

Global Positioning System

GPS

سیستم تعیین موقعیت ماهواره ای جهانی

گردآوری : کوروش قضاوی

1388-1387

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

فصل اول مقدمه ای بر اصول تعیین موقعیت از فضا

- ✓ موقعیت (position) نقاط را می توان با استفاده از روشهای مختلف، با استفاده از دستگاهها و سیستم های مختلف تعیین نمود.
- ✓ بسته به اینکه موقعیت نسبت به چه مرجعی تعریف شود **روشهای مختلف تعیین** موقعیت وجود دارد. موقعیت نقاط می تواند نسبت به یک **نقطه دیگر** یا نسبت به یک **سیستم مختصات** که معمولا ژئوسنتریک (geocentric) است و همچنین در داخل چندین نقطه (**شبهه**)، تعریف و تعیین شود.

در این فصل اصول اولیه مربوط به تعیین موقعیت بوسیله ماهواره ها بصورت خلاصه بیان می شود. ایده اصلی چنین روشی بر اساس مشاهدات **نجوم اپتیکی** بوده است، هر چند که اغلب این تکنیک ها فقط محدود به اندازه گیری مسافت (Range) می باشند ولی بخوبی جایگزین روشهای سنتی شده اند.

1.1 روشهای تعیین موقعیت

مکان اشیاء **ساکن** (stationary) و یا در حال **حرکت** (moving) می تواند توسط روشهای تعیین موقعیت (positioning) مشخص شود:

- - معمولا توسط سه مقدار مختصات نسبت به یک سیستم **مختصات معلوم** که موقعیتش نسبت به زمین بخوبی تعریف و توجیه شده است. این روش را تعیین موقعیت **مطلق** (Absolute/Point positioning) می نامند زیرا معمولا سیستم مختصاتی استفاده می شود که مرکز آن منطبق بر مرکز جرم زمین است (geocentric system).
- - نسبت به نقاط دیگر که یکی از آنها بعنوان **مرکز** سیستم مختصات محلی در نظر گرفته می شود. این روش را تعیین موقعیت **نسبی** (Relative/Differential positioning) می نامند.
- - روشهای تعیین موقعیت را از جهت دیگر نیز می توان طبقه بندی نمود.

✓ اگر موقعیت یک شیء **ساکن** مانند یک ایستگاه ژئودزی را بخواهیم تعیین کنیم آنرا حالت ایستا (static positioning) می گویند که این روش معمولا در نقشه برداری بکار می رود.

✓ اگر شیء در حال حرکت باشد این روش را **kinematic** گویند و کاربرد فراوانی در ناوبری (navigation) دارد.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary

surveyingLibrary@gmail.com

1.2 تعیین موقعیت نسبی

✓ تعیین موقعیت نسبی از روش مطلق ساده تر است بویژه هنگامی که دو نقطه نسبت به یکدیگر دید دارند. این روش اساسی ترین روش تعیین موقعیت در نقشه برداری می باشد و بسته به اینکه چه مدل محاسباتی یا فیزیکی استفاده شود تکنیکهای متعددی برای تعیین موقعیت نسبی وجود دارد.

✓ هر سیستم مختصات محلی را می توان برای تعیین موقعیت نسبی استفاده نمود. بعنوان مثال هنگامیکه از دستگاه های نقشه برداری استفاده می کنیم سیستم طبیعی مورد استفاده همان سیستم نجومی محلی (Local Astronomical, LA) می باشد. برای تعیین موقعیت از فضا سیستم های دیگر استفاده می شوند.

فرض کنیم که با توجه به شکل موقعیت نقطه P_1 یعنی بردار R_1 در یک سیستم مختصات معلوم باشد و بردار اختلاف مختصات $\Delta R_{12} (\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)$ نیز در همین سیستم مختصات تعیین شده باشد، بنابراین مختصات نقطه مجهول P_2 را می توان بشکل زیر نوشت:

$$R_2 = R_1 + \Delta R_{12}$$

اگر بردار اختلاف مختصات در سیستم دیگری داده شده باشد می باید آن را به سیستم مشابه منتقل نمود در نتیجه با فرض یکسان بودن مرکز دو سیستم مختصات، خواهیم داشت:

$$\Delta R_{12} = R(\omega_x, \omega_y, \omega_z) \Delta R_{12}^*$$

که R ماتریس دوران است $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ زوایای دوران مناسب بین دو سیستم هستند. توجه کنید که در حالت اجسام متحرک بردارها تابعی از زمان می باشند.

