۱</sup> Deeply Coupled

در شکل‌های (۵-۱۰) و (۵-۱۱) شماتیکی از دو سیستم ناوبری اینرسی در وضعیت تلفیق با کمک ناوبری GPS که در آنها از «فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ شکننده» و نیز «فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ مستحکم» استفاده شده است، نشان داده شده است.



شکل (۵-۱۰) شماتیکی از سیستم ناوبری اینرسی مجهز به تلفیق کمک ناوبری GPS با استفاده از «فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ شکننده»



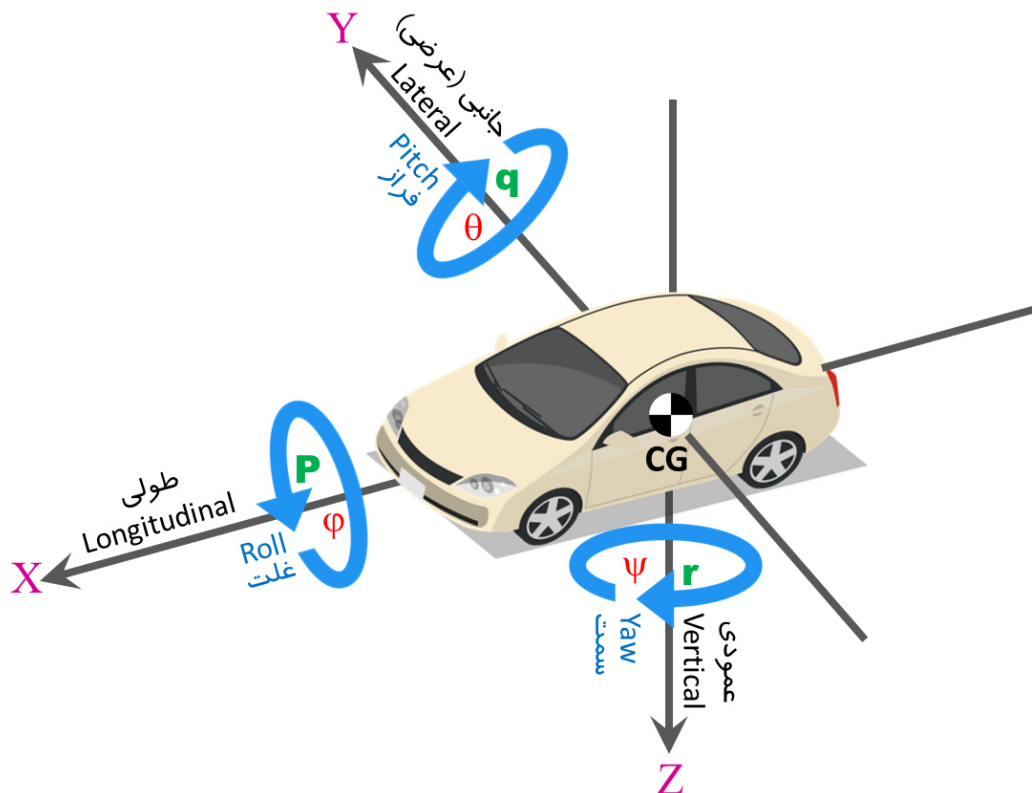
شکل (۵-۱۱) شماتیکی از سیستم ناوبری اینرسی مجهز به تلفیق کمک ناوبری GPS با استفاده از «فیلتر کالمن با سیستم دارای کوپلینگ مستحکم»

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



## مثالی در مورد استفاده از فیلتر کالمن جهت تصحیح خطاهای ناوبری اینرسی به کمک GPS

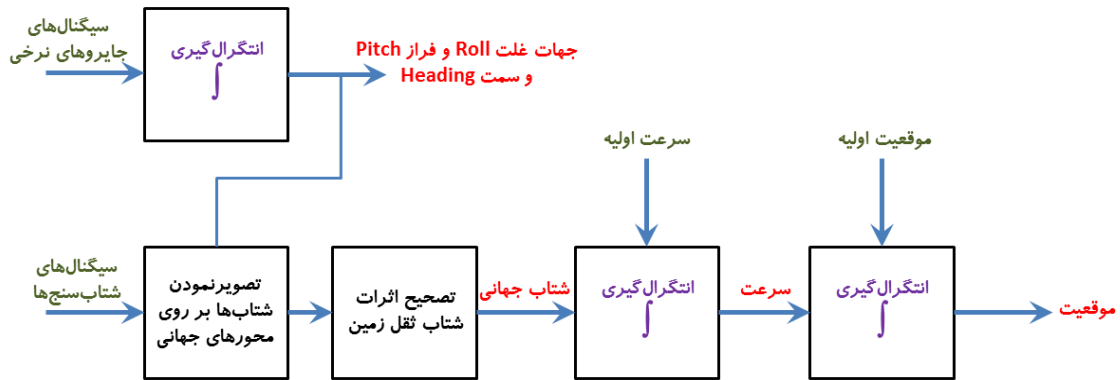
همانطور که گفته شد، در محاسبات سیستم ناوبری اینرسی، INS، از خصوصیات مکمل یکدیگر سنسورهای مختلف ناوبری استفاده می‌شود تا با کمک خروجی‌های مختلف از سنسورهای مختلف ناوبری، بتوان به مقادیر دقیقی از موقعیت، سرعت، وضعیت و امثال آن و به طور کلی به یک دقت افزایش یافته دست یافت. استفاده از خروجی سنسورهای مختلف 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. همچنین با تلفیق خروجی سنسورهای مختلف ناوبری می‌توان به پایداری و قابلیت اطمینان بالا در محاسبات ناوبری و خروجی‌های مورد نیاز دست یافت. پیش از این گفته شد که در یک سیستم ناوبری اینرسی مبتنی بر روش استرپ‌دان، از یک واحد اندازه‌گیری اینرسی، IMU، نصب شده بر روی سطح جسم مورد نظر استفاده می‌شود 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 (۵-۱۲) شماتیکی از دستگاه مפתحات اینرسی نصب شده بر روی مرکز ثقل یک جسم متمرک؛ به جهات حرکت فطی طولی  $x$ ، جانبی (عرضی)  $y$ ، و عمودی  $z$ ، توجه نمایند؛ همچنین به جهات حرکت دورانی غلت به میزان  $\varphi$  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.**

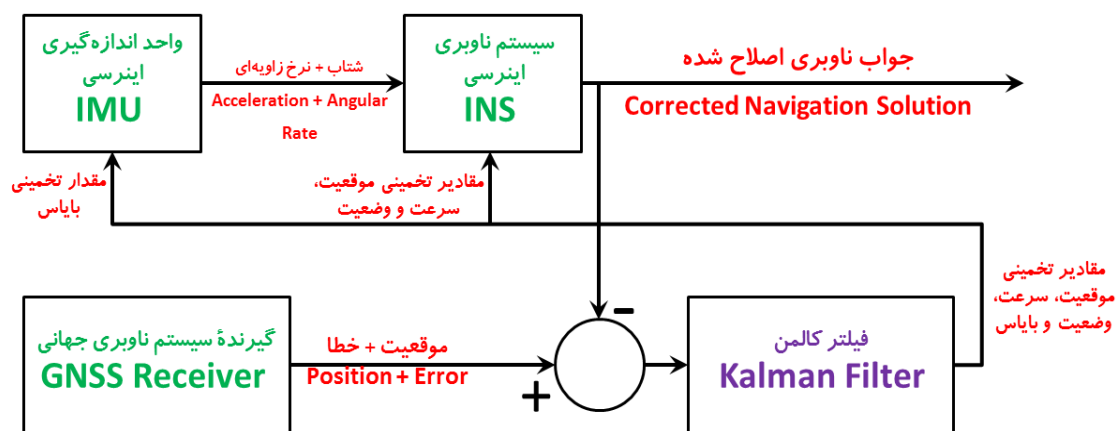
با استفاده از داده‌های به دست آمده از سنسورهای ناوبری، یک «الگوریتم استرپ‌دان» (که در اصطلاح SDA<sup>۱</sup> نیز نامیده می‌شود)، قادر خواهد بود که با معلوم بودن مقادیر اولیه موقعیت و سرعت و وضعیت جسم مورد نظر، نسبت به محاسبه داده‌های ناوبری مورد نیاز (اعم از موقعیت و سرعت و وضعیت این جسم در لحظات بعدی) اقدام نماید.

<sup>۱</sup> Strapdown Algorithm



**شکل (۵-۱۳) مدل ساده‌ای از پی‌گونگی مماسبات ناوبری اینرسی، INS، با استفاده از فروجه‌های سنسورهای ناوبری (شتاب‌سنجها و جاپروهای نرخی)؛ مقادیر نشان داده شده به رنگ قرمز، فروجه‌های مماسبات این نوع ناوبری است.**

به واسطه ذات محاسباتی ناوبری اینرسی و اصالت محاسبات آن بر اساس انتگرال‌گیری از خروجی سنسورهای اینرسی، در سیستم ناوبری اینرسی یا در اصطلاح INS، احتمال بروز جیمینگ عمدی و یا غیرعمدی، غیرممکن خواهد بود. اما 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 انتگرال‌گیری 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 و البته غیرقابل باور رشد 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. تجربه نشان داده که 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 (۵-۱۴) پی‌گونگی مماسبات ناوبری اینرسی، INS، با استفاده از فروجه‌های سنسورهای ناوبری (شتاب‌سنجها و جاپروهای نرخی) در حالت تلفیق شده با فروجه‌های گیرنده سیستم ناوبری جهانی، GNSS به کمک فیلتر کالمن؛ مقادیر نشان داده شده به رنگ قرمز، فروجه‌های مماسبات این نوع ناوبری است.**

در روش کلاسیک تلفیق داده‌ها با خروجی سیستم ناوبری اینرسی، INS، عموماً از روشی که در اصطلاح «فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم»<sup>۲</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. در «فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم»<sup>۳</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>۴</sup> و یا کالیبراسیون سنسورها و تجهیزات ناوبری و به طور کلی، در کاربردهایی که با دینامیک‌های گُند (و نه دینامیک‌های سریع) سروکار دارند، استفاده می‌شود. البته امروزه و با افزایش سرعت محاسباتی رایانه‌های مدرن امروزی، و بالاخص استفاده از روش‌های محاسبات «پردازش موازی»<sup>۵</sup>، دیگر تفاوت چندانی میان سرعت محاسباتی الگوریتم‌های مختلف تلفیق مشاهده نمی‌شود.

### آشنایی با معادلات ناوبری حاکم بر دینامیک شش درجه آزادی یک جسم متحرک

معادلات ناوبری حاکم بر دینامیک شش درجه آزادی هر جسم متحرک، یک سری معادلات دیفرانسیل هستند که هم برای الگوریتم SDA و هم برای فیلتر کالمن از اهمیت بالایی برخوردار هستند؛ در الگوریتم SDA، از این معادلات دیفرانسیلی، انتگرال‌گیری شده تا بتوان موقعیت، سرعت و وضعیت یک وسیله را در طول زمان 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>۶</sup> و نیز گرد کردن (حذف) جملات غیرخطی و صرفاً از جملات خطی استفاده می‌شود. معادلات توزیع (پخش) خطا، بیانگر مدل همان سیستمی هستند که برای آن سیستم، 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<sup>۷</sup> 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 که به طور خلاصه دستگاه مختصات NED نامیده می‌شود. همانطور که در شکل (۵-۱۵) نشان داده شده است، محور مرکز گرا، به موازات بردار شتاب ثقل موضعی زمین بوده که در واقع برآیند «شتاب ثقلی زمین»<sup>۸</sup> و «شتاب جانب مرکز»<sup>۹</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 مبداءهای مختص به خود در موقعیت سیستم ناوبری هستند. جهات مختصاتی b-Frame، همراستا با جهات غلت، فراز و سمت وسیله مورد نظر خواهد بود که پیش از این در شکل (۵-۱۲) نشان داده شده است.

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

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

<sup>۳</sup> Alignment

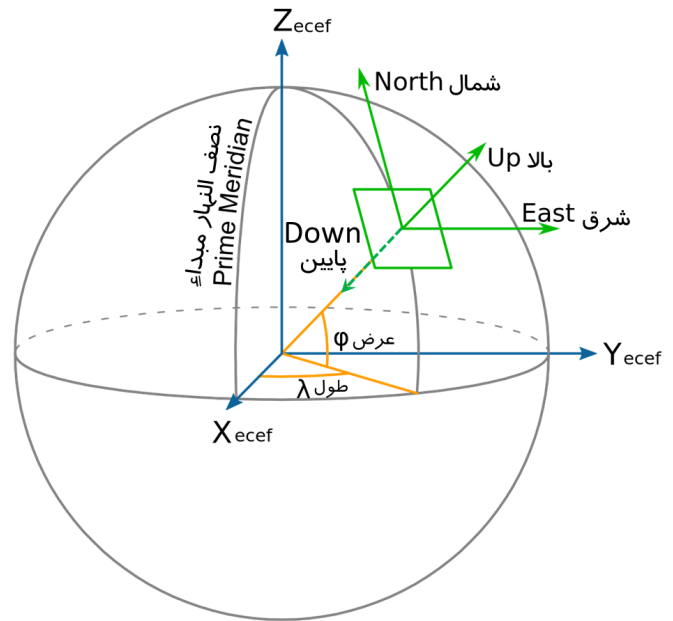
<sup>۴</sup> Parallel Processing

<sup>۵</sup> Taylor Series Expansion

<sup>۶</sup> North-East-Down

<sup>۷</sup> Earth Gravitational Acceleration

<sup>۸</sup> Centripetal Acceleration



شکل (۵-۱۵) شماتیکی از دستگاه مختصات NED؛ در این شکل، منظور از اندیس‌های ECEF نشان داده شده در این شکل، وضعیت است که مبدأ 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» یا همان Attitude وسیلهٔ مورد نظر (یعنی زوایای غلت و فراز و سمت وسیلهٔ مورد نظر) با استفاده از یک «کواترنیون»<sup>۱</sup> نشان داده می‌شود تا با مشکلات ناشی از «تکین»<sup>۲</sup> شدن‌های رایج در محاسبات بر اساس زوایای اوپلری، مواجه نشویم. شکل پیوستهٔ معادلات ناوبری اینرسی استرپ‌دان، SDA، توسط مجموعه معادلات دیفرانسیل (۵-۱) الی (۵-۵) بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial \vec{q}}{\partial t} = \frac{1}{2} \vec{q} * \left( 0, \vec{\omega}_{ib}^b - C_b^n \left[ \vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n \right] \right) \quad (۱-۵)$$

$$\frac{\partial \vec{v}_e^n}{\partial t} = C_b^n \vec{f}_{ib}^b - \left( 2\vec{\omega}_{ie}^n + \vec{\omega}_{en}^n \right) \times \vec{v}_e^n + \vec{g}_l^n \quad (۲-۵)$$

$$\frac{\partial L}{\partial t} = \frac{v_{e,north}^n}{R_n + h} \quad (۳-۵)$$

$$\frac{\partial \lambda}{\partial t} = \frac{v_{e,east}^n}{(R_e + h) \cos(L)} \quad (۴-۵)$$

$$\frac{\partial h}{\partial t} = -v_{e,down}^n \quad (۵-۵)$$

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>۳</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

<sup>۱</sup> Quaternion

<sup>۲</sup> Singularity

<sup>۳</sup> Direction Cosine Matrix

$\bar{\omega}_{ib}^b$  نرخ چرخش b-Frame نسبت به دستگاه مختصات اینرسی غیردوار (یا در اصطلاح i-Frame) که به شکل مولفه b-Frame بیان شده است.

$\bar{\omega}_{ie}^n$  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.

$\bar{\omega}_{en}^n$  نرخ چرخش n-Frame نسبت به دستگاه مختصات e-Frame که به شکل مولفه n-Frame بیان شده است.

$\bar{v}_e^n$  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

$\bar{g}_l^n$  بردار ثقلی موضعی در دستگاه مختصات n-Frame

سخت افزار و پردازشگر IMU و نیز الگوریتم SDA - که از معادلات (۱-۵) الی (۵-۵) انتگرال گیری به عمل می آورد - و از مقادیر اندازه گیری شده نرخ زاویه (خروجی جابجایی) و نیز نیروی مخصوص استفاده می کنند، تشکیل دهنده سیستم ناوبری اینرسی، INS، هستند. به راحتی می توان نشان داد که بدون استفاده از هر نوع کمک ناوبری دیگر، خطای تجمعی ناشی از انتگرال گیری از خروجی سنسورهای جابجایی (با خروجی از نوع نرخ زاویه) و شتاب سنج (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 اندازه خطای ناوبری در ناوبری های طولانی مدت (مثلاً در طول چند ساعت و یا چند روز) خواهد شد. در این حالت است که تنها می توان بر روی سیستم های با «کوپلینگ شکننده یا ضعیف» اتکا نمود: بدین معنا که «پاسخ ناوبری با دقت ناوبری در زمان محاسبات بلند مدت» تنها زمانی به صورت تضمین شده به دست خواهد آمد که «اطلاعات اندازه گیری شده موقعیت» (مثلاً با استفاده از یک سیستم کمک ناوبری ماهواره ای GPS/GNSS) به کمک «اطلاعات محاسبه شده موقعیت» در INS بیاید. سپس 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 پرداخته شده است.

## 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 (۲-۵) الی (۵-۵) تبعیت خواهند نمود. این معادلات غیرخطی را می توان به شکل معادله (۶-۵) بیان نمود:

$$\frac{\partial \bar{x}}{\partial t} = \bar{f}(\bar{x}) \quad (6-5)$$

با بسط معادله (۶-۵) با استفاده از سری تیلور و چشم پوشی از جملات مرتبه بالا، به معادله تقریبی (۷-۵) خواهیم رسید:

$$\frac{\partial \bar{x}}{\partial t} \approx \bar{f}(\bar{x}) \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_{SDA}} + \frac{\partial \bar{f}(\bar{x})}{\partial \bar{x}} \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_{SDA}} \cdot (\bar{x} - \bar{x}_{SDA}) \quad (7-5)$$

که در معادله (۷-۵)،  $\bar{x}_{SDA}$  بیانگر «حالت» در الگوریتم SDA است. با مرتب سازی معادله (۷-۵)، به معادلات توزیع (پخش) خطا خواهیم رسید:

$$\frac{\partial \Delta \vec{x}}{\partial t} = \left. \frac{\partial \vec{f}(\vec{x})}{\partial \vec{x}} \right|_{\vec{x}=\vec{x}_{SDA}} \Delta \vec{x} \quad (۸-۵)$$

که در آن:

$$\Delta \vec{x} = \vec{x} - \vec{x}_{SDA} \quad (۹-۵)$$

معادلات توزیع (پخش) «خطای وضعیت»<sup>۱</sup> را نمی‌توان به صورت مستقیم از روی معادله (۸-۵) به دست آورد؛ از آنجا که مقادیر «خطای وضعیت»، عموماً مقادیر کوچکی هستند، لذا آنها را عموماً با استفاده از زوایای اوپلری بیان می‌کنند. در مقاله‌ای که توسط «بریتینگ»<sup>۲</sup> در سال ۱۹۷۱ ارائه شده است، نشان داده شده است که توزیع (پخش) «خطاهای وضعیت» توسط معادله (۱۰-۵) بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial \Psi}{\partial t} = -\vec{\omega}_m^n \times \Psi - C_b^n \delta \vec{\omega}_{ib}^b + \delta \vec{\omega}_m^n \quad (۱۰-۵)$$

که در معادله (۱۰-۵)،  $\Psi$  بیانگر برداری است که مشتمل بر «خطاهای وضعیت» به شکل زوایای اوپلری بوده و همچنین  $\vec{\omega}_m^n$  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  $\delta \vec{\omega}_{ib}^b$  نیز بیانگر بایاس‌های سنسورهای نرخ چرخش بوده و در نهایت  $\delta \vec{\omega}_m^n$  نیز بیانگر خطاها در تخمین‌های نرخ n-Frame است.