1.3 شبکه بندی نقاط

✓ برای تعیین مختصات دقیق همواره روش نسبی به کار می رود. اغلب مناسب است که تعدادی نقاط را بوسیله شبکه به یکدیگر متصل نمود. این روش بخصوص برای نقاط ثابت که دارای ساختمان پایدار می باشند دارای این مزیت است که می توان اندازه گیریهای مجدد انجام داد. هر چه اتصال بین نقاط مختلف شبکه بیشتر باشد، شکل شبکه از استحکام هندسی (geometrical configuration) بهتری برخوردار است.

✓ ایجاد شبکه متداول ترین روش تعیین موقعیت در نقشه برداری است و هر جفت نقاط را می توان با تعیین بردار اختلاف بین آنها به یکدیگر متصل نمود و با روش نسبی مختصات نقاط را منتقل نمود. نقاط متصل در یک شبکه را نقاط کنترل نیز می نامند.

✓ شبکه ها معمولاً متأثر از خطاهای تجمعی می باشند در نتیجه باید تمهیداتی برای مهار انتشار خطاها در نظر گرفت. یکی دیگر از محدودیت های شبکه های کلاسیک امکان برقراری دید بین نقاط مجاور است.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



Telegram

@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

✓ شبکه های ژئودتیک **افقی** شامل مختصات افقی نقاط کنترل شبکه (طول و عرض جغرافیایی) با بهترین دقت هستند در حالیکه ارتفاع نقاط بصورت تقریبی معلوم می باشند.

✓ در شبکه های **ارتفاعی** (قائم) ارتفاع نقاط بسیار دقیق بر روی بنج مارکها تعیین شده اند و مختصات افقی بطور تقریبی در دسترس هستند. هر چند شبکه های چند منظوره مدرن نیز طراحی می شوند که هر دو نوع مختصات و همچنین **ثقل** (gravity) نقاط شبکه با دقت بالا اندازه گیری می شوند.

1.4 مناطق اطمینان و خطاهای نسبی

❖ ارزیابی **دقت** تعیین مختصات بسیار مهم است. این عمل می تواند با روشهای مختلفی انجام شود ولی منطقی ترین روش تعریف یک منطقه یا **فاصله اطمینان** است.

❖ منطقه اطمینان می تواند بصورت یک بیضوی سه محوری (ellipsoid) یا دو محوری (ellipse) تعریف شود بطرقی که حجم یا مساحت این منطقه شامل یک **حد احتمال** از قبل تعیین شده (95% یا 99.5%) باشد که مقادیر صحیح در آن محدوده واقع شوند و هر مقدار خارج از آن غیر قابل قبول و **بعنوان اشتباه** منظور می شود (outlier).

❖ استفاده از **خطای نسبی** بجای منطقه اطمینان بسیار متداول است. این خطا را می توان با تقسیم **خطای استاندارد** تعیین موقعیت (در جهت خواسته شده) بر فاصله از مبدأ سیستم مختصات بدست آورد. این نوع خطا را در هر دو روش مطلق و نسبی می توان استفاده نمود. بعنوان مثال خطای 1 متر در تعیین موقعیت ژئوسنتریک یک نقطه معادل خطای نسبی $1/6.371 \cdot 10^6$ که معادل 0.16 ppm (part per million) است. این خطای نسبی برای دو نقطه که 10 کیلومتر از هم فاصله دارند برابر با 1.6 میلی متر است.

❖ کمیت دیگری که برای بیان دقت بکار می رود (Dilution of Precision) **DOP** است و معادل ریشه مجموع مربعات اندازه فاصله اطمینان است. در حقیقت فاصله اطمینان و DOP برگرفته از ماتریس **کواریانس** می باشند. این ماتریس شامل واریانس (عناصر روی قطر ماتریس معادل مربع انحراف معیار) و کواریانس بین مجموع نقاط می باشد. برای یک مجموعه از مختصات 3 بعدی این ماتریس 3 در 3 است. محورهای منطقه اطمینان مربوط به مقادیر ویژه ماتریس کواریانس هستند.

1.5 سطوح مبنا مسطحاتی و ارتفاعی (Datums)

➤ یک **سطح مبنا سطحی** با **مقادیر مختصات ثابت** است و دارای اهمیت بسیاری در تعیین موقعیت می باشد.

➤ دو نوع سطح مبنا وجود دارد **مسطحاتی و ارتفاعی**.

➤ سطح مبنا ارتفاعی یک سطح با **ارتفاع صفر** است که معمولاً **ژئوئید** یعنی سطح هم پتانسیل میدان ثقل زمین که به بهترین وجهی سطح آب دریا را تقریب می کند، بعنوان سطح مبنا ارتفاعی در نظر گرفته می شود. **ارتفاع اورتومتريک** که معمولاً بر

روی نقشه های توپوگرافی دیده می شوند، ارتفاع از سطح ژئوئید می باشند و دارای کار برد بسیار در نقشه برداری و ژئودزی هستند.

➤ اگر بجای ژئوئید از یک **بیضوی دو محوری** استفاده نماییم، ارتفاع هندسی تعریف می شود که ارتفاع از بیضوی مبناء می باشد. ارتفاع سطح ژئوئید از این بیضوی به ارتفاع ژئوئید معروف است که مقدار مطلق آن در مقیاس جهانی حدود 100 متر است.

➤ در بسیاری موارد استفاده از بیضوی بعنوان سطح مبناء ارتفاعی کار برد ندارد ولی بدلیل **سهولت** نسبی انتقال مختصات به سیستم کارتزین، از آن بعنوان سطح **مبناء مسطحاتی** (برای محاسبه طول و عرض جغرافیایی) استفاده می شود. تعداد بسیاری بیضوی مرجع ژئوسنتریک و غیر ژئوسنتریک در سراسر جهان موجود می باشند.

➤ اگر می توانستیم که موقعیت نقاط را با استفاده از مختصات کارتزین در یک سیستم (مثلا CT) تعریف نماییم، دیگر نیازی به تعریف سطوح مبناء **نبود**. چنین حالتی به دلیل فاصله بسیار ماهواره ها از زمین در **تعیین موقعیت توسط ماهواره ها** پیش می آید، هر چند که مختصات کارتزین در عمل می باید به طول، عرض و ارتفاع ارتومتریک تبدیل شوند. برای این تبدیل مختصات نیازمند اطلاعات ذیل می باشیم:

✓ - موقعیت و جهت مختصات کارتزین نسبت به سطح مبناء مسطحاتی انتخاب شده.

✓ - ارتفاع ژئوئید بالای سطح مبناء مسطحاتی.

1.6 تعیین موقعیت به روش نجومی

▪ موضوع تعیین موقعیت نقاط بر روی سطح زمین از **دیر باز** مورد توجه بشر بوده است که در این راه کوششهای بسیاری بعمل آمده است.

▪ در حقیقت قبل از پیدایش ماهواره ها تنها روش استفاده از **نجوم** بوده است. ایده اصلی در این روش یافتن **سمت الراس** (zenith) محلی با استفاده از ستارگانی که دارای مختصات معلوم می باشند است در نتیجه طول و عرض نجومی قابل محاسبه خواهند بود.

▪ مشکل اصلی تعیین مختصات نجومی **انتقال آنها به یک سیستم مختصات** تعریف شده است و این نیازمند اطلاعات کافی از **میدان ثقل** زمین می باشد. با داشتن اطلاعات مربوط به میدان ثقل می توان به دقت مطلق حدود 10 متر دست یافت (خطای نسبی 1 ppm).

▪ امروزه روشهای نجومی برای تعیین موقعیت کار برد زیادی ندارند ولی برای **مطالعه میدان ثقل** زمین مفید می باشند زیرا که ابزار ساده ای برای بررسی زاویه **انحراف قائم** (deflection of the vertical) یعنی شیب ژئوئید نسبت به بیضوی مبناء، فراهم می نمایند.

1.7 اصول اولیه تعیین موقعیت ماهواره ای

- ❖ باید ذکر شود که منظور از تعیین موقعیت ماهواره ای (satellite positioning) یعنی تعیین موقعیت **با استفاده** از ماهواره ها و به معنای تعیین موقعیت خود ماهواره نیست.
- ❖ همانطور که در شکل نمایش داده شده است در این روش **هدف تعیین موقعیت** بردار R_i مربوط به i امین آنتن (وسیله ای که سیگنالهای ماهواره را دریافت نموده و با استفاده از آنها مختصات تعیین می شود) می باشد. این عمل با معلوم بودن بردار موقعیت مربوط به j امین ماهواره که سیگنال منتشر می کند یعنی r^j و اندازه گیری بردار فاصله بین آنتن و ماهواره (Range) یعنی $e_i^j p_i^j$ امکان پذیر است.
- ❖ بسته به این که Range چگونه اندازه گیری شود **روشهای مختلف** تعیین موقعیت ماهواره ای وجود دارد.
- ❖ پیش بینی دقیق مکان ماهواره که **تابعی از زمان** است $r^j(t)$ موضوعی نسبتاً مشکل می باشد. مسئله پیش بینی مختصات موقت وابسته به زمان ماهواره (ephemeris) نیازمند داشتن اطلاعات ویژه ای از دینامیک ماهواره می باشد و این موضوع بصورت تاریخی مربوط به شاخه مکانیک سماوی می باشد.
- ❖ ephemerides توسط اپراتورهای سیستم ماهواره در طی زمان **تعیین و پیش بینی** می شوند، هر چند که کاربرهای سیستم (user) نیز می توانند این اطلاعات را اصلاح نمایند یا شبکه مستقلی از ایستگاه های ردیابی (tracking) در مقیاسهای محلی و جهانی ایجاد و ephemerides را محاسبه کنند.
- ❖ واضح است که اگر **مکان آنتن** تغییر کند (تابعی از زمان) بردار موقعیت آن **پیوسته** باید مورد محاسبه مجدد قرار گیرد (kinematic) ولی اگر آنتن ثابت باشد (static) افزایش تعداد مشاهدات **تراکم نتایج** را زیاد نموده ولی نتیجه نهایی یکسان خواهد بود. در بسیاری از کاربردها تعیین موقعیت مکان آنتن هدف اولیه نیست در این حالت خروج از مرکز آنتن نسبت به نقطه مورد نظر باید محاسبه شود.