مدل سیستم خطی (که از روی آن، یک معادل گسسته برای فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم، مورد استفاده قرار گرفته است) با افزوده شدن یک نویز گاوسی سفید با مقدار متوسط صفر (با عنوان  $\vec{\omega}$ ) 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 (چه با بایاس ثابت نسبت به زمان، چه با بایاس متغیر و البته با نرخ تغییرات آهسته نسبت به زمان) تکمیل‌تر خواهد شد. ساختار مدل سیستم خطی پانزده حالتی را می‌توان در معادلات (۱۱-۵) الی (۱۳-۵) مشاهده نمود:

$$\frac{\partial \Delta \vec{x}}{\partial t} = A \Delta \vec{x} + G \vec{\omega} \quad (۱۱-۵)$$

$$\Delta \vec{x} = \begin{pmatrix} \Delta \vec{x}_{ned} \\ \Delta \vec{v}_{ned} \\ \Psi \\ \delta \vec{f}_{ib}^b \\ \delta \vec{\omega}_{ib}^b \end{pmatrix}, G \vec{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & C_b^n \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{\omega}_{Acc.} \\ \vec{\omega}_{Gyro} \end{pmatrix} \quad (۱۲-۵)$$

$$A = \begin{pmatrix} A_{11} & I & 0 & 0 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & C_b^n & 0 \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & 0 & C_b^n \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (۱۳-۵)$$

در اینجا،  $I$  بیانگر یک ماتریس واحد  $۳ \times ۳$  بوده که تمامی المان‌های آن یک است و  $0$  نیز بیانگر یک ماتریس صفر  $۳ \times ۳$  است که تمامی المان‌های آن صفر است. در پایان، مدل اندازه‌گیری، که برای پردازش اطلاعات موقعیت مورد نیاز بوده

<sup>۱</sup> Attitude Error

<sup>۲</sup> Britting

و توسط یک گیرنده GPS تامین می‌شود، توسط معادله (۵-۱۴) بیان خواهد شد:

$$\Delta \vec{x}_k = H \Delta \vec{x}_k + \vec{v}_k \quad (5-14)$$

که در آن:

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \end{pmatrix} \quad (5-15)$$

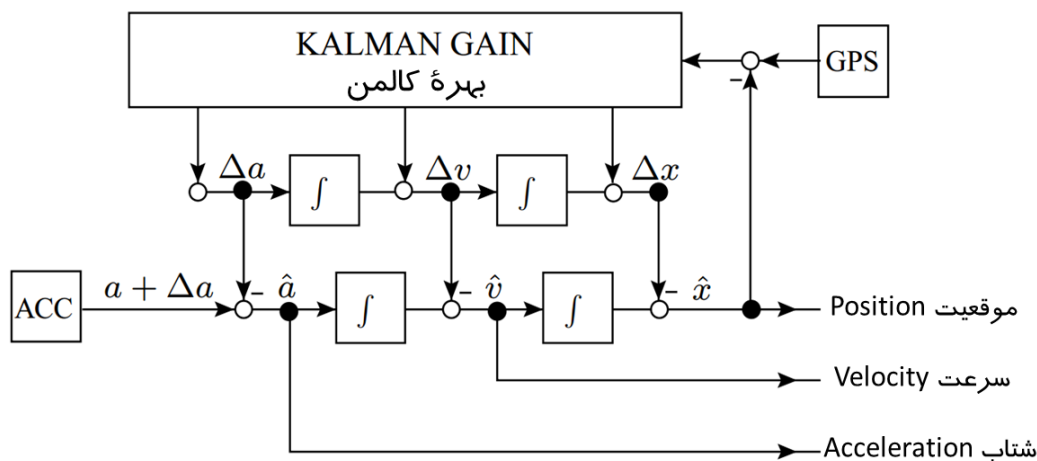
و همچنین  $\vec{v}_k$  نیز بیانگر یک نویز گاوسی سفید با مقدار متوسط صفر است. با این فرض که داده‌های GPS در گام زمانی  $k$  معلوم باشند، در اینصورت، خطاهای الگوریتم SDA را می‌توان با استفاده از معادله (۵-۱۶) تخمین زد:

$$\Delta \vec{x}_k^+ = \Delta \vec{x}_k^- - K_k (H \Delta \vec{x}_k^- - \Delta \vec{z}_k) \quad (5-16)$$

که در آن:

$$\Delta \vec{z}_k = \begin{pmatrix} (L_{SDA} - L_{GPS})(R_n + h_{SDA}) \\ (\lambda_{SDA} - \lambda_{GPS})(R_e + h_{SDA}) \cos(L_{SDA}) \\ h_{SDA} - h_{GPS} \end{pmatrix} \quad (5-17)$$

$K_k$  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» در 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 (۵-۱۶) نشان داده شده است:



شکل (۵-۱۶) شماتیکی از فرمولاسیون غیرمستقیم فیلتر کالمن

<sup>۲</sup> در فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم که در بخش بعد توضیح داده شده است، این مشکل تا حد زیادی مرتفع خواهد شد.

### 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 (۱-۵) الی (۵-۵) 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 (۱۸-۵) توجه نمایید:

$$\frac{\partial \vec{x}}{\partial t} = \vec{f}(\vec{x}) + G \vec{\omega} \quad (18-5)$$

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

$$F = \left. \frac{\partial \vec{f}(\vec{x})}{\partial \vec{x}} \right|_{\vec{x}=\hat{\vec{x}}} \quad (19-5)$$

ساختار مدل سیستم خطی بیست و دو حالتی حاصله را می‌توان در روابط (۲۰-۵) الی (۲۲-۵) مشاهده نمود:

$$\frac{\partial \vec{x}}{\partial t} = F \vec{x} + G \vec{\omega} \quad (20-5)$$

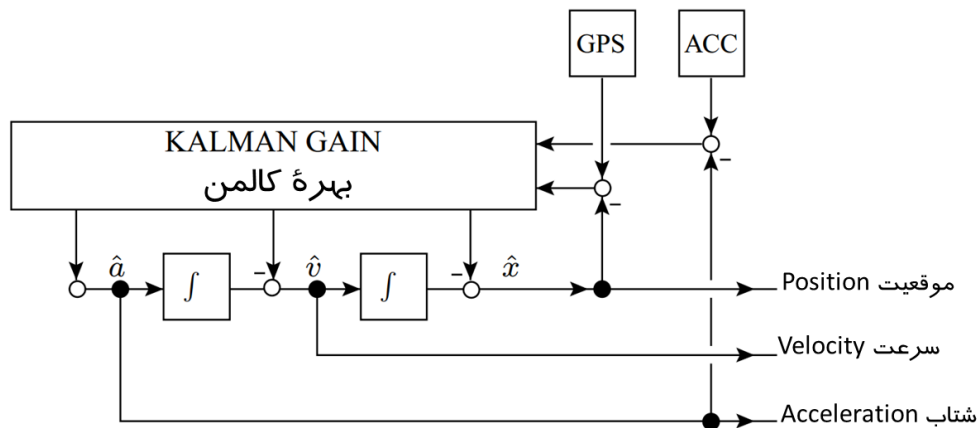
$$\vec{x} = \begin{pmatrix} L, \lambda, h \\ \vec{v}_{ned} \\ \vec{f}_{ib}^b \\ \vec{\omega}_{ib}^b \\ \vec{q} \\ \delta \vec{f}_{ib}^b \\ \delta \vec{\omega}_{ib}^b \end{pmatrix}, G \vec{\omega} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ I & 0 \\ 0 & I \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \vec{\omega}_1 \\ \vec{\omega}_2 \end{pmatrix} \quad (21-5)$$

$$F = \begin{pmatrix} F_{11} & F_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ F_{21} & F_{22} & C_b^n & 0 & F_{25} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ F_{51} & F_{52} & 0 & F_{54} & F_{55} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (22-5)$$

مجدداً  $I$  بیانگر ماتریس واحد  $3 \times 3$  بوده که تنها حاوی عناصر واحد (یک) بوده و  $0$  نیز بیانگر ماتریس‌های صفر  $3 \times 3$  و  $3 \times 4$  و  $4 \times 3$  بوده که تنها حاوی عناصر صفر هستند. مدل‌های اندازه‌گیری مورد نیاز برای پردازش خروجی‌های گیرنده GPS، پردازش خروجی‌های سنسور جابجایی و پردازش داده‌های شتاب‌سنج، مدل‌هایی ساده و روان هستند، اگرچه استفاده از یک مقیاس دهی مناسب ماتریس اندازه‌گیری GPS نیز لازم است تا بتوان از بابت پایداری عددی الگوریتم اطمینان لازم را کسب نمود. بر خلاف فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم، تمام داده‌های خروجی از سنسور در گام تخمین داده فیلتر مورد پردازش قرار خواهد گرفت. بنابراین، در این نوع فرمولاسیون، حتی تمام نویزهای سنسوری نیز به دقت و به عنوان نویزهای اندازه‌گیری، مدل خواهند شد. عیب ذاتی این الگوریتم فیلتر کالمن، هزینه محاسبات افزایش یافته آن است. این امر به واسطه آن است که ماتریس بهره کالمن بایستی به دفعات بیشتری مورد



محاسبه قرار گیرد که مشتمل بر محاسبات سنگین مورد نیاز در معکوس سازی یک ماتریس نیز خواهد بود و همین محاسبات معکوس یک ماتریس، قطع یقین برای یک پردازشگر CPU، زمانبر خواهد بود. در فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم که در بخش قبل توضیح داده شد، این محاسبات تنها در زمانی مورد نیاز بود که یک داده اندازه گیری شده GPS موجود بود (یادآوری: فرکانس به روز رسانی داده GPS، در مرتبه ۱ تا حداکثر ۱۶ هرتز است)؛ اما در فرمولاسیون فیلتر کالمن مستقیم، در هر زمانی که داده اندازه گیری شده سنسور شتاب سنج و جایروی نرخ موجود و در دست باشد، ماتریس بهره کالمن نیز بایستی محاسبه گردد که به واسطه خروجی فرکانس بالای این سنسورها، نیاز به محاسبات متعدد و سنگین این ماتریس خواهد بود. شماتیک ساده‌ای از فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن در شکل (۵-۱۷) نشان داده شده است:



شکل (۵-۱۷) شماتیکی از فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن

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

در اینجا و 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، 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، اندازه گیری‌های انجام شده توسط سنسورهای شتاب سنج 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 (۵-۲۳) الی (۵-۲۶) بیان خواهد شد:

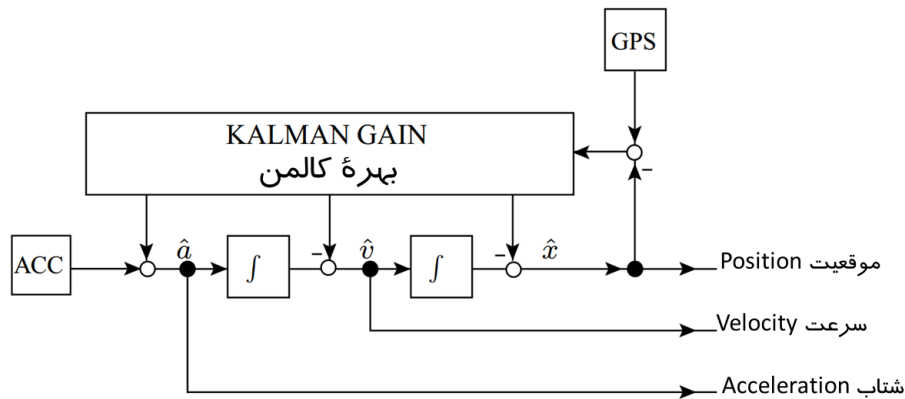
$$\frac{\partial \vec{x}}{\partial t} = F\vec{x} + G\vec{u} + G\vec{\omega} \quad (۵-۲۳)$$

$$\vec{x} = \begin{pmatrix} L, \lambda, h \\ \vec{v}_{ned} \\ \vec{q} \\ \delta \vec{f}_{ib}^b \\ \delta \vec{\omega}_{ib}^b \end{pmatrix}, G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & F_{54} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (۵-۲۴)$$

$$\vec{u} = \begin{pmatrix} \vec{f}_{ib,measured}^b \\ \vec{\omega}_{ib,measured}^b \end{pmatrix}, \vec{\omega} = \begin{pmatrix} \vec{\omega}_{Acc.} \\ \vec{\omega}_{Gyro} \end{pmatrix} \quad (۵-۲۵)$$

$$F = \begin{pmatrix} F_{11} & F_{12} & 0 & 0 & 0 \\ F_{21} & F_{22} & F_{25} & -C_b^n & 0 \\ F_{51} & F_{52} & F_{55} & 0 & -F_{54} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (۲۶-۵)$$

اندیس گذاری زیرماتریس های موجود در معادله (۲۶-۵) از روی معادله (۲۲-۵) به دست آمده است و از همینرو زیرماتریس های یکسان، در هر دو معادله، دارای اندیس یکسان هستند. مدل اندازه گیری 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 (۱۸-۵) نشان داده شده است:



شکل (۱۸-۵) شماتیکی از روش جایگزین فرمولاسیون مستقیم فیلتر کالمن

### نتایج یک شبیه سازی در خصوص اثربخشی هر یک از فرمولاسیون های مختلف فیلتر کالمن

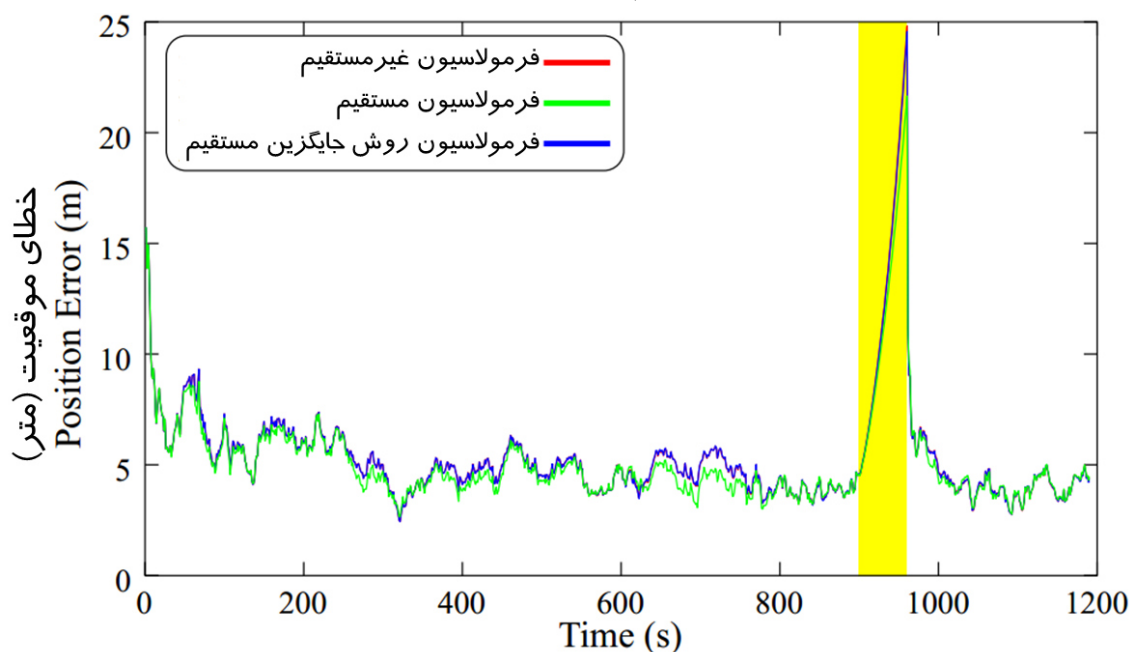
هدف از شبیه سازی های عددی ارائه شده در این بخش، مقایسه میان عملکرد فرمولاسیون های مختلف فیلتر کالمن - ارائه شده در بخش های قبل - در طی یک پرواز بیست دقیقه ای از یک پرنده نمونه است که توسط وندل و همکاران وی در دانشگاه کارلسروهه آلمان مورد بررسی قرار گرفته است. «داده های ساختگی» ایجاد شده از سنسورهای اینرسی و نیز گیرنده GPS، با تزییع داده های ایده آل این سنسورها توسط یک نويز سفید - همانند آنچه که در جدول (۲-۵) بیان شده است - ایجاد شده اند.

| جدول (۲-۵) داده های ساختگی ایجاد شده از سنسورهای اینرسی و نیز گیرنده GPS با تزییع داده های ایده آل این سنسورها توسط یک نويز سفید |   |                        |
|--|---|------------------------|
| منبع داده  | تایم سیکی (ملاکی از فرکانس خروجی سنسور) | اندازه نويز            |
| سنسورهای جابروی نرخی   | ۵ میلی ثانیه                            | $0.1^\circ / \sqrt{h}$ |
| سنسورهای شتاب سنج  | ۵ میلی ثانیه                            | $0.05 mg / \sqrt{Hz}$  |
| گیرنده GPS   | ۱ ثانیه                                 | ۱۰ متر                 |

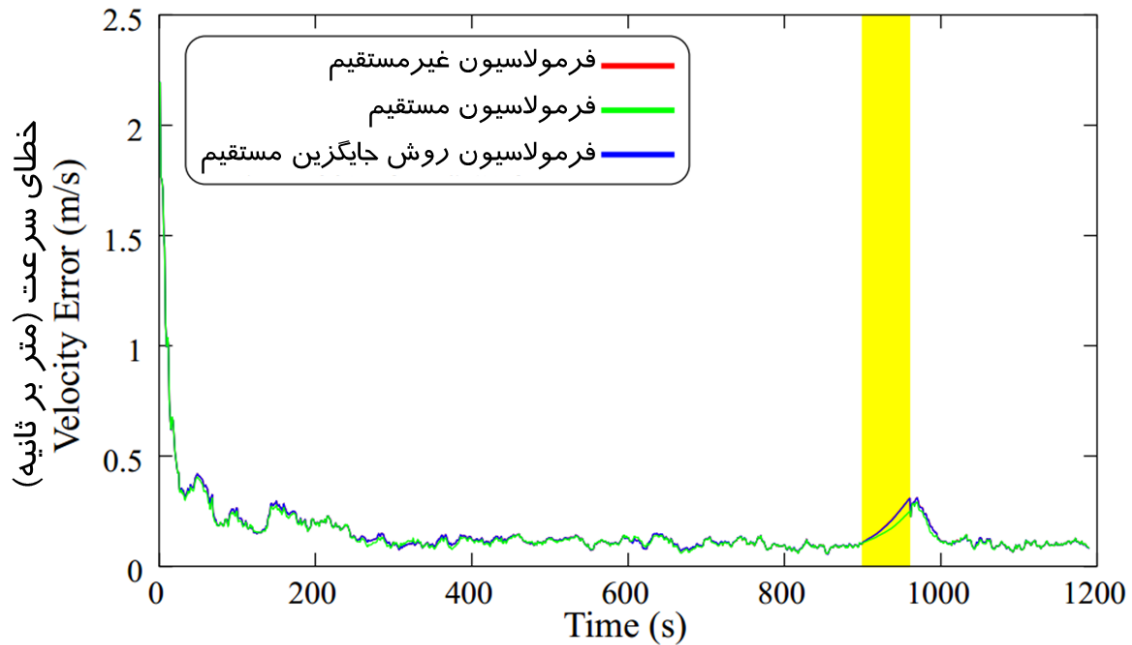
به علاوه فرض شده است که مقادیر بایاس سنسورهای شتاب سنج و جابروی نرخی در طول پرواز این پرنده، ثابت بوده

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 اولیه، جهت محاسبه واریانس‌های اولیه ضرایب کوآرتینون 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.