1.8 تعیین مسافت و جهت تا ماهواره ها

- ✓ معمولاً تعیین **اندازه و جهت** بردار Range هر دو مهم می باشند. برای مثال یک روش برای تعیین این دو کمیت **عکسبرداری** از ماهواره می باشد در نتیجه اگر **ستارگان** با مختصات معلوم در پس زمینه عکس نسبت به ماهواره مشخص باشند می توان Range را محاسبه نمود.
- ✓ دو زاویه ای که جهت این بردار را تعریف می کنند عبارتند از زاویه **”بعد”** (right ascension) و زاویه **”میل”** (declination) که می توان آنها را از موقعیت معلوم ستارگان اطراف ماهواره در عکس که در سیستم مختصات Right Ascension (RA) داده شده اند، محاسبه نمود. مشکل این روش این است که این زوایا را مستقیماً برای همان لحظه

مورد نیاز (**real time**) نمی توان با دقت بالا تعریف نمود و در نتیجه این روش برای مقاصد **real-time** ابزار کارآمدی نیست.

✓ حال سوال این است که آیا جهت بردار می تواند در تعیین موقعیت مورد استفاده قرار گیرد، جواب این است که بله هر چند که دقت آنها خیلی بالا نیست و بعلاوه سایر مشکلات **انکسار نور** نیز بسیار قوی است و نیز مدل کردن آنها مشکل است. به هر حال این روش هنوز اهمیت خود را برای تعیین موقعیت ماهواره (**satellite tracking**) از دست نداده است.

1.9 تعیین مسافت تا ماهواره

➤ نتایج بسیار بهتری قابل تهیه از مشاهدات Range است. هنگامیکه هر سه جزء (**مختصات**) بردار مسافت بطور همزمان قابل مشاهده نباشند، حداقل **سه مسافت** غیر واقع در یک صفحه باید مشاهده شوند تا موقعیت مورد نیاز بدست آید.

➤ یا اگر R_i بردار موقعیت یک آنتن ساکن باشد در نتیجه 3 یا بیشتر مسافت که بر روی یک صفحه مشترک واقع نشده اند می توانند در زمانهای مختلف اندازه گیری شوند و به این دلیل **مهم نیست** که متعلق به یک ماهواره مشابه باشند.

➤ اگر آنتن در **حال حرکت** باشد بنابراین برای محاسبه موقعیت در هر لحظه از زمان (fix) 3 یا بیشتر مسافت باید بطور **همزمان** اندازه گیری شوند. می توان نتیجه گیری نمود که در حالت kinematic حداقل 3 ماهواره باید قابل دید برای آنتن در یک زمان مشابه باشند.

➤ مسافت یابی (ranging) می تواند با استفاده از بخشهای مختلف **طیف الکترومغناطیس** انجام شود. قسمت قابل مشاهده طیف در روش مسافت یابی با لیزر (laser ranging) استفاده می شود. سیستم تعیین موقعیت جهانی (NAVSTAR/GPS) از فرکانسهای باند L (1.2-1.5 GHz) استفاده می کند، در حالیکه سیستم Transit (Doppler) از فرکانسهای **رادیویی UHF** و VHF (150-400 MHz) بهره می برد.

➤ عموماً لیزر از حالت رادیویی دقیق تر است ولی **محدودیتهایی** به لحاظ کاربردهای عملی مانند امکان دید، قابلیت حمل دستگاه و قیمت گران دارد.

1.10 تعیین موقعیت نسبی با استفاده از ماهواره

• روش **تفاضلی مسافت** شبیه به مسافت یابی است. این روش (rang differencing) بر اساس جمع کردن **اختلاف فرکانس** Doppler سیگنال دریافتی می باشد. این تکنیک در سیستم Transit استفاده شده است.

• اثرات محدود کننده دقت موقعیت یابی رادیویی عبارتند از تاخیر ناشی از **انتشار بدلیل اتمسفر** (atmospheric delay)، دریافت بین **ساعتی** ماهواره و گیرنده و خطا در **تخمین پارامترهای** ephemerides ماهواره.

• اگر موقعیت **نسبی** مورد نظر باشد تعدادی از این خطاها می توانند **مهار یا حتی حذف** شوند. بعبارت دیگر موقعیت نسبی و در نتیجه آرایش هندسی نقاط با دقت بسیار بهتری نسبت به مکان یابی نقاط بر روی سطح زمین (موقعیت **مطلق**) قابل تعیین می باشند. بیشتر اینکه استفاده از مشاهدات **هم زمان** (simultaneous) ماهواره ها دقت بیشتری نسبت به مشاهدات متوالی (sequential) فراهم می نماید. دقت مشاهدات نسبی با استفاده از GPS حدود 2-0.1 ppm است. این روش در هر دو حالت static و kinematic قابل استفاده می باشد.

فصل دوم مختصری راجع به کاربردهای تعیین موقعیت از فضا

✓ یکی از برجسته ترین و **منحصربفردترین ویژگیهای** سیستم های تعیین موقعیت از فضا (مانند GPS) این واقعیت است که سیگنالهای مورد استفاده برای تعیین موقعیت در **همه جای کره زمین و در تمام ساعات شبانه روز قابل دسترسی** برای کاربران می باشند، در نتیجه تعداد بسیار زیادی از کاربران علاقه مند به استفاده از آنها می باشند.

✓ از طرفی هیچ محدودیت تکنولوژیک برای تولید گیرنده های **ارزان قیمت** وجود ندارد یعنی اگر تعداد فروشندگان و تولید کنندگان گیرنده ها افزایش یابد (به دلیل افزایش تعداد کاربران) در نتیجه رقابت اقتصادی منجر به تولید گیرنده های بسیار ارزان قیمت خواهد شد.

در این فصل به تعدادی از کاربردهای تعیین موقعیت از فضا (در بسیاری موارد تنها با استفاده از گیرنده های ارزان قیمت) بخصوص در مورد GPS اشاره خواهد شد.

2.1 کاربردها در تهیه نقشه و نقشه برداری (ژئودزی)

❖ دقت بالای اندازه گیری **فاز حامل GPS** به همراه الگوریتمهای مناسب سرشکنی خطاها، ابراز مناسبی برای کاربردهای متعدد **در تهیه نقشه و ژئودزی** فراهم نموده است که از بین آنها می توان به موارد زیر اشاره نمود

✓ - نقشه برداری **کاداستر** که نیازمند دقت تعیین موقعیت نسبی در حد 10^{-4} است. این دقت به راحتی با استفاده از مشاهدات GPS قابل دسترسی است.

✓ - ایجاد نقاط **کنترل ژئودتیک** که مربوط به شبکه های **درجه یک** با دقت بالا است و با استفاده آنها می توان شبکه های مرتبه پایین تر (درجه 2 و ...) را ایجاد نمود. دقت مورد نیاز برای تعیین موقعیت نسبی در فواصل 20 الی 100 کیلومتر در حدود 10^{-6} می باشد. چنین دقتی با استفاده از پردازش مشاهدات فاز حامل GPS قابل دستیابی است و در نتیجه شبکه های کنترل ژئودتیک درجه 2 و کمتر برای کاربردهای تهیه نقشه نیز با هزینه مناسب می توانند ایجاد شوند.

✓ - **کنترل (monitoring)** تغییر شکل های محلی مانند **فرونشست** ناشی از استخراج معادن و یا تغییر شکل ساختمانها نیازمند دقت حدود 0.1 الی 1 سانتی متر برای فواصل تا چند کیلومتری است. از عوامل محدود کننده می توان به **انعکاس** سیگنالها در محیط صنعتی اشاره نمود.

✓ - برای کنترل **تغییر شکل** در مقیاس جهانی مانند **تکتونیک** صفحه ای دقتهای نسبی بسیار بالا 10^{-8} - 10^{-7} برای مسافتهای بین قاره ای (چند هزار کیلومتر) نیاز داریم. تفاوت عمده در مقایسه با حالت قبلی **مدلسازی پیچیده تر** برای تعیین مدارات ماهواره ، خطای تاخیر ناشی از اتمسفر و خطاها (bias) دیگری باشد.