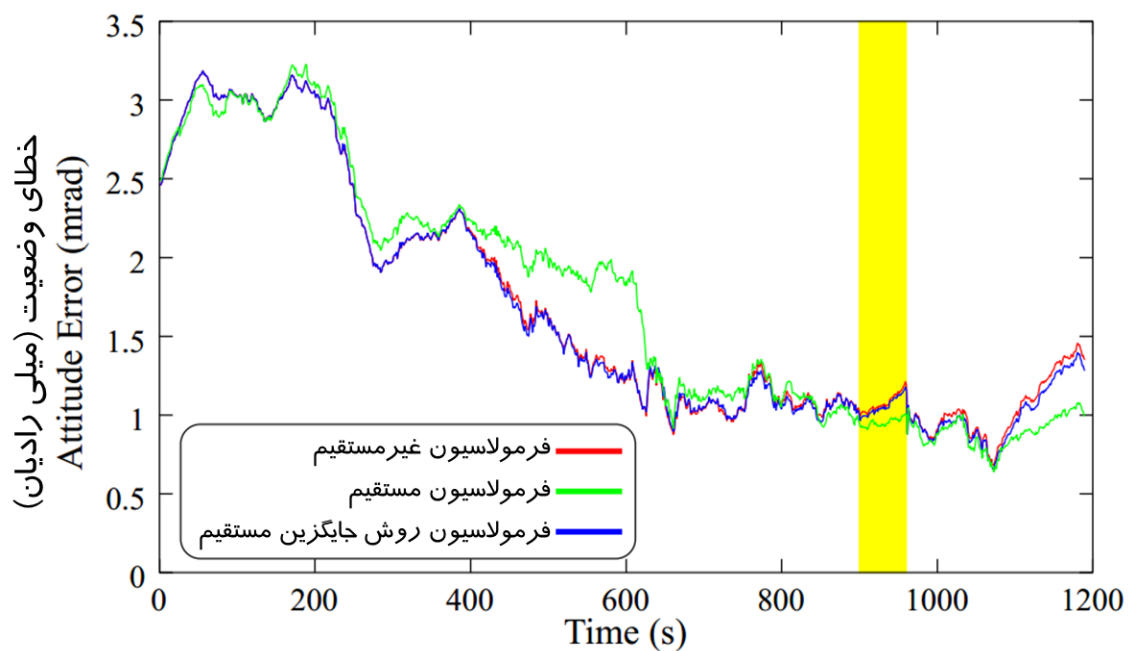
شکل‌های (۵-۱۹) الی (۵-۲۱) نشان دهنده مقادیر خطای متوسط موقعیت، سرعت و وضعیت فیلترهای مختلف - به دست آمده از تحلیل‌های مونت کارلو - هستند؛ در این شکل‌ها، بازه زمانی قطعی GPS با استفاده از یک نوار زرد رنگ نشان داده شده است. اگرچه تفاوت ساختاری قابل توجهی میان فرمولاسیون فیلتر کالمن غیرمستقیم و فرمولاسیون 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 که عملاً به معنای خروجی بهتر این فرمولاسیون نسبت به دو روش دیگر است. این برتری، به واسطه پردازش داده‌های سنسورهای اینرسی در گام تخمین فیلتر کالمن مورد نظر است.



شکل (۵-۱۹) شماتیکی از اندازه خطای موقعیت (بر حسب متر) در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که مشاهده می‌شود، گراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی گراف آبی رنگ منطبق شده است. بازه زمانی قطعی GPS با استفاده از یک نوار زرد رنگ نشان داده شده است.

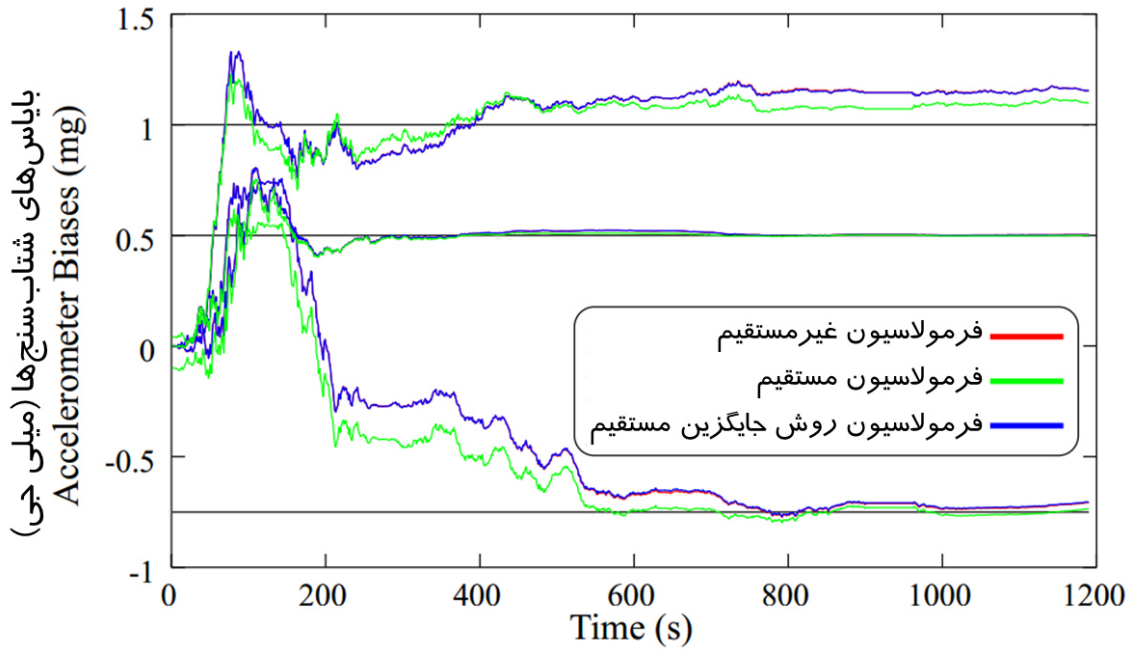


شکل (۵-۱۰) شماتیکی از اندازه‌های سرعت (بر حسب متر بر ثانیه) در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که مشاهده می‌شود، گراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی گراف آبی رنگ منطبق شده است. بازه زمانی قطعی GPS با استفاده از یک نوار زرد رنگ نشان داده شده است.

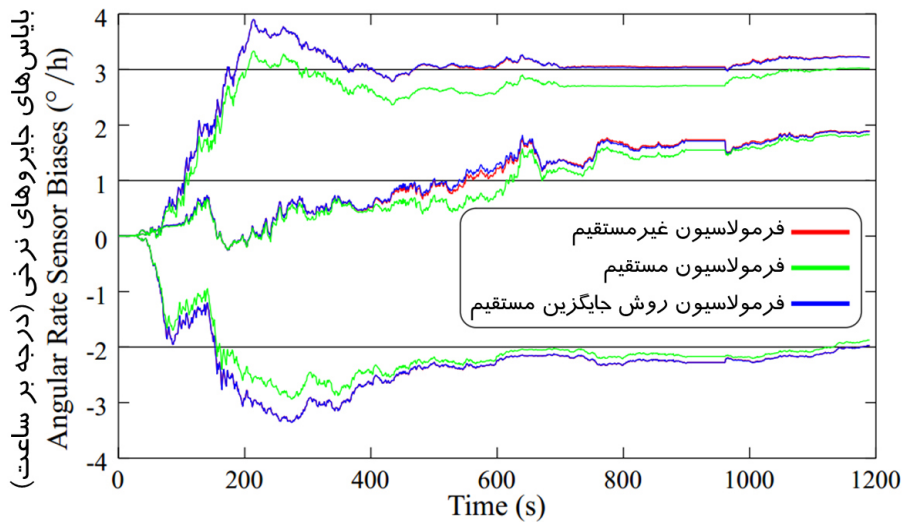


شکل (۵-۱۱) شماتیکی از اندازه‌های وضعیت (بر حسب میلی رادیان) در فرمولاسیون‌های مختلف؛ همانطور که مشاهده می‌شود، گراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی گراف آبی رنگ منطبق شده است. بازه زمانی قطعی GPS با استفاده از یک نوار زرد رنگ نشان داده شده است.

بر مبنای مدل‌های سیستمی مناسب، فیلترهای کالمن قادر به تخمین بایاس سنسورهای اینرسی نیز هستند؛ در شکل‌های (۵-۲۲) و (۵-۲۳)، 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 (۲۲-۵) شماتیکی از تخمین بایاس شتابسنجها در فرمولاسیونهای مختلف؛ همانطور که مشاهده می‌شود، گراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی گراف آبی رنگ منطبق شده است.



شکل (۲۳-۵) شماتیکی از تخمین بایاس جابروهای نرخی در فرمولاسیونهای مختلف؛ همانطور که مشاهده می‌شود، گراف قرمز رنگ تقریباً به طور کامل بر روی گراف آبی رنگ منطبق شده است.



## معرفی مبانی «جمینگ<sup>۴</sup>» و «فریب<sup>۵</sup>» در ناوبری GNSS و روش‌های تشخیص و مقابله با آنها

همانطور که پیش از این ذکر شد، امروزه استفاده از ناوبری ماهواره‌ای و سیستم‌های ناوبری GNSS به یک امر رایج در 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 استفاده‌کنندگان از این سیستم‌ها مبدل شده است. جمینگ و فریب، دو روش رایج برای تضعیف و گمراه نمودن کارکرد گیرنده‌های GPS و یا به طور کلی، ناوبری ماهواره‌ای GNSS است. در خصوص حساسیت گیرنده‌های GPS و به طور کلی سیگنال‌های GNSS به جمینگ همینقدر کافی است که بدانید سیگنال‌های GNSS دارای توان بسیار ضعیفی هستند (همانطور که پیش از این نیز گفته شد، سطح توان سیگنال دریافتی بر روی سطح زمین تقریباً برابر  $-130$  dBm است) 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 حتی ضعیف نیز قادر خواهد بود که یک گیرنده خوب 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. شاید برایتان جالب باشد که بدانید از دست رفتن کامل GNSS به راحتی قابل تشخیص است، اما جابجایی‌های ناگهانی در موقعیت / سرعت گزارش شده توسط GNSS به راحتی قابل تشخیص نبوده و تشخیص فریب سیگنال‌های دریافتی توسط گیرنده GNSS بسیار سخت است. لازم به ذکر است که مقابله با جمینگ/فریب عمدی GPS (و یا GNSS) اغلب بسیار سخت و در برخی شرایط خاص، گاهاً غیرممکن می‌شود. از دیدگاه کاربران فناوری GNSS، فریب به مراتب خطرناک‌تر از جمینگ است؛ چرا که در طی فرآیند فریب سیگنال‌های ماهواره‌ای، یک سری سیگنال‌های ماهواره‌ای مجازی و البته کاملاً شبیه به سیگنال‌های ماهواره - البته این بار از ایستگاه‌های زمینی و یا ایستگاه‌های غیرماهواره‌ای نظیر بالن‌ها 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 مقادیر «موقعیت و یا زمان غیرواقعی» تغییر دهند. اگرچه به زبان خلاصه، جمینگ منجر به آن می‌شود که گیرنده GNSS در اصطلاح بمیرد و یا کلاً از کار بیفتد؛ اما فریب منجر به آن می‌شود که گیرنده گمراه شود و در وضعیت گمراه شده، داده‌هایی به ظاهر صحیح (اما در واقع غلط) را در اختیار کاربر گیرنده GNSS قرار دهد؛ در ادامه نشان خواهیم داد که این جمله از لحاظ فنی درست نبوده، هرچند می‌تواند تا حدی بیان کننده تفاوت میان جمینگ و فریب باشد.

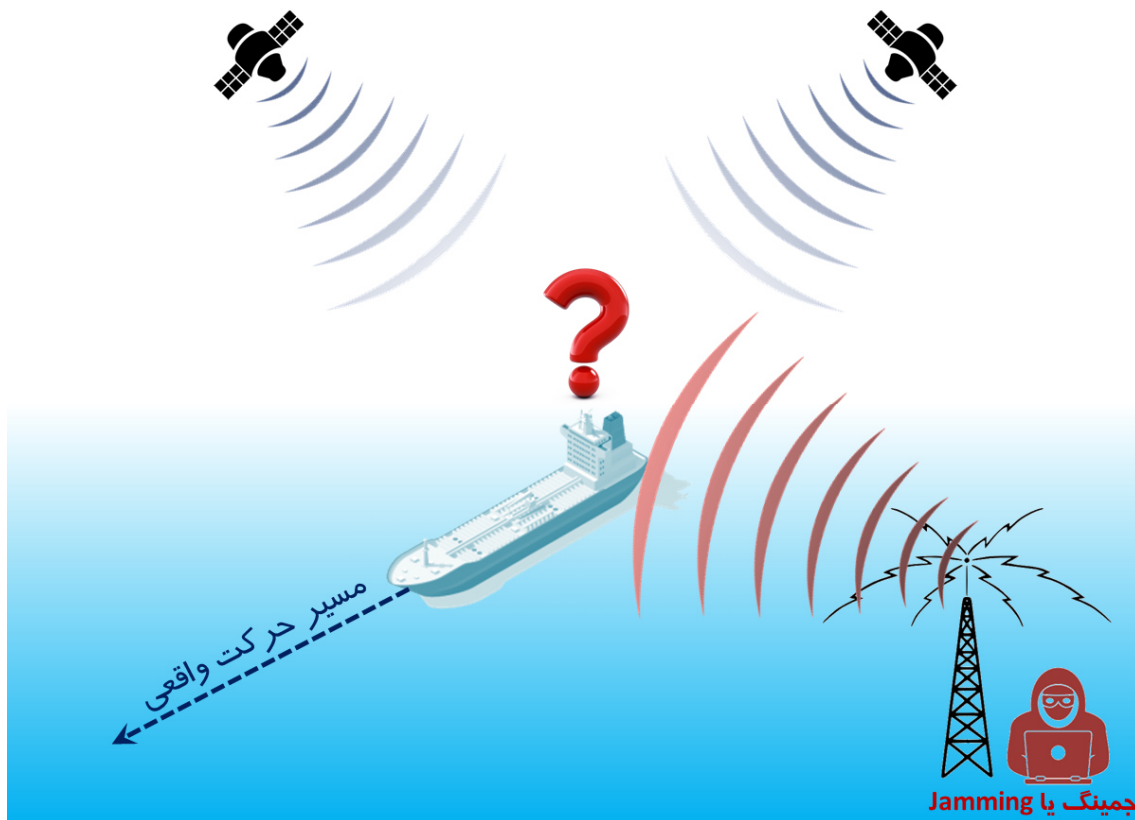
### جمینگ چیست؟

جمینگ عموماً به واسطه ایجاد 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 جمینگ، عموماً به «ایجاد اختلال و مزاحمت عمدی در کارکرد گیرنده‌های GNSS» اطلاق می‌شود، با این وجود، جمینگ بعضاً توسط عوامل غیرعمدی (مشمول بر وضعیت فضای حول کره زمین و یا تجهیزات معیوبی که منجر به ایجاد و ارسال فرکانس مزاحمی در همان باند  $L_1$  و در نتیجه ایجاد شرایط جمینگ یا اختلال بر روی دریافت سیگنال گیرنده GNSS می‌گردد) نیز ایجاد می‌شود؛ به عنوان نمونه، رادارها و یا فرستنده‌های مخابراتی، اگرچه

<sup>۴</sup> Jamming

<sup>۵</sup> Spoofing

در یک باند فرکانسی کلاً متفاوت از باند فرکانسی GNSS کار می‌کنند، اما گاهی اوقات ممکن است همزمان با کارکرد این تجهیزات، مقادیر هرچند بسیار کوچکی از نشتی امواج (انرژی) الکترومغناطیسی به داخل باندهای GNSS رخ دهد. از طرفی برخی از باندهای فرکانسی GNSS با برخی از باندهای فرکانسی رادارهای مشخص و نیز با باندهای فرکانسی 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 ارسال فرکانس در فرکانس‌های نزدیک به فرکانس کاری گیرنده‌های GNSS می‌نمایند. از طرفی، اگرچه یک گیرنده GNSS، دارای فیلترهایی است که هدف از طراحی و ساخت این فیلترها، تنها گوش کردن به باندهای GNSS و فیلتر نمودن دیگر باندهای فرکانسی است، اما همین گیرنده می‌تواند به طور ناخواسته به انرژی‌های ساطع شده از سمت 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 نشتی از فرستنده‌های مخابراتی و امثال آن است. شماتیکی از اثرات جمینگ در ناوبری یک کشتی، در شکل (۶-۱) نشان داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، به واسطه اختلال ایجاد شده توسط یک 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 حتی پرش در مقادیر مرتبط با ناوبری (نظیر موقعیت و سرعت و امثال آن) مواجه می‌شوند.



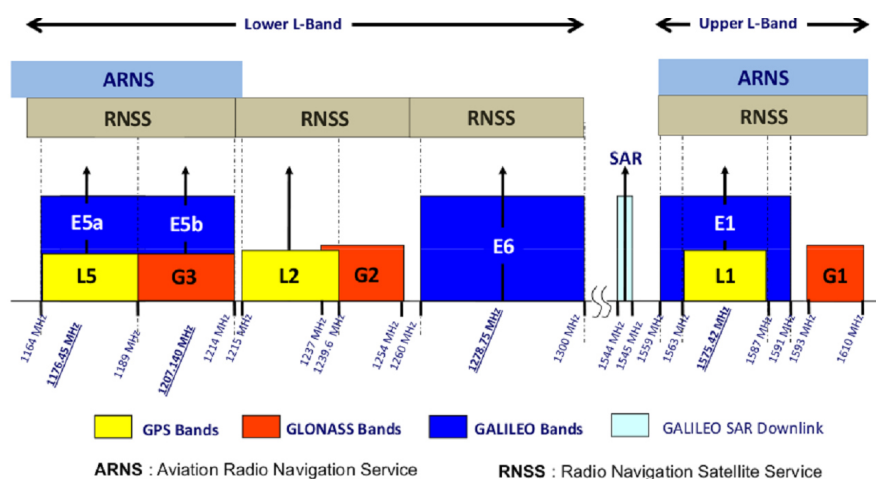
**شکل (۶-۱)** شماتیکی از اثرات جمینگ در ناوبری یک شناور؛ همانطور که مشاهده می‌شود، گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، در حال دریافت اطلاعات GNSS از ماهواره‌های در نقطه دید بود است؛ اما به واسطه اختلال ایجاد شده توسط فرستنده زمینی یا همان ایستگاه جمینگ بر روی گیرنده GNSS موجود بر روی شناور، داده‌های محاسباتی 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



محافظة شخصی نیز کاربرد دارد. تجهیزات جمنیگ GNSS به سادگی در دسترس بوده و از قیمت اندکی نیز برخوردار هستند؛ اما در اغلب کشورها، استفاده از این تجهیزات، بر خلاف مقررات و قوانین مخابراتی است. همانطور که در شکل (۶-۲) نشان داده شده است، چهار باند فرکانسی اصلی وجود دارد که به «سرویس ماهواره‌ای ناوبری رادیویی، RNSS»<sup>۶</sup> 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.