2.2 کاربردها در ارتباطات و حمل و نقل

✚ تعداد بسیار زیادی کاربر از **تعیین موقعیت و ناوبری** بوسیله GPS استفاده می کنند که این امر با توجه به ارزان شدن نسبی قیمت گیرنده ها اتفاق افتاده است. در نتیجه این تکنیک **جایگزین** روشهای سنتی شده است.

✚ در ناوبری زمینی نمایش اتوماتیک موقعیت وسیله نقلیه بر روی **نقشه دیجیتال** انجام می شود که این کاربرد اهمیت ویژه ای برای وسایل **نقلیه اضطراری** مانند آمبولانسها، پلیس (نیروهای اجرا قانون) و واحدهای تجسس و نجات دارند.

✚ اگر آنها با فرستنده های اتوماتیک به همراه گیرنده های GPS مجهز شوند **کنترل مکان و مسیر حرکت** وسایل نقلیه امکان پذیر است. در نتیجه موقعیت مکانی به مرکز کنترل ارسال شده و قابل ره گیری می باشند. این کاربرد اهمیت ویژه ای برای کنترل و اعزام واگن ها، ناوگان های تاکسی و کامیون دارد.

2.3 کاربردها در تهیه نقشه و نقشه برداری دریایی

▪ GPS بخاطر دقت بالا و زمان کوتاه برای تعیین موقعیت بسیار مناسب برای تعیین موقعیت برای مناطق نزدیک و دور از ساحل می باشد. دقت مسطحاتی مورد نیاز برای نقشه برداری دریایی از **چند دسیمتر تا چند ده متر** متفاوت است. برای دستیابی به این دقت ها انواع تکنیکهای پردازش با استفاده از اطلاعات **شبه فاصله (pseudo-range)** یا **فاز حامل (carrier phase)** می باید بکار گرفته شود. در دریا کاربردهایی نظیر

➤ - **تهیه نقشه** از مکانهای پر مخاطره در آبهای کم عمق یا گذارها، نقشه مکان گویهای راهنما (buoy)، لنگرگاهها و بار اندازه ها.

➤ - **اکتشافات ژئوفیزیکی** در دریا (لرزه نگاری) و نیز تعیین مکان **چاه های حفاری**

➤ - در ژئودزی دریایی (**توپوگرافی بستر اقیانوسها، میدان نقل زمین**) GPS بعنوان ابزار تعیین موقعیت استفاده می شود. برای تعیین میدان ثقل مشاهدات **سرعت گیرنده** نیز نیاز است.

2.4 کاربردها در حمل و نقل و علوم دریایی

✓ GPS ابزار ایده آل برای **ناوبری دریایی** است. دقت مورد نیاز از **چند متر در مناطق نزدیک ساحل**، رودخانه ها و لنگر گاهها تا **چند صد متر** برای ناوبری در مسیر (en route) متفاوت است.

- ✓ **قابلیت فراهم نمودن دقت مناسب ناوبری توسط یک سیستم منفرد رادویی** مزیت اولیه استفاده از GPS است. همچنین استفاده از اطلاعات دقیق شبه فاصله و فاز حامل می تواند منجر به عدم نیاز به گوی های راهنما برای ناوبری (تعیین مسیر) در مناطق ساحلی و رودخانه ها گردد.
- ✓ در مورد **اقیانوس شناسی فیزیکی (oceanography physical)** اندازه گیری فاز حامل می تواند **سرعت دقیق** کشتی را جهت مطالعه جریانهای دریایی فراهم نماید.

2.5 کاربردهای هوابرد در تهیه نقشه و نقشه برداری

- ❖ در کاربردهای هوابرد (**airborne**) برای تهیه نقشه و نقشه برداری GPS می تواند **موقعیت سنسور** (دستگاه اندازه گیری) را فراهم می کند.
- ❖ در **فتوگرامتری هوایی** ناوبری برای دوربین (سنسور) با دقت **چند ده متر** به راحتی با GPS قابل دسترسی است. دقت بالای تعیین موقعیت و توجیه سنسور با **پردازش ثانویه** (بعد از انجام مشاهدات) می تواند جایگزین مثلث بندی هوایی شده و در نتیجه نیاز به تعداد زیاد نقاط کنترل زمینی را **کاهش دهد**. دقت مورد نیاز برای این منظور بسته به مقیاس نقشه ها از 0.5 الی 25 متر متفاوت است.
- ❖ در تهیه مستقیم **نقشه های رقومی توپوگرافی (Digital Terrain Model)** بوسیله سنسور لیزر (**laser profiling**) تعیین موقعیت ارتفاعی با دقت بهتر از **1 متر** (مسطحاتی چندین متر) توسط آنالیز اطلاعات حاصله از GPS قابل دستیابی است.
- ❖ تقریباً دقت مشابه برای **نقل سنجی هوایی** و مشاهدات تغییر شتاب ثقل (**gradiometry**) مورد نیاز است. در این کاربرد اندازه گیری **سرعت سنسور** (گراویمتر) برای اعمال تصحیح Eotvos به مشاهدات ثقل نیز توسط GPS انجام می شود.
- ❖ **عمق یابی (bathymetry)** لیزری و تهیه تصاویر راداری نیازمند دقت کمتری برای موقعیت سنسور می باشند که به راحتی توسط GPS تعیین می شود.

2.6 حمل و نقل هوایی

- توانمندی GPS بعنوان یک سیستم خود اتکاء (**stand-alone**) ناوبری در **هوانوردی** غیرنظامی بطور جدی وابسته به تعیین موقعیت **پیوسته** در تمامی زمان حرکت هواپیما دارد.
- برای ناوبری در هنگام نزدیک شدن به باند فرودگاه تکنیکهای تفاضلی (**differential GPS**) می توانند بکار گرفته شوند.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

➤ در دیگر کاربردهای هوابرد برای مقاصدی مانند **جنگل داری و سمپاشی** بذرها که ناوبری جهت سلامتی پرواز مورد نیاز نیست (برای آماده کردن و تخلیه بارها) دقت مورد نیاز به سادگی قابل دسترسی است.

2.7 کاربردهای فضایی

✚ کاربردهای فضایی GPS شامل **تعیین موقعیت و ناوبری فضا پیمای دیگر** که سنسورهای ژئوفیزیکی و ژئودنژیک را حمل می کنند، می باشد.

✚ معمولاً این فضا پیمایها در **مدارات کم ارتفاع** قرار دارند و در نتیجه هندسه مشاهدات آنها مانند کاربردهای زمینی می باشد. بعنوان مثال می توان به ماهواره های سنجش از دور و ارتفاع سنجهای ماهواره ای (**satellite altimetry**) اشاره نمود. موقعیت های مکانی تهیه شده توسط GPS می تواند برای **محاسبه و اصلاح مدار این ماهواره ها** استفاده شود.

2.8 کاربردها برای سفرهای تفریحی و سرگرمی

✓ همانطور که پیش بینی می شود قیمت گیرنده های GPS بطور پیوسته رو به کاهش است. در نتیجه کاربرهای غیر تخصصی نیز قادر به تهیه آن می باشند. در همین زمان **پیشرفتهای میکروالکترونیک باعث کاهش وزن، حجم و پیچیدگی** استفاده از گیرنده ها می شود. در این حالت فعالیتهای تفریحی بازار عظیمی برای این گیرنده های **قابل حمل، ارزان و راحت** برای استفاده ایجاد می نماید. دقتهای تعیین موقعیت در **حد ده تا صدها متر** برای صاحبان قایق ها و کشتی های تفریحی، کوه نوردان، جهان گردان شکارچیان و بسیاری دیگر مناسب می باشد.

2.9 کاربردهای نظامی

❖ سیستم تعیین موقعیت جهانی (Global Positioning System: GPS) در **اصل** برای تعیین موقعیت آنی (real-time) در **مقاصد نظامی** طراحی شده است. ناوبری زمینی، دریایی و هوایی در کاربردهای نظامی اهمیت فراوان دارد. بعلاوه ماهواره های سنسورهایی را برای کنترل انفجارهای اتمی حمل می کنند. دیگر کاربردهای نظامی به عنوان مثال عبارتند از:

- ✓ - دستیابی به هدف
- ✓ - اکتشاف (تجسس) توسط عکس
- ✓ - هدایت وسایل نقلیه هدایت شونده از راه دور
- ✓ - به روز رسانی سیستم های ناوبری اینرشیال
- ✓ - هدایت موشکها
- ✓ - کنترل و دستور دهی به واحدهای نظامی
- ✓ - استقرار سنسورها

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

فصل سوم مختصری راجع به سیستم های تعیین موقعیت فضایی

در طی 4 دهه گذشته دقت تعیین موقعیت و نیز ناوبری به روشهای ژئودتیک حدود 100 برابر افزایش یافته است. این بهبود کیفیت عمدتاً به دلیل پیشرفت و توسعه دستگاهها و سیستم های فضایی (extraterrestrial) بوده است. این تکنیکها بصورت اجمالی در این فصل مورد بررسی قرار خواهند گرفت. برخی از این سیستم ها دیگر کاربرد عملی ندارند ولی برای بررسی روند تاریخی مورد اشاره قرار می گیرند.