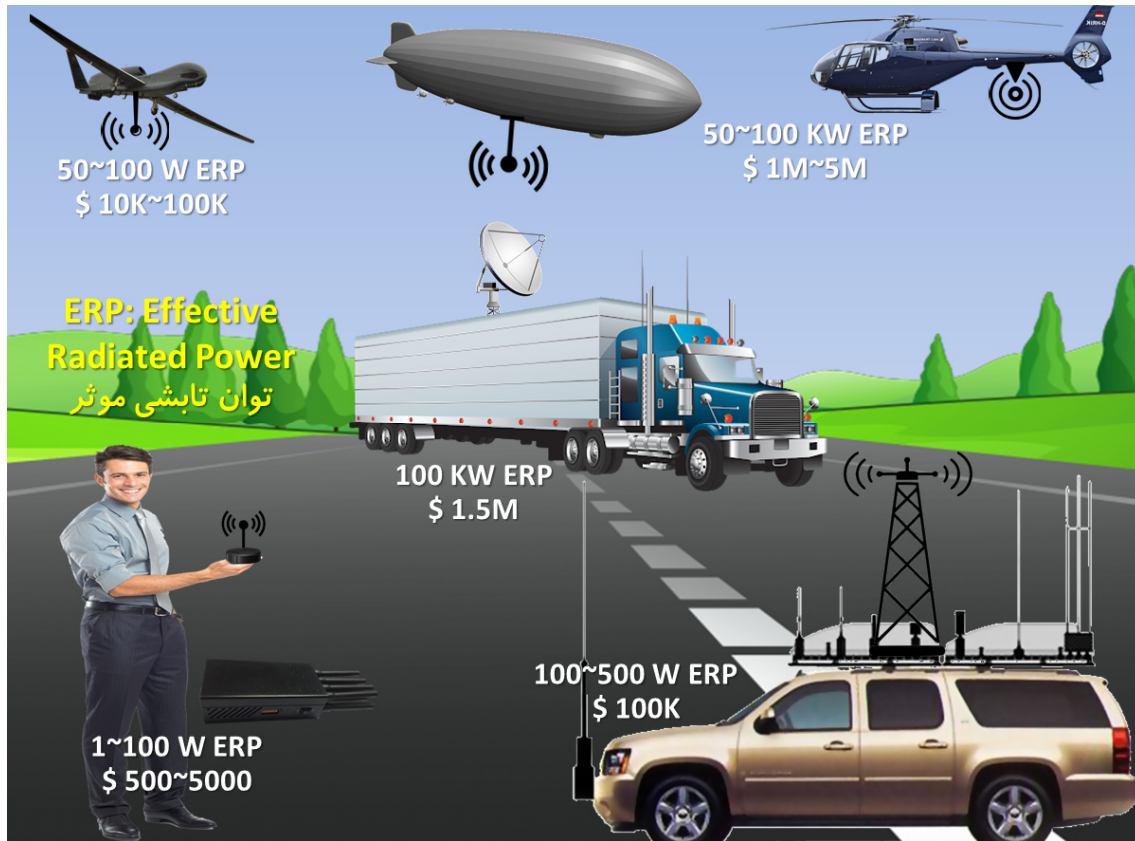
**شکل (۶-۲) شماتیکی از چهار باند فرکانسی اصلی که به سرویس ماهواره‌ای ناوبری رادیویی، RNSS، تخصیص یافته‌اند و در این باندها، سیستم‌های GNSS نیز کار می‌کنند.**

اغلب گیرنده‌های تجاری امروزی، تنها در باند  $L_1$  کار می‌کنند. این باند فرکانسی، اولین باند توسعه یافته برای سیگنال‌های ماهواره‌ای بود و برای چندین دهه است که مورد استفاده کاربران قرار 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 جمنیگ قرار دارند و به راحتی در مقابل جمنیگ شکست خواهند خورد. اگرچه در نسل‌های جدید گیرنده‌های چند فرکانسی، جهت جمنیگ موفق سیگنال‌های GNSS، لازم است که کلیه باندهای GNSS را مختل نمود، اما از سوی دیگر و برای ایجاد اختلال در چنین گیرنده‌هایی، لازم است که جمرهای گرانتیتمت و پیچیده چندفرکانسی ساخته شود.

در شکل (۶-۳) شماتیکی از انواع مختلف جمرها به همراه قیمت تخمینی آنها نشان داده شده است؛ در شرایط جنگی، کشف موقعیت حضور جمرهای پرتوان، به واسطه توان تابشی قدرتمند آنها، کار چندان سختی نبوده و به همین دلیل، به آسانی می‌توان آنها را مورد شناسایی و حتی مورد اصابت قرار داد. بالعکس، کشف موقعیت حضور جمرهای کم‌توان، سخت و گاه غیرممکن است؛ به همین دلیل است که عموماً از این جمرها به صورت جمرهای منطقه‌ای برای

<sup>۶</sup> Radio Navigation Satellite Service

آلوده‌سازی یک منطقه مشخص در میدان نبرد استفاده می‌شود و به همین دلیل و جهت مقابله با این تجهیزات جیمینگ و خنثی سازی اثرات مخرب آنها، لازم است که از فناوری‌های ضدجیمینگ مدرن و بهبود فناوری‌های به کار رفته در گیرنده‌های GPS، بهبود و ارتقای آنتن‌های به کار رفته در این گیرنده‌ها، تلفیق اطلاعات ناوبری ماهواره‌ای با دیگر اطلاعات ناوبری مستقل از ماهواره (مثلاً استفاده از INS) و دیگر تجهیزاتی که در معرض خطر جیمینگ قرار نمی‌گیرند، استفاده نمود. طرفداران سیستم‌های ناوبری اینرسی INS بالاخص انواع با دقت بالای این سیستم‌ها، اینطور استدلال می‌کنند که با حضور سیستم‌های دقیق اینجینی، دیگر نیازی به استفاده از گیرنده‌های GPS ضدجیمینگ نخواهد بود، در مقابل، طرفداران گیرنده‌های مدرن GPS اینطور استدلال می‌کنند که با حضور چنین گیرنده‌هایی، دیگر نیازی به استفاده از تجهیزات پیچیده و گران‌قیمتی نظیر سیستم‌های ناوبری اینرسی INS با دقت بالا نخواهد بود.



شکل (۳-۶) شماتیکی از انواع مختلف جمرها و قیمت‌های تخمینی برای آنها

در این شکل، ERP بیانگر «توان تابشی موثر»<sup>۷</sup> مربوط به هر فرستنده جمر بوده و برای هر فرستنده جمر، توسط رابطه (۱-۶) محاسبه می‌شود:

$$\begin{array}{c}
 \text{Tx Output Power} \\
 \text{توان خروجی Tx}
 \end{array}
 +
 \begin{array}{c}
 \text{In-line Attenuation \& Connection Loss} \\
 \text{تلفات اتصالات و تضعیف در طول مسیر}
 \end{array}
 +
 \begin{array}{c}
 \text{Antenna Gain} \\
 \text{بهره آنتن}
 \end{array}
 = \text{ERP}
 \quad (1-6)$$

به عنوان مثال، برای یک فرستنده جمر که دارای توان جیمینگ خروجی ۵۰ میلی‌واتی بوده و تلفات اتصالات و تضعیف در طول مسیر نیز به میزان 3 dB- بوده است و از یک آنتن با بهره 9 dB+ استفاده می‌کند، عدد ERP به صورت

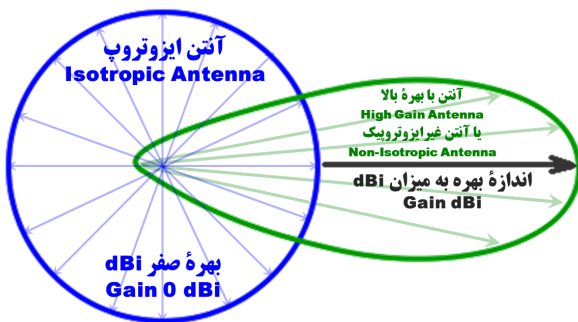
<sup>۷</sup> Effective Radiated Power

رابطه (۲-۶) محاسبه خواهد شد<sup>۱</sup>:

$$50\text{mW}(\text{or } -13\text{dBW}) + (-3\text{dB}) + (+9\text{dBd}) = -7\text{dBW} \text{ (Or } 199\text{mW)} \quad (2-6)$$

که در رابطه (۲-۶) برای تبدیل توان بیان شده بر حسب دسی بل، به توان معادل بیان شده بر حسب وات بایستی از رابطه  $\frac{\text{Power in dB}}{10} = \text{Power in Watt}$  استفاده نمود؛ به عنوان مثال، بر طبق رابطه ارائه شده، توان  $-13\text{ dBW}$  معادل  $\frac{\text{Power in dB}}{10} = 10^{-1.3} \cong 0.0501\text{ Watt}$  یا تقریباً ۵۰ میلی وات است.

قبل از ادامه بحث، لازم است توضیحات مختصری در خصوص «بهره آنتن<sup>۲</sup>» یک فرستنده / گیرنده ارائه نماییم: «بهره آنتن» یک نشانگر عملکردی اندازه گیری شده در مقایسه با یک منبع آنتنی مرجع است؛ به بیان مهندسی، بهره آنتن بر حسب دسی بل و بر روی حالت ایزوتروپیک، dBi، اندازه گیری می شود که این حالت ایزوتروپیک اشاره به نحوه عملکرد یک «آنتن ایده آل» دارد که انرژی دریافتی / ارسال خود را به صورت یکنواخت و در تمام جهات دریافت / منتشر می نماید که در این وضعیت در اصطلاح گفته می شود که بهره آنتن ایده آل مزبور برابر 0 dBi است. اما از سوی دیگر و همانطور که در شکل (۴-۶) نشان داده شده است، در یک «آنتن فرستنده<sup>۱</sup>»، بهره آنتن مزبور بیان کننده توانمندی آن آنتن جهت تبدیل توان ورودی به «امواج رادیویی ارسال در یک جهت خاص و مشخص» است. اما در یک «آنتن گیرنده<sup>۱</sup>» بهره آنتن مزبور بیان کننده توانمندی آن آنتن جهت تبدیل «امواج رادیویی دریافتی از یک جهت خاص و مشخص» به توان الکتریکی است.



شکل (۴-۶) شماتیکی از الگو یا Pattern تابش در یک آنتن ایزوتروپ با سطح یکنواخت و یکسانی از پراکندگی انرژی دریافتی / ارسال در «تمام جهات» در مقایسه با یک آنتن با بهره بالا (آنتن غیر ایزوتروپیک) با سطح غیر یکنواخت و غیر یکسانی از پراکندگی انرژی دریافتی / ارسال «در یک جهت مشخص»



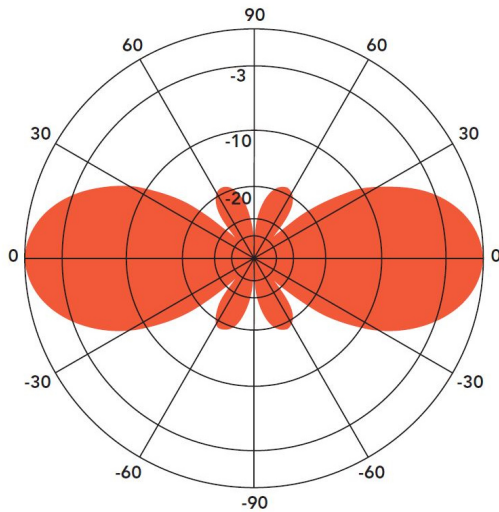
شکل (۵-۶) سمت راست: تصویری از یک آنتن جهت دار، یا در اصطلاح Directional، سمت چپ: شماتیکی از الگوی تابش یک آنتن جهت دار

<sup>۱</sup> منظور از dBi، گین یک آنتن Half-Wave Dipole است که نسبت به یک آنتن ایده آل ایزوتروپیک، یک آنتن به مراتب واقعی تر محسوب می شود.

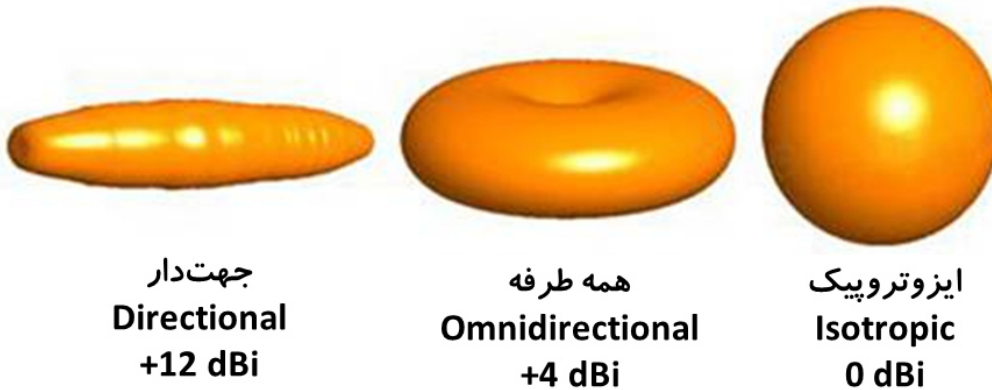
<sup>۲</sup> Antenna Gain

<sup>۱</sup> Transmitting Antenna

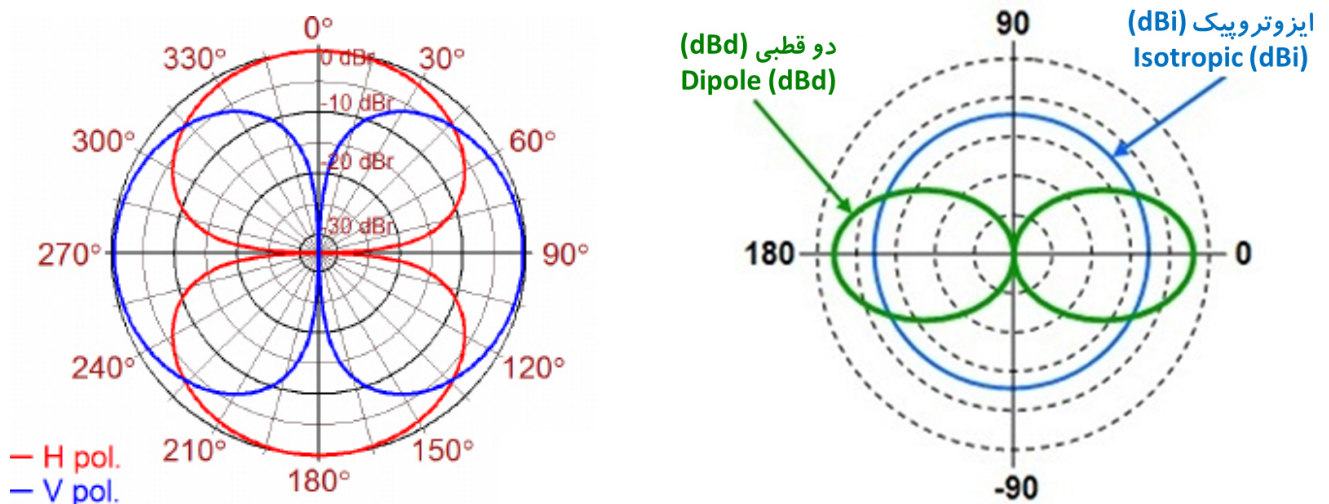
<sup>۱</sup> Receiving Antenna



شکل (۶-۶) سمت راست: تصویری از آنتن همه طرفه یا در اصطلاح Omnidirectional؛ سمت چپ: شماتیکی از الگوی تابشی آنتن همه طرفه



شکل (۶-۷) شماتیکی از الگوی تابشی سه آنتن ایزوتروپیک، همه طرفه و جهت دار



شکل (۶-۸) سمت راست: شماتیکی از الگو یا Pattern تابش در یک آنتن غیرایزوتروپ دو قطبی (رنگ سبز) در مقایسه با الگو یا Pattern تابش در یک آنتن ایزوتروپ (رنگ آبی)؛ سمت چپ: شماتیکی از الگو یا Pattern تابش در یک آنتن غیرایزوتروپ دو قطبی با پلاریته افقی (رنگ قرمز) در مقایسه با الگو یا Pattern تابش در یک آنتن غیرایزوتروپ دو قطبی با پلاریته عمودی (رنگ آبی)

## شرحی بر مفهوم «نسبت جمر به سیگنال (J/S)»

یکی از ملاک‌های بیان توانمندی یک گیرنده GPS برای دریافت و قفل بر روی سیگنال ماهواره‌ای GPS در حضور نویز محیطی (چه نویز محیطی غیر عمدی و چه نویز محیطی عمدی و جمنینگ)، «ماکزیمم نسبت میان توان نویز محیطی و یا سیگنال جمنینگ (J) به توان سیگنال دریافتی از ماهواره (S)» بوده که به اختصار «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» نامیده می‌شود. بدیهی است که هر چه این نسبت بزرگتر باشد، به معنای قدرت بالاتر سطح نویز (سطح جمنینگ) محیطی و ضعف نسبی سطح سیگنال GPS محیطی است؛ به بیان دیگر، زمانی که سطح سیگنال محیطی GPS در یک نقطه به هر دلیلی تضعیف شود و یا سطح نویز (سطح جمنینگ) محیطی در یک نقطه بالا برود، این امر بدان معناست که با افزایش «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» در آن نقطه مواجه شده‌ایم.

توجه داشته باشید زمانی که برای یک گیرنده GPS خاص، یک «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» مشخص می‌شود، این بدان معناست که تا زمانی که اندازه توان نسبی نویز (جمنینگ) از مقدار صفر افزایش یافته تا به این سطح از «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» برسد، گیرنده مزبور می‌تواند به صورت مداوم نسبت به پردازش سیگنال GPS در حضور نویز محیطی (یا سیگنال جمنینگ) مزبور اقدام نماید. بدیهی است که گیرنده‌ای که دارای قابلیت تحمل «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» بزرگتری باشد، از قابلیت بالاتر و تحمل بالاتر در مقابل نویز محیطی (یا سیگنال جمنینگ) برخوردار بوده و قاعدتاً از پیچیدگی و قیمت بالاتری نیز برخوردار خواهد بود.

به واسطه سطح سیگنال بسیار ضعیف مربوط به سیگنال‌های ماهواره‌ای دریافتی در سطح زمین، اندازه «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» دارای مقداری به مراتب بزرگتر از واحد است؛ به عنوان نمونه، برای گیرنده کلاس نظامی DAGR<sup>11</sup> که تصویری از آن در شکل (۶-۹) نشان داده شده است و یک گیرنده دوفرکانسی مخصوص نیروهای مسلح ایالات متحده و کشورهای متحد ایشان است و دارای سخت‌افزار لازم برای رمزگشایی از سیگنال‌های رمزنگاری شده کلاس نظامی کد دقیق P(Y) نیز می‌باشد، ماکزیمم مقدار J/S برای دریافت سیگنال‌های غیرنظامی GPS با کد غیردقیق L<sub>1</sub> C/A، برابر ۲۵۰ است؛ در حالی که برای دریافت سیگنال‌های رمزنگاری شده کلاس نظامی کد دقیق P(Y)، ماکزیمم J/S به مراتب بزرگتر بوده و برابر ۲۵۰۰ است. به راحتی می‌توان نشان داد که وقتی یک گیرنده دارای قابلیت گرفتن سیگنال‌های رمزنگاری شده کلاس نظامی کد دقیق P(Y) است، در واقع این گیرنده قابلیت آن را دارد که در حضور سیگنال‌های جمنینگ با توانی به میزان ۱۲۶۰۰ برابر بزرگتر از توان سیگنال‌های معمول GPS، بر روی سیگنال‌های رمزنگاری شده کلاس نظامی کد دقیق P(Y) قفل نموده و عملاً در حضور این نویز محیطی (در حضور این سیگنال جمنینگ) کارکرد دائم و مستمر و بدون دغدغه داشته باشد. شاید برایتان جالب باشد که بدانید یک جمر با توانی به بزرگی  $2 \times 10^{-12}$  وات، می‌تواند بر روی دریافت و قفل بر روی سیگنال‌های معمولی GPS اختلال جدی ایجاد نماید، در حالی که سطح توان تجهیزات محافظت شخصی و جمرهای بسیار معمولی و ارزان‌قیمت به مراتب بزرگتر از  $2 \times 10^{-12}$  وات است؛ به بیان ساده، اینطور می‌توان نتیجه گرفت که دریافت سیگنال‌های معمول توسط یک گیرنده GPS معمولی که در حال دریافت اطلاعات ماهواره‌ای در کد غیردقیق C/A قرار دارد، در شرایطی که گیرنده مزبور در یک محیط جمنینگ قرار گرفته باشد، تقریباً غیرممکن خواهد بود؛ چرا که فناوری به کار رفته در این گیرنده‌های معمولی GPS، دارای آستانه تحمل محدودی در مقابل جمرها (به میزان J/S برابر -27 dB) هستند.

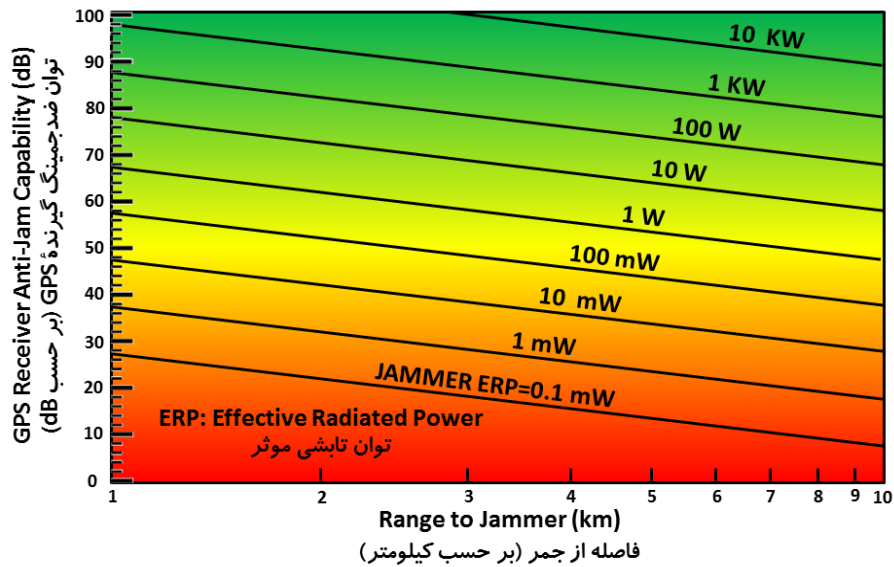
<sup>11</sup> Defense Advanced GPS Receiver



**شکل (۹-۶) تصویری از یک گیرنده کلاس نظامی DAGR مورد استفاده در نیروهای مسلح ایالات متحده و کشورهای متمدن ایشان؛ این گیرنده دو فرکانسی بوده و قابلیت رهگیری دو فرکانس  $L_1/L_2$  (یعنی قابلیت دریافت سیگنال‌های با فرکانس  $L_1$  با کد غیردقیق C/A و کد دقیق P(Y) و نیز فرکانس  $L_2$  با کد دقیق P(Y) را دارد).**

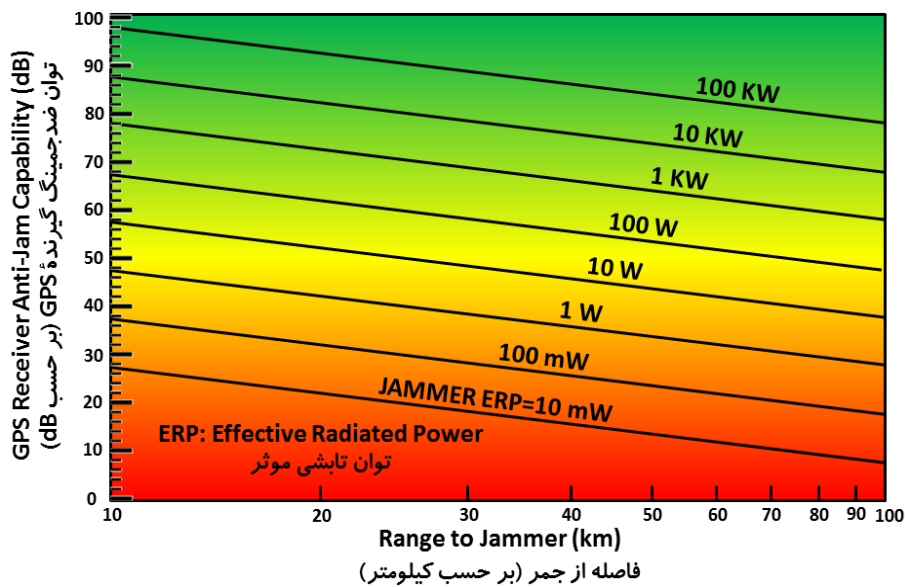
بدیهی است که حضور گیرنده GPS در محیط‌های محصور نظیر جنگل، فضای محصور به ساختمان‌ها و امثال آن، منجر به کاهش «سطح سیگنال به نویز یا در اصطلاح SNR<sup>۳</sup>» (حتی در صورت عدم وجود هرگونه اختلالات فرکانسی عمدی نظیر جمینگ و امثال آن) خواهد شد. این کاهش سطح سیگنال، منجر به افزایش «نسبت جمر به سیگنال (J/S)» موثر، حتی در صورت عدم وجود هرگونه اختلال عمدی (از نوع جمینگ) و یا اختلال غیرعمدی شده و به همین دلیل و در این شرایط، به گیرنده‌های حساس‌تر و با فناوری پیچیده‌تر نیاز خواهد بود. در این شرایط، بعضاً به استفاده از تجهیزات تقویت سیگنال GPS (مثلاً استفاده از شبه‌ماهواره‌ها) و یا حتی استفاده از دیگر سیستم‌های ناوبری مستقل از ماهواره (مثلاً INS) احتیاج خواهد بود. بدیهی است که در این شرایط، ملزم به استفاده از تلفیق داده‌ها نیز خواهیم بود. در نمودار شکل (۶-۱۰) که یک نمودار برای ارزیابی توان مقاومت گیرنده‌های GPS در مقابل سیستم‌های جمینگ است، می‌توان دید که یک جمر با توان ۱۰۰ میلی‌وات در مقابله با یک گیرنده GPS که دارای مقاومت به جمینگ با توان مقاومت به جمینگ به میزان 40 dB است، دارای بُرد اثرگذاری ۱۰ کیلومتری است؛ به بیان دیگر، جمری با توان نه چندان بالای ۱۰۰ میلی‌واتی، قادر است تا شعاع ۱۰ کیلومتری، بر روی یک گیرنده GPS با توان مقاومت به جمینگ تا 40 dB، اختلال از نوع جمینگ ایجاد نماید. از روی شیب خطوط ترسیم شده در نمودار شکل (۶-۱۰) اینطور می‌توان دریافت که برای مقابله با جمینگ، بهتر است که گیرنده GPS در نظر گرفته شده، دارای یک حاشیه امن حداقل به میزان 10 dB بالاتر از توان جمینگ جمر موجود در منطقه مورد نظر به شعاع ۱۰ کیلومتر باشد.

<sup>۳</sup> Signal to Noise Ratio



شکل (۶-۱۰) نمودار مربوط به توان ضدجیمینگ گیرنده GPS (بر حسب dB) ترسیم شده بر حسب فاصله از جمر (بر حسب کیلومتر)

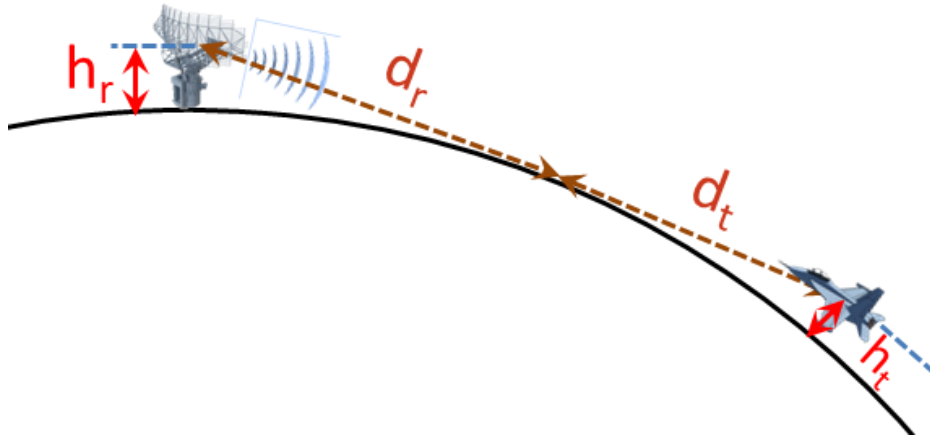
در این نمودار همچنین می‌توان دید که به چه میزان محافظت نیاز است تا بتوان برد اثرگذاری مخرب یک جمر را کاهش داد؛ با نگاهی به سمت چپ این نمودار می‌توان مشاهده نمود که برای آنکه یک گیرنده GPS بتواند در حضور یک جمر ۱ وات در شعاع یک کیلومتری از آن جمر به درستی و بدون احساس هرگونه اختلالی کار نماید، گیرنده GPS مزبور بایستی اثر جمر مزبور را تا ۶۸ دسی‌بل کاهش دهد؛ که عملاً به معنای افت تقریباً ۶ میلیون برابری توان است!<sup>۱۴</sup> لازم به ذکر است که گیرنده‌های استاندارد GPS دارای قابلیت افت توان جمر به میزان ۴۶ دسی‌بل هستند که عملاً به معنای افت نزدیک به ۴۰ هزار برابری اثرات جمر (یا افت اثرگذاری نویزهای حرارتی محیطی) است.



شکل (۶-۱۱) نمودار مربوط به توان ضدجیمینگ گیرنده GPS (بر حسب dB) ترسیم شده بر حسب فاصله از جمر (بر حسب کیلومتر)

<sup>۱۴</sup> - برای محاسبه این توان نیز بایستی از رابطه  $P = 10^{10dB} \frac{L_p}{P_0}$  استفاده نمود که در آن، P بیانگر توان اندازه‌گیری شده، P<sub>0</sub> بیانگر توان مرجع و L<sub>p</sub> بیانگر نسبت توان بر حسب دسی‌بل است.

در شکل (۶-۱۱) نیز می‌توان مشاهده نمود که یک جمر ۱ واتی قرار گرفته در شعاع ۱۰۰ کیلومتری از آنتن یک گیرنده GPS معمولی (منوط به قرار داشتن گیرنده‌های GPS معمولی در «خط دید» جمر مزبور)، می‌تواند مانع از گیرندگی کد غیردقیق C/A مورد نظر در یک منطقه وسیع به وسعت شهر بزرگی مثل تهران گردد؛ لازم به ذکر است که جمر ۱ وات، چندان گرانبه نیست و اندازه آن نیز حداکثر به بزرگی یک قوطی کنسرو ماهی است! در شکل (۶-۱۲) شماتیکی از مفهوم «خط دید» میان یک آنتن رهگیری و یک جنگنده نزدیک شونده نسبت به راستای انحنای سطح زمین نشان داده شده است.

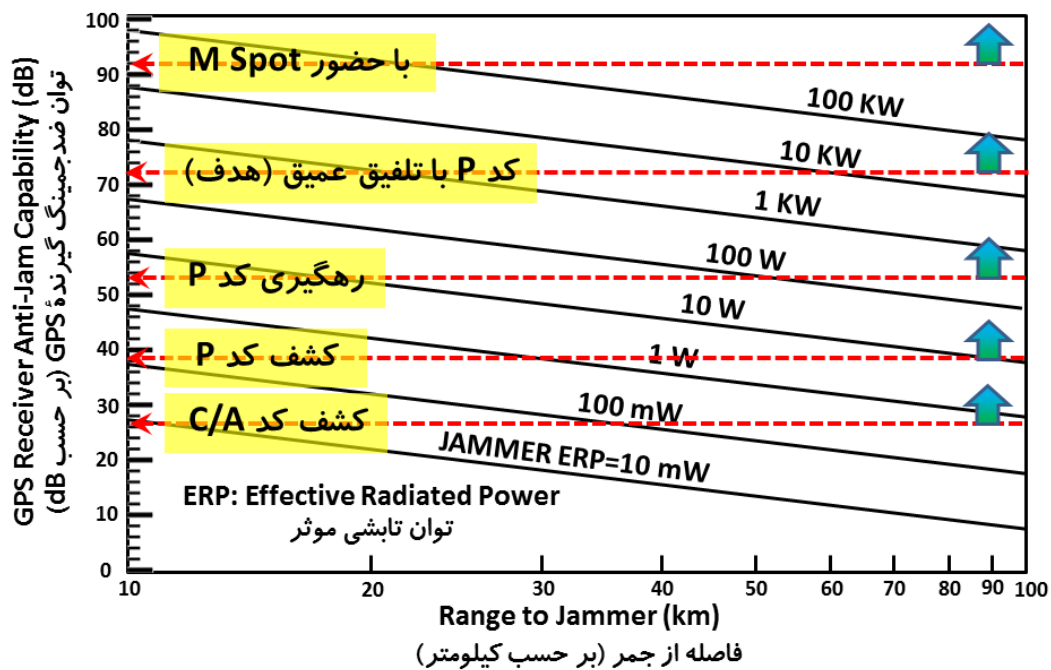


**شکل (۶-۱۲)** برای یک آنتنی که در ارتفاع  $h_r$  متری از سطح افق مملی قرار دارد، این امکان وجود دارد که هدفی نظیر هواپیمای نشان داده شده در این شکل را که در ارتفاع  $h_t$  متری از سطح افق مملی قرار دارد، از فاصله  $d_r + d_t = 4.12(\sqrt{h_r} + \sqrt{h_t})$  کیلومتری از آن هدف ببیند. به فاصله  $d_r + d_t$ ، در اصطلاح «فاصله شهودی هدف» در امتداد «خط دید» واسط میان رادار و هدف مزبور گفته می‌شود. به عنوان مثال (راداری که در شهر همدان با ارتفاع ۱۸۵۰ متری از سطح دریا نصب شده است، قادر است یک هواپیمای با سقف پروازی ۱۰۰۰۰ متری از سطح دریا را از فاصله  $d_r + d_t = 4.12(\sqrt{1850} + \sqrt{10000})$  کیلومتری (یا از فاصله ۵۸۹ کیلومتری) مشاهده نماید. البته منوط به آنکه مانعی میان «خط دید» واسط میان رادار و هواپیمای مزبور وجود نداشته باشد. مال پناهنده جای هواپیمای را با یک پهپاد مجهز به یک جمر GPS/GNSS پرتوان عوض نماییم، بدیهی است که پهپادی که در ارتفاع ۱۰۰۰۰ متری از سطح دریا پرواز می‌نماید، قادر است تا شعاع مدوفاً ۴۱۲ کیلومتری در اطراف خود، کاربرد هر گیرنده GPS/GNSS موجود بر روی سطح زمین (سطح افق مملی زمین) را به صورت کامل / نسبی دچار اختلال نماید (البته منوط به آنکه مانعی میان «خط دید» واسط میان جمر GPS/GNSS و گیرنده GPS/GNSS مزبور وجود نداشته باشد).

با توجه به شکل‌های (۶-۱۰) و (۶-۱۱) و همانطور که پیش از این نیز ذکر شد، دریافت سیگنال‌های معمول توسط یک گیرنده GPS معمولی که در حال دریافت اطلاعات ماهواره‌ای در کد غیردقیق C/A قرار دارد، در شرایطی که گیرنده مزبور در یک محیط جمینگ قرار گرفته باشد، تقریباً غیرممکن خواهد بود! در کاربردهای نظامی و در شرایطی که از گیرنده‌های قدیمی‌تر GPS با کد غیردقیق C/A استفاده می‌شود، انتظار بر این است که این گیرنده‌ها فقط در محیط‌هایی که خارج از محدوده حضور دشمن قرار دارد، از ایمنی و اعتبار مناسب برخوردار باشند؛ به همین دلیل در گیرنده‌های GPS کلاس نظامی، در محیط‌هایی که احتمال جمینگ بالاست، از کد دقیق  $P(y)$  استفاده می‌شود که از مقاومت بالاتری نسبت به جمینگ برخوردار هستند. پیش از این گفته شد که فناوری به کار رفته در گیرنده‌های معمولی GPS، که در آنها با کد غیردقیق C/A سروکار داریم، دارای آستانه تحمل محدودی در مقابل جمرها (به میزان J/S برابر -27 dB) هستند؛ این مطلب در شکل (۶-۱۳) به خوبی نشان داده شده است:

<sup>۱</sup> Target Visibility Distance





شکل (۶-۱۳) نمودار مربوط به توان ضد‌مینگ گیرنده GPS (بر حسب dB) ترسیم شده بر حسب فاصله از جمر (بر حسب کیلومتر) که در آن، ممدوده عملکرد کدهای غیردقیق C/A و کدهای دقیق P و M Spot نیز نشان داده شده است.

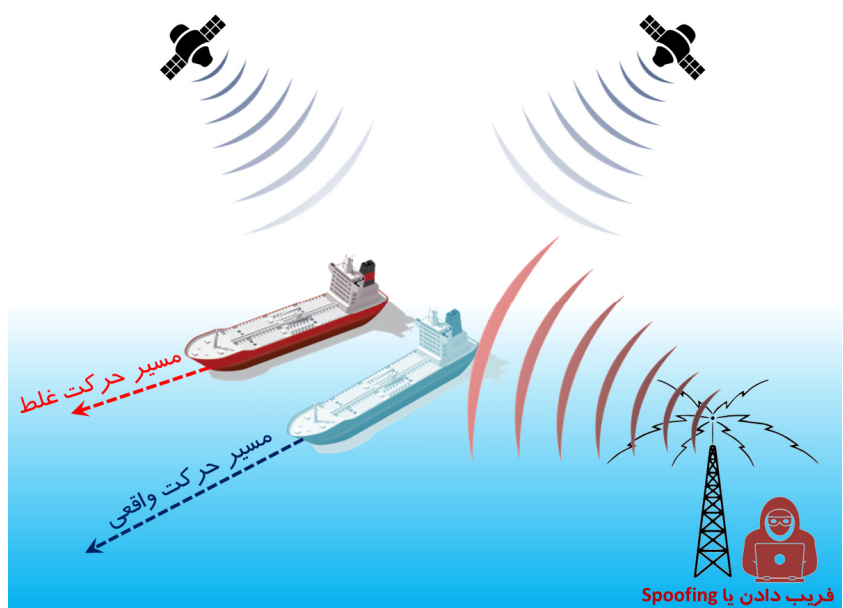
همانطور که در شکل (۶-۱۳) نشان داده شده است، برای آنکه بتوان بر روی گیرندگی و اخذ کد دقیق P(Y) یک گیرنده GPS قفل شده در توان ۵۴ الی ۵۷ دسی‌بلی، اختلال از نوع جمنینگ ایجاد نمود، به یک جمر ۱ کیلوواتی واقع در شعاع ۱۰۰ کیلومتری از آن گیرنده GPS احتیاج است. با توجه به همین شکل، بدیهی است که با نزدیک شدن گیرنده GPS مزبور به جمر، سطح توان یک جمر ۱۰ وات به قدری قدرتمند خواهد شد که امکان ایجاد اختلال در گیرندگی و اخذ کد دقیق P(Y) همان گیرنده GPS قفل شده در توان ۵۴ الی ۵۷ دسی‌بلی، در شعاع ۱۰ کیلومتری نیز وجود خواهد داشت. در ادامه نشان خواهیم داد که استفاده از معماری تلفیق با «کوپلینگ عمیق» - که با هدف تلفیق اطلاعات GPS با INS برای رهگیری ماهواره‌های GPS تا سطح J/S به میزان ۷۰ الی ۷۵ دسی‌بلی صورت خواهد گرفت - یک بهبود قابل توجه به میزان ۱۵ الی ۲۰ دسی‌بلی در رهگیری کدهای دقیق P(Y) که دارای سطح J/S به میزان ۵۴ الی ۵۷ دسی‌بلی هستند، به وجود خواهد آمد و به رهگیری با سطح J/S به میزان ۶۹ الی ۷۷ دسی‌بلی نیز دست خواهیم یافت. در آینده و با راه‌اندازی «پرتو نقطه‌ای کد M» - که در اصطلاح M Spot نیز نامیده می‌شود، یک افزایش ۲۰ دسی‌بلی در توان ارسال سیگنال ماهواره‌های GPS ایجاد خواهد شد که این موضوع نیز یک بهبود افزایشی قابل توجه ۴۰ دسی‌بلی نسبت به کدهای دقیق P(Y) ایجاد خواهد نمود؛ بدیهی است که در صورت راه‌اندازی فناوری M Spot، برای آنکه بتوان بر روی گیرندگی و اخذ کد دقیق P(Y) یک گیرنده GPS قفل شده در توان ۵۴ الی ۵۷ دسی‌بلی، اختلال ایجاد نمود، به یک جمر ۱۰۰ کیلوواتی واقع در شعاع ۱۰ کیلومتری از آن گیرنده GPS احتیاج خواهد بود که عملاً به معنای افزایش قابل توجه در میزان مقاومت گیرندگی یک گیرنده GPS در مقابل جمنینگ است.

## فرب چيست؟

در حين فرآيند فريب، با ايجاد سيگنال‌هاي «كاملاً شبیه» به سيگنال‌هاي GNSS و كد نمودن و انتقال آنها جهت فريب دادن گيرنده GNSS، آن گيرنده GNSS متاثر شده و در اين شرايط، گيرنده GNSS تصور مي‌نمايد كه در جايي و در مكاني غير از مكان واقعي كه هم اكنون در آن قرار دارد، حضور داشته و يا در مسير ديگري غير از مسير واقعي كه هم اكنون در آن حركت مي‌كند، در حال حركت است. به بيان ديگر، تمرکز «حملات فريب GNSS» عموماً بر روي فريب يك گيرنده GNSS و با انتشار سيگنال‌هاي غيرواقعي و غيرصحيح GNSS (و البته كاملاً شبیه به سيگنال‌هاي واقعي و طبيعي GNSS) قرار دارد. سيگنال‌هاي فريب دهنده مي‌توانند به نحوي اصلاح شوند كه منجر به محاسبه يك موقعيت غلط براي گيرنده GNSS گرديده و يا آنكه همان موقعيت واقعي گيرنده را گزارش دهد، اما در يك زمان متفاوتي كه ايستگاه فريب دهنده اين زمان را تعيين خواهد نمود و اين عمل نيز به معنای گزارش غلط سرعت گيرنده GNSS و به تبع آن جابجايي غلط آن جسم متحرك در مسيري غير از مسير واقعي و در نتيجه انحراف تدريجي آن جسم از مسير واقعي خود است!

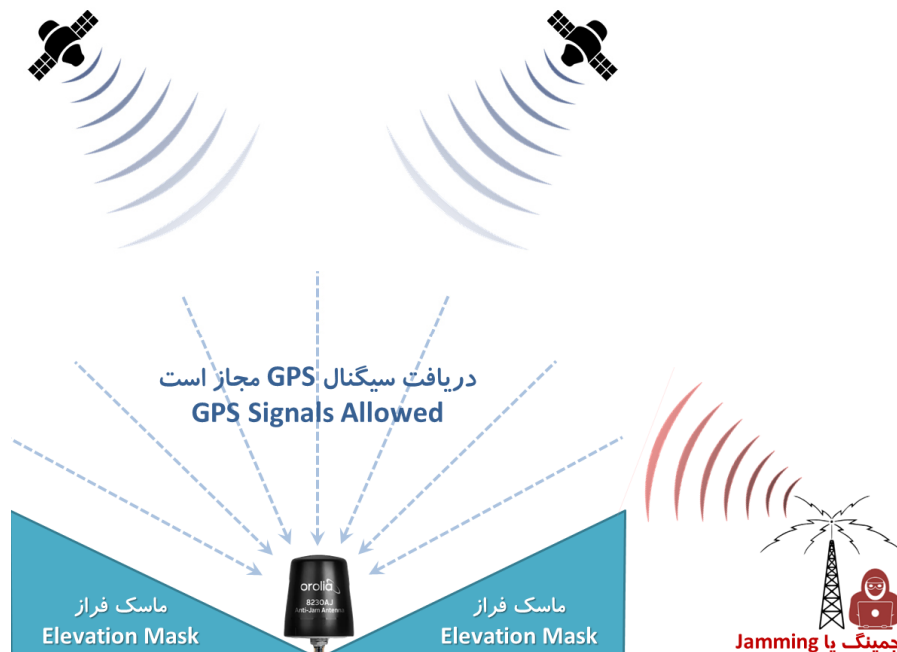
يكي از شكل‌هاي رايج حملات فريب GNSS، كه به آن در اصطلاح Carry-off Attack نيز گفته مي‌شود، با انتشار سيگنال‌هاي سنكرون شده با سيگنال‌هاي اصلي GNSS - مشاهده شده توسط گيرنده هدف - شروع مي‌شود؛ در اين روش، توان سيگنال‌هاي فريب، به صورت تدريجي و رفته‌رفته افزايش يافته تا جايي كه گيرنده GNSS شروع به رهگيري سيگنال‌هاي غلط و در نتيجه، گزارش يك موقعيت غلط براي سيگنال اصلي خواهد نمود. فريب دادن سيگنال‌هاي GNSS با هدف آنكه شناسايي نشوند، در كلاس نظامي قرار داشته و عموماً و در زمان صلح، از اين روش فريب استفاده نمي‌شود. نوع خاصي از فريب وجود دارد كه در اصطلاح Meaconing ناميده مي‌شود؛ در اين روش، كه نيازمند تجهيزات ساده‌تر از تجهيزات فريب است، از يك تكرر كننده GPS/GNSS استفاده مي‌شود. اين روش بر مبناي «ذخيره يك سيگنال واقعي GPS/GNSS در يك مكان و در يك زمان مشخص و انتشار (پخش) مجدد همان سيگنال‌هاي واقعي به دام افتاده در يك جاي ديگر و يا ارسال مجدد اين سيگنال‌ها در يك زمان متفاوت» بنا نهاده شده است. در شكل (۶-۱۴)، شماتيكي از Spoofing كه منجر به «گزارش موقعيت غلط در زمان صحيح فعلي» و يا «گزارش موقعيت درست در يك زمان غلط» براي يك شناور شده است، نشان داده شده است كه هر دو نوع اختلال عملاً به معنای گزارش يك موقعيت غلط / يا راستاي حركت غلط / يا اندازه سرعت غلط براي شناور خواهد شد.

**شكل (۶-۱۴) شماتيكي از اثرات فريب در ناوبري يك شناور؛ همانطور كه مشاهده مي‌شود، گيرنده GNSS موجود بر روي شناور، در حال دريافت اطلاعات GNSS از ماهواره‌هاي در نقطه دید خود است؛ اما به واسطه اختلال ايجاد شده توسط فرستنده زميني يا همان ايستگاه فريب بر روي گيرنده GNSS موجود بر روي شناور، داده‌هاي مماسباتي موقعيت و سرعت و وضعيت شناور، كاملاً گمراه شده و منجر به «گزارش يك موقعيت غلط در زمان صحيح فعلي» و يا «گزارش يك موقعيت درست در يك زمان غلط» مي‌شود كه هر دو نوع اختلال عملاً به معنای گزارش يك موقعيت غلط / يا راستاي حركت غلط / يا اندازه سرعت غلط براي شناور خواهد شد.**



## تشخیص و تخفیف جمینگ

تشخیص جمینگ، 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 هر گونه انرژی مزاحم در این باند، عملاً به معنای آن است که با تداخل الکترومغناطیسی یا نوعی جمینگ 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»<sup>۱</sup> 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 واقع مانع از بروز تداخلات فرکانسی موجود در سطح افق محلی در تمام باندهای فرکانسی خواهد شد.



**شکل (۶-۱۵)** هر آنتنی که بتواند انرژی‌های ساطع شده از هر منبعی در زوایای فراز کمتر از ۲۰ الی ۳۰ درجه را مسدود نماید، در واقع مانع از بروز تداخلات فرکانسی موجود در سطح افق محلی در تمام باندهای فرکانسی خواهد شد.

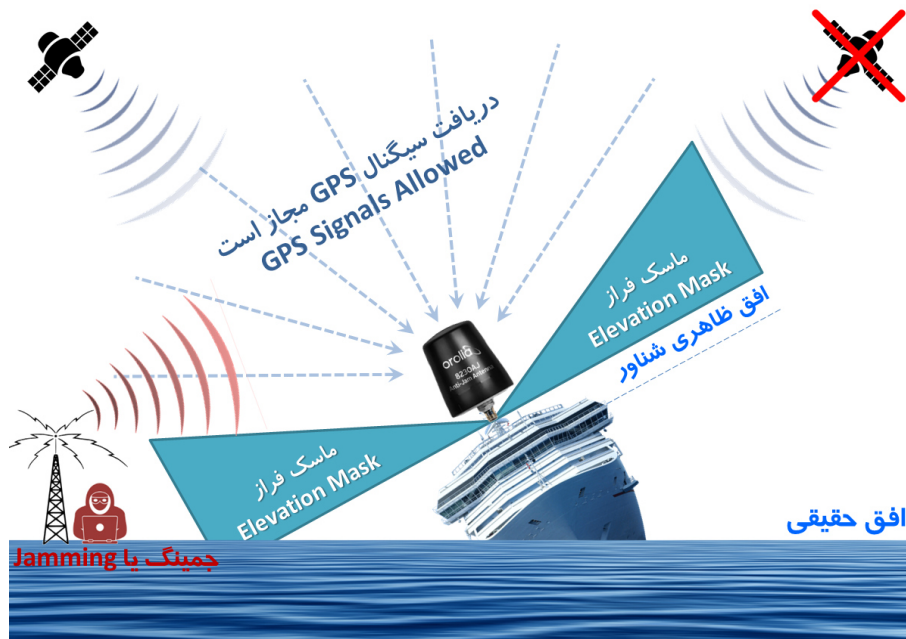
با این وجود، در این روش دو محدودیت جدی وجود دارد:

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 و به زبان ساده‌تر، بهترین ترکیب هندسی موقعیت ماهواره‌ها برای مثلث‌سازی موقعیت افقی و بهترین جواب ناوبری ماهواره‌ای زمانی حاصل خواهد شد که به سیگنال‌های واقع در سطح افق گوش فرا دهیم؛ بدیهی است که در اثر استفاده از آنتن‌های ضد جمینگ مسدود کننده افق و به تبع آن، حذف این ماهواره‌ها از حل مسئله ناوبری، دقت ناوبری

<sup>۱</sup> Horizontal Nuller Antenna

ماهواره‌ای به میزان قابل توجهی کاسته خواهد شد. در گیرنده‌های جدید، این مشکل تا حد زیادی مرتفع شده است و با استفاده از تعدد ماهواره‌های موجود در نقطه دید (خط دریافت سیگنال) گیرنده، کمتر با مشکل تضعیف دقت ناوبری در اثر استفاده از آنتن‌های مسدود کننده افق مواجه خواهیم شد. تجربه نشان داده است که در نسل جدید گیرنده‌های مسدود کننده افق، 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 خود، 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.



**شکل (۶-۱۴) همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، غلت کشتی (شناور) نشان داده شده در این شکل در اثر تلاطم امواج دریا، منجر به تغییر راستای افق ظاهری شناور نسبت به افق حقیقی سطح زمین شده و همین امر باعث شده است که علی‌رغم استفاده از آنتن گیرنده مسدود کننده افق برای ناوبری ماهواره‌ای کشتی مورد نظر، سیگنال‌های دریافتی از ماهواره نشان داده شده در سمت راست بالای شکل در معرض ماسک (فیلتر) این آنتن قرار گرفته و از آن بدتر، منجر به بروز شنیداری سیگنال‌های جمینگ (ارسالی از جمر واقع در سمت چپ پایین شکل شود.**

دومین خط تدافعی در مقابل جمینگ، فیلتر نمودن «سیگنال‌های خارج از باند»<sup>۲</sup> است؛ البته 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 ارزان‌قیمت - 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>۳</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 نماید تا به بهترین «راندمان پس زدن امواج تداخلی» دست یابید.

استفاده از آنتن‌های ضدجمینگ 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>۴</sup>، تجهیزاتی هستند که پرتوهای متمرکز

<sup>۲</sup> Out of Band Signals

<sup>۳</sup> Digital Signal Processing

<sup>۴</sup> Controlled Radiation Pattern Antennas

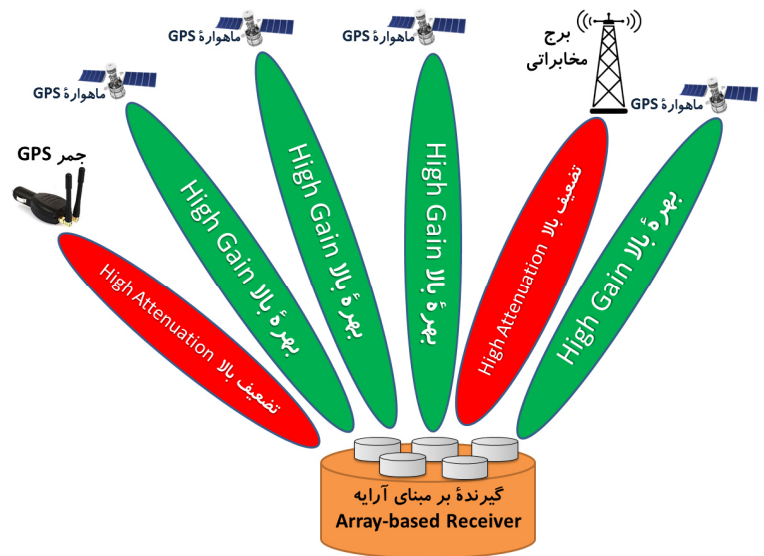
شده چند گانه تحت کنترل نرم افزار داشته و قادر هستند که این پرتوها را با هدف رهگیری ماهواره های واقعی، چرخانده و همین پرتوها را از سمت منابع ایجاد اختلال و فریب، دور نمایند. البته این تجهیزات، بسیار گرانقیمت بوده و از همینو عموماً در فناوری ها و تجهیزات نظامی از آنها استفاده می شود؛ اگرچه استفاده از این تجهیزات و آنتن های گرانقیمت، در کاربردهای غیرنظامی و عموماً در جاهایی که با جان تعداد زیادی انسان سروکار داریم (نظیر هواپیماهای مسافربری و یا کشتی های تجاری و امثال آن) نیز توصیه می شود.



**شکل (۶-۱۷) تصاویری از چند آنتن ضدجیمینگ؛ این آنتن ها، بسته به فناوری و پیچیدگی ذاتی آنها، دارای قیمت های متنوعی (از چند هزار دلار تا بیش از پنجاه هزار دلار) هستند. در تمامی این آنتن های هوشمند، پرتوها بر روی سیگنال های ماهواره ای متمرکز شده و از سمت منابع ایجاد کننده اختلال و فریب، دور فوهند شد. این آنتن ها قادر هستند که محافظت ۲۰ الی ۵۰ دسی بلی در مقابل جیمینگ ایجاد نمایند. موثرترین روش مقابله با جیمینگ، ممانعت از ورود انرژی مزاحم به داخل گیرنده است.**

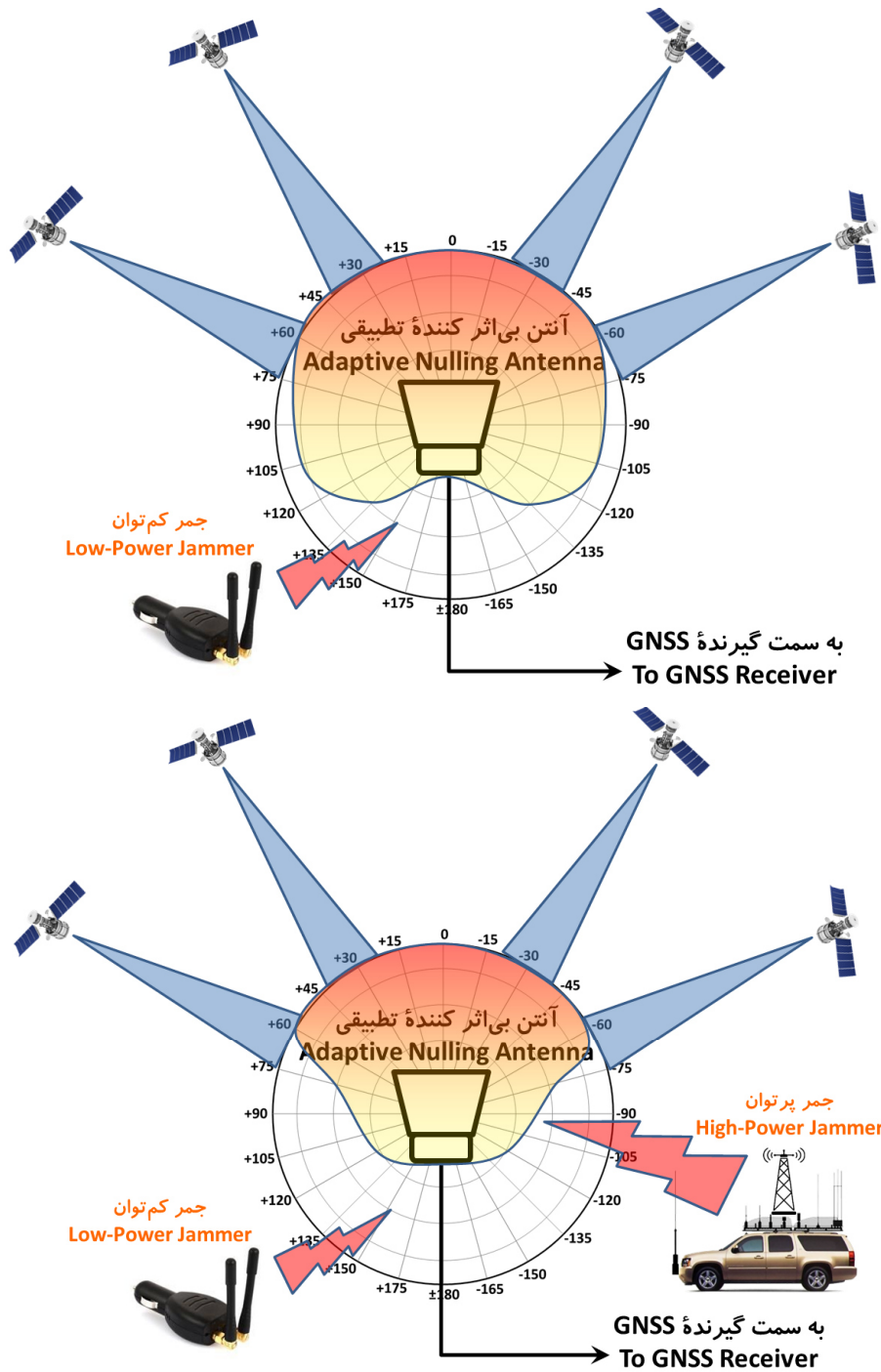
به این نوع آنتن ها، بعضاً «آنتن بی اثر کننده تطبیقی»<sup>۱</sup> نیز گفته می شود؛ این نوع آنتن ها در مقابل جیمینگ می توانند بسیار اثربخش و به نوعی هوشمند باشند، به این دلیل که این آنتن ها، نسبت به بی اثرسازی سیگنال های دریافتی از جهاتی که در آنها جمرهای قدرتمند قرار دارد، اقدام می کنند. به همین دلیل، در شرایطی که از این نوع آنتن ها استفاده شود، سطح توان جیمینگی که گیرنده GPS مزبور دریافت می کند، به میزان قابل توجهی تضعیف خواهد شد. با استفاده از این روش، می توان امیدوار بود تا زمانی که «جابجایی زاویه ای» قابل توجهی میان «جهت سیگنال GPS» و «جهت سیگنال جمر» وجود دارد، هرگونه تداخل تا سطح ۲۰ الی ۵۰ دسی بلی (و حتی بیشتر) می تواند پس زده شود.

**شکل (۶-۱۸) شماتیکی از یک «گیرنده بر مبنای آرایه»<sup>۲</sup>** که به صورت هوشمند قادر به تنظیم الگوی تابشی آنتن به شیوه الکترونیکی و تطبیقی فوهند بود؛ با استفاده از این گیرنده، نشان روی به سمت سیگنال مفیدی GNSS به جای سیگنال های جیمینگ و غیرواقعی GNSS و نیز بی اثرسازی و در اصطلاح Nulling سیگنال های دریافتی از سمت منابع تداخلی امکان پذیر بوده و با استفاده از این آنتن ها قادر فواهیم بود که بردارهای سیگنال های دریافتی از سمت فرستنده های مختلف (اعم از ماهواره های واقعی و یا جمرها) را دسته بندی و اولویت بندی نماییم. به صورت تئوریک ثابت می شود که چنانچه «گیرنده بر مبنای آرایه» دارای n عدد المان آنتنی مجزا باشد، قادر به مقابله با حداکثر n-1 عدد جمر مختلف است. البته هر چه تعداد جمر افزایش یابد، از توان مقابله آنتن مزبور کاسته فوهند شد.



<sup>۱</sup> Adaptive Nulling Antenna

<sup>۲</sup> Array Based Receiver



شکل (۶-۱۹) شماتیکی از الگوی گیرندگی یک «آنتن بی‌اثر کننده تطبیقی» در مقابل توان تشعشعی جمرهای کم‌توان و جمرهای پرتوان

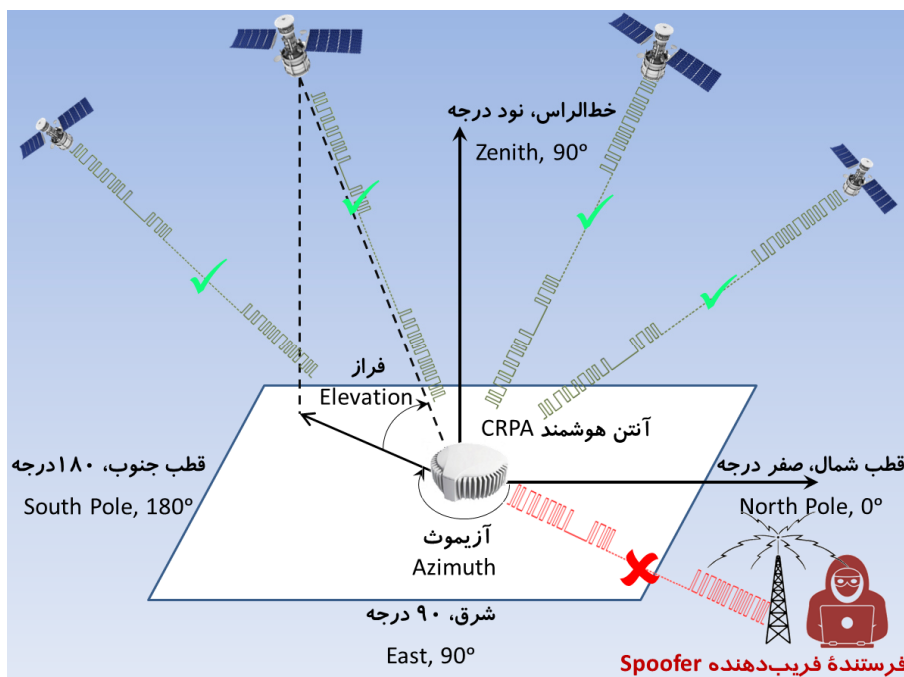
شکل (۶-۲۰) تصویری از یک «آنتن بی‌اثر کننده تطبیقی» هفت‌المانی مدل GAJT-700ML ساخته‌ی شرکت Novatel که قابلیت محافظت سیگنال‌های مامل L1 و L2 مربوط به GPS در مقابل جمرهای Broad-Band و Narrow-Band را داشته و بر روی فودروها و تجهیزات سنگین قابلیت نصب دارد.



لازم به ذکر است که ادعاهای موجود در خصوص مقابله با سیستم‌های جمنینگ، بایستی در عمل و با انجام آزمایشات متعدد تجربی صحت‌گذاری شود و هرچه قدرت و پیچیدگی سیستم‌های جمنینگ (یا در اصطلاح، هرچه توان جمرها) بیشتر بوده و فناوری به کار رفته در طراحی و ساخت آنها، مدرن‌تر باشد، مقابله با آنها نیز سخت‌تر خواهد شد.

## تشخیص و تخفیف فریب

تشخیص فریب بالاخص زمانی که فرستنده فریب‌دهنده<sup>۱</sup>، از کیفیت بالایی برخوردار باشد، بسیار سخت‌تر از تشخیص جمنینگ 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) و عمدتاً با توانی بالاتر از سطح توان GNSS 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 (۶-۲۱) شماتیکی از نحوه کارکرد یک آنتن هوشمند CRPA:** 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) و عمدتاً با توانی بالاتر از سطح توان GNSS 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.

<sup>۱</sup> Spoofer

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- به واسطه آنکه فاصله میان ماهواره‌های GNSS تا گیرنده‌های GNSS بسیار زیاد است، لذا سطح توان (قدرت) سیگنال‌های واقعی ماهواره‌های سیستم‌های GNSS، خیلی متغیر نبوده و معمولاً در یک حد نسبتاً ثابت و تقریباً غیرمتغیر نسبت به زمان و مکان قرار دارند. همانطور که پیش از این گفته شد، سطح توان سیگنال GPS دریافتی بر روی سطح زمین، با اندازه‌ای به بزرگی  $1.6 \times 10^{-16}$  وات، بسیار ضعیف و کمتر از سطح نویز محیطی است؛ از طرفی و از آنجا که فرستنده فریب‌دهنده عموماً در فاصله نزدیک و در روی زمین قرار دارد، لذا سطح توان (قدرت) سیگنال فریب، اغلب بسیار بالاتر از سطح نویز محیطی و البته بسیار بالاتر از سطح توان سیگنال GPS و امثال آن بر روی سطح زمین است، لذا در برخی سیستم‌های ضد جمنینگ، چنانچه سطح سیگنال‌های دریافتی، بالاتر از سطح نویز محیطی باشد، آن سیگنال را یک سیگنال فریب تشخیص داده و در نهایت آن را حذف (فیلتر) می‌کنند.

۲- 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 (یا به طور کلی جابجایی نسبی فرستنده و گیرنده نسبت به یکدیگر)، سطح توان سیگنال فریب نسبت به زمان و مکان، به شدت تغییر خواهد نمود و همین تغییرات شدید سطح توان سیگنال فریب نسبت به زمان/مکان نیز می‌تواند یکی از ملاک‌های تشخیص سیگنال فریب از سیگنال واقعی باشد. 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 و همین امر تشخیص سیگنال فریب از سیگنال واقعی را بسیار سخت خواهد نمود.

۳- 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.

۴- 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 یا زمان حقیقی» توسط یک گیرنده 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 که با تشخیص درست این پرش در «زمان حقیقی» خواهیم فهمید که دچار فریب شده‌ایم.

۵- با حرکت نسبی میان فرستنده امواج رادیویی و گیرنده امواج رادیویی، امواج رادیویی مورد نظر، اثر جابجایی فرکانس داپلر را تجربه خواهند نمود. اثر جابجایی فرکانس 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 فرکانس 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 این سیگنال‌ها 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 کمیت‌های ناوبری و نیز زمان است، با این وجود، روش‌های دیگری نیز برای تعیین دقیق موقعیت، سرعت و دیگر خروجی‌های ناوبری و نیز روش‌های دیگری برای زمان‌سنجی وجود دارد که برخی از مهمترین آنها عبارتند از:

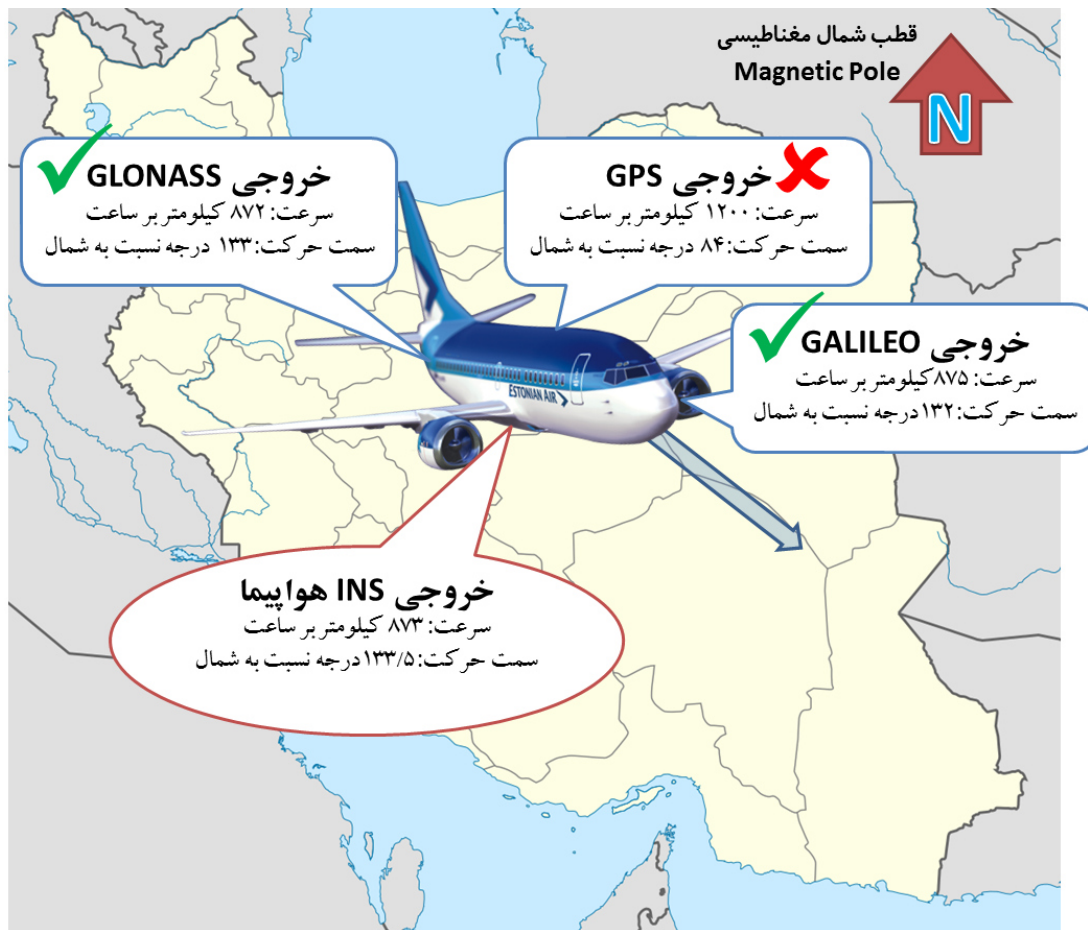
- همانطور که پیش از این نیز ذکر شد، برای موقعیت‌یابی و به طور کلی برای ناوبری، و در جاهایی که خطر جمینگ و فریب بالاست، به جای استفاده از GNSS، می‌توان از سیستم ناوبری اینرسی، INS، استفاده نمود که از خروجی شتاب‌سنج‌ها و جایروهای نرخ‌ی برای تعیین موقعیت نسبی (نسبت به نقطه شروع ناوبری) و بردارهای سرعت گزارش شده توسط برخی سنسورهای سرعت‌سنج استفاده می‌نماید؛ پیش از این نیز گفته شد که سیستم‌های ناوبری اینرسی، INS، ذاتاً نمی‌توانند توسط روش‌های جمینگ و یا فریب دچار اختلال در عملکرد شوند؛ لیکن همانطور که گفته شد، این نوع روش ناوبری، به واسطه استناد به انتگرال‌گیری از خروجی شتاب‌سنج‌ها و جایروهای نرخ‌ی، به خطاهای احتمالی در خروجی شتاب‌سنج‌ها و جایروهای نرخ‌ی و نیز

خطاهایی از جنس شناوری سنسورها، بایاس شتاب‌سنج‌ها و جایروها، پایداری بایاس در طول زمان‌های ناوبری طولانی و امثال آن حساس بوده و همین خطاها منجر به رشد خطای شناوری در طول زمان خواهد شد.

- به جای اتکاء به داده‌های GPS برای زمان‌سنجی دقیق، می‌توان از ساعت‌های دقیق با زمان محاسباتی دقیق در بازه‌های زمانی کوتاه استفاده نمود. همچنین امروزه تهیه ساعت‌های اتمی نیز (با پذیرش هزینه نسبتاً زیاد آن) تا حدی امکانپذیر شده است 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).

شاید بهترین استفاده از این تجهیزات و بهترین روش مقابله با جمینگ و فریب، تلفیق هوشمندانه خروجی سیستم‌های ناوبری غیرماهواره‌ای (نظیر INS و امثال آن) با یکدیگر و در ادامه، تلفیق نتیجه حاصله با خروجی گیرنده GNSS باشد؛ زمانی که خروجی سیگنال‌های GNSS وجود داشته باشد، خروجی‌های INS و ساعت را می‌توان همگام با خروجی GNSS منظم نموده تا بتوان رشد خطای شناوری آنها در طول زمان 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 یا آنکه خروجی‌های GNSS با خطای تخمینی قابل توجه نسبت به محاسبات تلفیقی INS را فیلتر (حذف) نموده و یا آنکه پس از به دست آوردن یک مدل ریاضیاتی دقیق و معتبر از میزان رشد خطای به دست آمده INS و رشد خطای ساعت (که در زمان اعتبار داده‌های GNSS و با پیش داده‌های خروجی INS و ساعت در طول یک بازه زمانی مشخص، به دست آمده‌اند) از این مدل ریاضیاتی جهت تصحیح خطای INS و خطای ساعت (در طول مدت زمانی که داده‌های GNSS به واسطه جمینگ یا فریب، فاقد اعتبار هستند)، استفاده می‌نماید. در اینصورت، رشد خطای شناوری به مراتب کمتر از زمانی است که از داده‌های نامعتبر GNSS استفاده شود. 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.

در همین راستا و در ناوبری‌هایی که با جان انسان سروکار دارند و یا آنکه مربوط به سیستم‌های بسیار گرانبه هستند، مثلاً در سیستم ناوبری یک هواپیمای بوئینگ ۷۸۷، از چندین سیستم ناوبری غیرماهواره‌ای و مستقل از هم استفاده می‌شود تا داده‌های تلفیقی آنها با داده خروجی ارائه شده توسط سیستم ناوبری ماهواره‌ای GPS این هواپیما صحت‌سنجی / اعتبارسنجی شود تا هرگونه جمینگ و یا فریب احتمالی به سرعت تشخیص داده شود. روش دیگری که بسیار رایج نیز می‌باشد، استفاده از گیرنده‌هایی است که قادر به دریافت چندین سیگنال از میان تمام انواع سیگنال‌های GNSS (نظیر GPS, BeiDou, GLONASS, GALILEO و امثال آن) و تلفیق هوشمندانه این داده‌ها است؛ بدین صورت که چنانچه داده‌های اخذ شده از سیگنال‌های BeiDou و GLONASS و GALILEO از نزدیکی خوبی با یکدیگر برخوردار باشند و با دینامیک جسم متحرک مزبور (مثلاً با دینامیک هواپیمایی که گیرنده GNSS مزبور بر روی آن نصب شده است) سازگار باشد، اما داده‌های اخذ شده GPS هم از لحاظ مقداری و هم از لحاظ رفتاری با خروجی دینامیک جسم متحرک مزبور (مثلاً با خروجی INS نصب شده بر روی آن جسم متحرک) سازگار نباشد، بدیهی است که داده‌های GPS دریافتی از اعتبار لازم برای استفاده در ناوبری آن جسم متحرک برخوردار نبوده و بایستی از ورود آنها به محاسبات ناوبری جسم متحرک مزبور جلوگیری به عمل آورد.



**شکل (۶-۲۲) هواپیمایی را در نظر بگیرید که از زمین به سمت زاهدان در حرکت است؛ سیستم INS این هواپیما در فرودگاه مبدأ (در زمین) با داده‌های دریافتی از برج مراقبت تومیه شده و انتظار بر این است که در مدت زمان پرواز از زمین به سمت زاهدان نیز فضای ناوبری (ناشی از فضای شناوری سنسورها) نداشته باشد. در بخشی از این مسیر، فروجهی گیرنده GPS این هواپیما، اندازه سرعت و سمت حرکت هواپیما را با فضای قابل توجهی نسبت به فروجهی INS هواپیما و البته متفاوت از بازه منطقی و معقول سرعت پروازی چنین هواپیماهایی نشان می‌دهد؛ در حالی که فروجهی سرعت و سمت پروازی گیرنده GLONASS و گیرنده GALILEO موجود بر روی همین هواپیما، مقادیری بسیار نزدیک به فروجهی INS هواپیما را نشان می‌دهند. با توجه به اختلاف زیاد میان داده‌های فروجهی GPS نسبت به سه مرجع دیگر و نیز عدم سازگاری آن با قابلیت هواپیمای مزبور از بابت اندازه سرعت پروازی، فرض بر این گذاشته می‌شود که داده‌های فروجهی گیرنده GPS به احتمال زیاد دچار فریب شده‌اند و لذا از داده‌های فروجهی گیرنده GPS مزبور، دیگر در تلفیق اطلاعات ناوبری این هواپیما استفاده نخواهد شد.**

روش دیگر برای مقابله با تاثیرات نفوذ داده‌های آلوده به جمنینگ 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:

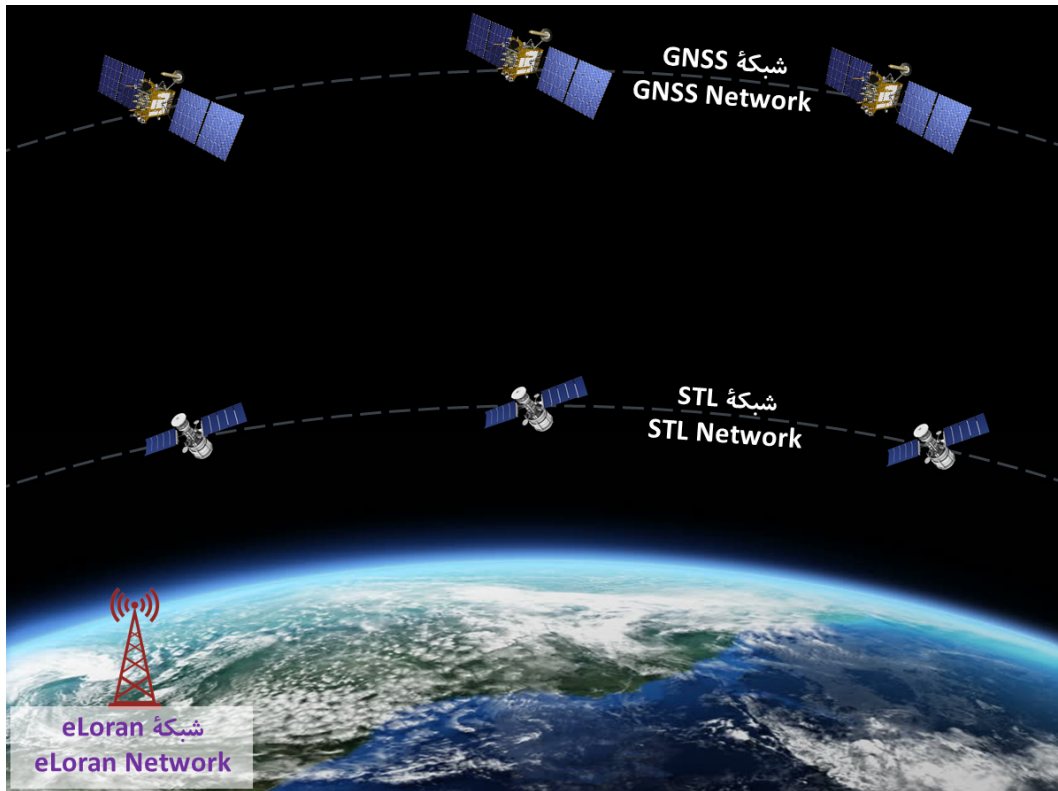
۱- **سیگنال eLoran**: یک سیگنال فرکانس پایین و ۱۰۰ کیلوهرتزی با توان بالا است که از برج‌های مخابراتی مرتفع زمینی ساطع می‌شود.

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

متاسفانه 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.



شکل (۶-۱۳) شماتیکی از شبکه eLoran مستقر بر روی زمین و مدار گردش شبکه STL در مقایسه با مدار گردش شبکه GNSS

در جدول (۶-۱) مقایسه‌ای میان قابلیت‌های سیستم‌های GNSS و سیستم STL صورت گرفته است.

| جدول (۶-۱) 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>۱</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> Public Regulated Service

از STL می‌توان همانند GNSS برای منظم‌سازی INS و نیز تنظیم / اصلاح خطای ساعت اتمی در جهت دستیابی به یک موقعیت‌یابی، زمان‌سنجی و ناوبری مناسب و دقیق استفاده نمود؛ در زمانی که تمامی سیگنال‌ها (اعم از GNSS و 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 ضدجمینگی و ضد فریبی موجود در سیگنال‌های STL، می‌توان از سیگنال‌های STL صرفاً برای صحت‌گذاری 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.



## فصل هفتم

معرفی برخی گیرنده‌های ماهواره‌ای  
و ملاک‌های انتخاب آنها

## معرفی چند نوع گیرنده GNSS و ویژگی‌های آنها

در جدول (۷-۱) چند نوع گیرنده GNSS به همراه ویژگی‌های آنها معرفی شده‌اند.

جدول (۷-۱) چند نوع گیرنده GNSS به همراه ویژگی‌های آنها

| دو فرکانسی | GNSS                          | DOPهای قابل پشتیبانی                      | سیستم‌های تقویت داده                  | نوع چیپست GPS                   | تاریخ انتشار            | نوع                           | نام            | نام تجاری |
|------------|-------------------------------|---|---------------------------------------|---------------------------------|-------------------------|-------------------------------|----------------|-----------|
| Yes        | GPS, GLONASS, BeiDou, Galileo | VDOP, HDOP                                | ?                                     | BCM47755                        | 2018                    | Smartphone                    | Mi 8           | Xiaomi    |
| Yes        | GPS, GLONASS, BeiDou, Galileo | Yes                                       | ?                                     |                                 | 2018                    | Smartphone                    | Mate 20        | Huawei    |
| No         | GPS, GLONASS                  |   | WAAS, EGNOS, MSAS                     | MTK MT3333                      | 2018                    | Data Logger, Recreational     | M-241+         | Holux     |
| No         | GPS, GLONASS, Galileo         |   | SBAS L1 C/A: WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN | UBLOX M8030                     | 2017                    | Professional GNSS for Android | EcoDroidGPS    | ClearEvo  |
| No         | GPS, GLONASS                  | Yes (NMEA output); No (logging to memory) | WAAS, EGNOS                           | MTK MT3333                      | 2017 (2010 old version) | Data Logger                   | RCV-3000       | Holux     |
| No         | GPS, GLONASS, BeiDou, Galileo | Yes                                       | ?                                     | BCM4774                         | 2017                    | Smartphone                    | P10            | Huawei    |
| No         | GPS, GLONASS                  |   | ?                                     | U-blox 7                        | 2017-06                 | Navigator (Cycle)             | Cyclo 605 HC   | Mio       |
| No         | GPS, GLONASS, BeiDou          | VDOP, HDOP                                | Yes                                   | Qualcomm Snapdragon 820 MSM8996 | 2016                    | Smartphone                    | Galaxy S7      | Samsung   |
| No         | GPS, GLONASS                  | ?   | WAAS, EGNOS                           | ?                               | 2016                    | Outdoor mapping GPS           | GPSmap 276Cx   | Garmin    |
| No         | GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou | Yes                                       | WAAS, EGNOS, QZSS, MSAS, GAGAN        | Mediatek MT3333                 | 2016-12                 | Recreational; inbuilt battery | GNS 2000 PLUS  | GNS       |
| No         | GPS, GLONASS                  | No  | WAAS, EGNOS                           | MediaTek                        | 2015                    | Data Logger, Navigator        | eTrex 35 touch | Garmin    |

|    |                               |                            |                                |                                   |      |                           |                   |            |
|----|-------------------------------|----------------------------|--------------------------------|-----------------------------------|------|---------------------------|-------------------|------------|
| No | GPS, GLONASS, BEIDOU, Galileo | Yes                        | WAAS, EGNOS, QZSS, MSAS        | u-blox UBX-M8030                  | 2014 | GPS receiver module       | NL-8002U          | Navilock   |
| No | GPS, GLONASS, BeiDou          | VDOP, HDOP                 | Yes                            | Qualcomm Snapdragon 801 MSM8974AC | 2014 | Smartphone                | Galaxy S5         | Samsung    |
| No | GPS, GLONASS                  | Yes                        | WAAS, EGNOS, QZSS, MSAS, GAGAN | Mediatek MT3333                   | 2014 | Recreational              | BT-821G           | Navilock   |
| No | ?                             |                            | EXIF and internal              | MTK MT3339                        | 2013 | Data Logger with Compass  | Geotagger Pro2    | Solmeta    |
| No | GPS                           | ?                          | WAAS, EGNOS, MSAS, AGPS        | MTK II                            | 2013 | Data Logger, Recreational | i-Blue 747ProS    | Transystem |
| No | GPS                           |                            | SBAS, WAAS, EGNOS, MSAS        | MTK                               | 2012 | Recreational, data logger | GPS-2200          | Bad Elf    |
| No | ?                             | ?                          | WAAS, EGNOS                    | SkyTrac Venus 6                   | 2012 | Data Logger               | G730              | Ventus     |
| No | ?                             |                            | No                             | SiRFstarIV                        | 2012 | Recreational              | RGM-4600]]        | Royaltek   |
| No | ?                             |                            | WAAS, EGNOS                    | u-blox Antaris 5                  | 2011 | Data Logger               | WBT-202           | Wintec     |
| No | GPS, GLONASS                  | No                         | WAAS, EGNOS                    | MediaTek                          | 2011 | Data Logger, Navigator    | eTrex 10          | Garmin     |
| No | GPS                           | ?                          | WAAS, EGNOS, MSAS              | MTK II                            | 2010 | Datalogger                | BT-Q1000XT        | Qstarz     |
| No | ?                             |                            | WAAS/ EGNOS/ MSAS              | SiRFstarIII                       | 2010 | Data Logger, Navigator    | eXplorist 510     | Magellan   |
| No | GPS                           | HDOP VDOP PDOP             | WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN       | ?                                 | 2010 | Recreational              | SX Blue II GPS    | Geneq      |
| No | GPS                           | ?                          | ?                              | MTK3329                           | 2010 | Recreational              | GPSport 260       | Holux      |
| No | ?                             | No DOP, but EHPE Available | WAAS, EGNOS                    | SiRF III                          | 2009 | Data Logger               | i-gotU GT-120/USB | Umax       |
| No | GPS                           | HDOP VDOP PDOP             | WAAS, EGNOS, MSAS              | MTK MT3339                        | 2009 | Data Logger, Recreational | V-990 (Mark II)   | Columbus   |



|    |     |                |                                |                        |      |                           |                              |           |
|----|-----|----------------|--------------------------------|------------------------|------|---------------------------|------------------------------|-----------|
| No | GPS | No             | No                             | SiRFstarII             | 2009 | Navigator                 | Nüvi 205                     | Garmin    |
| No | GPS | HDOP VDOP PDOP | WAAS, EGNOS, MSAS              | MTK MT3339             | 2009 | Data Logger, Recreational | V-900 (Mark II)              | Columbus  |
| No | GPS |                | ?                              | MTK3318                | 2009 | Recreational              | GPSport 245                  | Holux     |
| No | GPS | ?              | ?                              |                        | 2008 | Smartphone                | iPhone 3G                    | Apple     |
| No | ?   |                | WAAS, EGNOS                    | STM STA2062 "Cartesio" | 2008 | Outdoor mapping GPS       | Oregon 300                   | Garmin    |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS, MSAS              | SiRF Star III          | 2008 | Recreational              | BT-368                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS                    | SiRFstarIII            | 2007 | Outdoor mapping GPS       | GPSmap 60CSx                 | Garmin    |
| No | GPS |                | ?                              | SiRFstarII             | 2007 | Navigator                 | Nüvi 760                     | Garmin    |
| No | GPS |                | ?                              | MTK                    | 2007 | Data Logger               | CD110BT                      | GiSTEQ    |
| No | ?   |                | WAAS                           | SiRF Star III          | 2007 | Outdoor Mapping GPS       | Keymaze 300 (see OSS driver) | Geonate   |
| No | GPS |                | WAAS                           | SiRF Star III          | 2007 | Data Logger               | DG-100                       | GlobalSat |
| No | GPS | Yes            | WAAS, EGNOS, QZSS, MSAS, GAGAN | Mediatek MT3339        | 2007 | Recreational              | BT-821C                      | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS                    | SiRF Star III          | 2007 | Data Logger, Recreational | BT-335                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS                    | SiRF Star III          | 2006 | Recreational              | BT-359                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS                    | SiRF Star III e/LP     | 2005 | Recreational              | BR-355                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS                    | SiRF Star III e/LP     | 2005 | Recreational              | BU-353                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS, EGNOS                    | SiRF Star III          | 2005 | Recreational              | BT-338                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | No                             | SiRF Star II e/LP      | 2005 | Recreational              | BU-303                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | WAAS                           | SiRF Star II e/LP      | 2003 | Recreational              | BT-308                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | No                             | SiRF Star II e/LP      | 2003 | Recreational              | BR-305                       | GlobalSat |
| No | GPS |                | No                             | SiRF Star II e/LP      | 2003 | Recreational              | BR-304                       | GlobalSat |

## ملاحظات و ملاک‌های انتخاب گیرنده GNSS

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

- ۱- تعداد سرویس‌های GNSS قابل ارائه (مثلاً قابلیت استفاده از ماهواره‌های سرویس GLONASS و BeiDou و امثال آن در کنار سرویس GPS)
- ۲- دقت و صحت و رزولوشن موقعیت‌سنجی (خطای حداقلی)
- ۳- دقت و صحت و رزولوشن سرعت‌سنجی (خطای حداقلی)
- ۴- عمر باتری مورد استفاده در صورت یک بار شارژ کامل
- ۵- آیت‌های قابل انتخاب برای DGPS
- ۶- سازگاری با نرم‌افزارهای اداری نظیر قابلیت ارائه خروجی تحت فرمت Excel و امثال آن
- ۷- محیط گرافیکی کاربر دوست با قابلیت نمایش دو بعدی / سه بعدی
- ۸- میزان مقاومت به تابش آفتاب / دمای محیطی حداقلی و حداکثری / ارتعاشات / سطوح بالای آکوستیک
- ۹- تنوع دستگاه مختصات‌های مورد استفاده
- ۱۰- تنوع فرمت‌های داده‌های ورودی و خروجی
- ۱۱- سادگی و سهولت استفاده و کاربر دوست بودن (یا User Friendly بودن)
- ۱۲- توانمندی کاهش خطا در مواجهه با اختلال در دریافت سیگنال‌های باکیفیت
- ۱۳- توانمندی تشخیص و / یا مقابله با Jamming و Spoofing
- ۱۴- انعطاف‌پذیری در مقابل اختلال‌های احتمالی در دریافت سیگنال‌های GNSS
- ۱۵- قابلیت دریافت سیگنال‌های  $L_1$  و  $L_2$
- ۱۶- تنوع کدهای مورد استفاده در محاسبات موقعیت‌یابی و محاسبات ناوبری
- ۱۷- توانمندی رهگیری تعداد ماهواره‌های حداکثری بالاخص در محیط‌های نویزی
- ۱۸- خروجی‌های قابل ارائه برای دیگر تجهیزات از طریق کابل LAN و یا WiFi و امثال آن
- ۱۹- توانمندی پس‌پردازش و یا توانمندی‌های بلادرنگ
- ۲۰- میزان حافظه موجود در دستگاه به منظور ذخیره سازی اطلاعات مربوط به نقاط مشخص شده
- ۲۱- قابلیت دریافت و رمزگشایی از سیگنال‌های کدگذاری شده نظامی و امثال آن
- ۲۲- قابلیت شمال‌یابی یا در اصطلاح Compassing
- ۲۳- قیمت تمام شده
- ۲۴- استحکام سازه‌ای بدنه
- ۲۵- آب‌بند بودن در مقابل نفوذ باران و آب و مایعات
- ۲۶- اندازه و وزن
- ۲۷- قابلیت نصب سیم کارت بر روی گیرنده
- ۲۸- قابلیت تصویربرداری در قالب عکس و یا فیلم
- ۲۹- سطح و میزان پشتیبانی فنی توسط سازنده
- ۳۰- 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.
- 8- Navigation Sensors and Systems in GNSS Degraded and Denied Environments, G.T. Schmidt, Chinese Journal of Aeronautics, Science Direct, 2015.
- 9- How Does a GNSS Receiver Estimate Velocity, S. Gaglione, March/April 2015; Inside GNSS
- 10- A GPS-aided Inertial Navigation System for Vehicular Navigation using a Smartphone; M. Grochowski, M. Schweigler, B. Alrifaaee, S. Kowalewski; IFAC-PapersOnLine; Volume 51, Issue 10, 2018, Pages 121-126
- 11- Strapdown Inertial Navigation Technology, D.H. Titterton, 1997
- 12- GPS Navigation Message, J. Sanz Subirana, JM. Juan Zornoza and M. Hernandez-Pajares, University of Catalonia, Spain. 2011

تقدیم به ساحت مقدس ائمه اطهار (ع) از پنج تن آل عبا تا منجی عالم بشریت، امام حیّ و حاضر و ناظر،  
**حضرت بقیه ا.. الاعظم (عج)، روحی له الفداء**  
 و تقدیم به شهدای مظلوم دشت کربلا، **حضرت سیدالشهداء (ع) و یاران باوفای ایشان**  
 و تقدیم به **تمامی شهدای این مرز و بوم در طول تاریخ** که جان خود را برای دفاع از حیثیت و کیان و شرف  
 این کشور عطا کردند و عطا خواهند کرد.

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

در بخش دوم به ارائه توضیحاتی در خصوص خصوصیات دینامیکی 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 طیف‌بندی و کالیبراسیون آنها ارائه شده است. در میان مطالب مطرح 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 بالخصوص متخصصین شاغل در مراکز تحقیقی 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 امثال آنها مبدل شده است. شاید به جرات بتوان گفت که پیشرفت فناوری و تجهیزات مدرن امروزی، بدون طراحی و تولید انواع مختلف سنسورها و ابزارآلات دقیق بنگار رفته در ساختار داخلی آنهاست. در بخش اول این کتاب، توضیحات مفصلی در خصوص مبانی و مفاهیم و کلیه‌های مرتبط با 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.

M. Saniei Nejad



دانش نگار



ISBN: 978-964-01-1400-0  
شابک: ۹۶۴-۰۱۴۰-۶۶۴۰۰۲۲-۰

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