3.1 تکنیکهای مورد استفاده در تعیین موقعیت به روش فضایی

➤ یک سیستم تعیین موقعیت فضایی سیستمی است که با استفاده از امواج الکترومغناطیس منتشره یا منعکسه از یک شیء در مدار حول زمین (یا فاصله ای دورتر) موقعیت نقاط بر روی یا نزدیک سطح زمین را تعیین می نماید. تعیین موقعیت به روش نجومی را نیز می توان در این دسته طبقه بندی نمود، دیگر روشها بر اساس تکنولوژیهای فضایی است که از سال 1957 توسعه یافته اند.

➤ سیستم هایی که در حال حاضر مورد استفاده قرار می گیرند عبارتند از سیستم های رادیویی Argos، Transit و GPS؛ سیستم های لیزری مانند SLR، LLR؛ و سیستم VLBI.

➤ این سیستم ها بعلاوه اطلاعات مربوط به موقعیت انواع داده های ژئودتیک و ژئوفیزیکی مفید مانند ضرائبی که میدان ثقل زمین را توصیف می کنند و یا جهت حرکت پوسته زمین نسبت به محور دوران را نیز فراهم می نمایند.

➤ اگرچه روشهای آلتیمتری (satellite altimetry) و رهیابی ماهواره به ماهواره (satellite-to-satellite tracking) بصورت مستقیم مختصات زمینی را تهیه نمی کنند ولی لازم است اینجا مورد اشاره قرار گیرند زیرا که اطلاعات مفیدی در مورد سطح دریا (ژئوئید) و میدان ثقل خارج از سطح زمین فراهم می نمایند.

3.2 سیستم های نوری

✓ این سیستم ها از قسمت مرئی طیف الکترومغناطیس استفاده می کنند مانند تعیین موقعیت نجومی با استفاده از تئودولیتها، یا مسافت یابی لیزری.

✓ دوربین ها (tracking cameras) یک یا سری از عکسها از ماهواره ثبت می کنند که در پس زمینه آنها ستارگان وجود دارند. اگر مختصات ستارگان معلوم باشد، بعد و میل توپوسنتریک ماهواره قابل محاسبه است در نتیجه داشتن 3 جفت مختصات به همراه مختصات معلوم دوربین برای تعیین موقعیت ماهواره در مدارش کافی است و با استفاده از اطلاعات بیشتر می توان دقت تعیین مدار را افزایش داد.

✓ بر عکس اگر موقعیت ماهواره در مدارش مشخص باشد می توان مختصات **ژئوسنتریک** دوربین را محاسبه کرد. دو تکنیک بکار برده می شد. در روش **هندسی 2** یا بیشتر دوربین بطور همزمان تصاویر ماهواره را ثبت و سپس مختصات دوربین با مثلث بندی محاسبه می شود. در روش **دینامیک** مشاهدات لزوما همزمان نیستند ولی اطلاعات دقیق مدار ماهواره مورد نیاز است.

✓ بعنوان مثال ماهواره بالونی PAGEOS با استفاده از دوربین Wild BC-4 ایستگاههایی از شبکه های مختلف را تعیین موقعیت نمود که دارای دقت نسبی حدود 5 متر بودند. دلایل عمده دقت کم تغییرات اتمسفریک و اعوجاج در لایه حساس عکسبرداری می باشند. در نتیجه عکسبرداری ماهواره ای توسط دیگر روشها از دور خارج شد.

3.3 سیستمهای اولیه رادیویی برای تعیین مسافت و جهت

قسمتهای رادیویی طیف الکترومغناطیس نیز از دیرباز در ژئودزی ماهواره ای کاربرد داشته است.

- مطالعات مربوط به **شیفت داپلر یا اختلاف فرکانس (Doppler shift)** از این پس در این جزوه با **DS** نشان داده می شود { ایستگاههای مخابراتی رادیویی (radio beacon) در ماهواره های اولیه منجر به اولین بهبود کیفی حقیقی در تعیین شکل زمین در طی صدها سال بوده است.

- چندین سیستم رادیویی برای رهیابی و تعیین مدار ماهواره ها توسعه یافته است. بعلاوه این سیستم ها برای کالیبراسیون دوربین ها (قسمت 3.2) و **تعیین مستقیم موقعیت** نیز بکار گرفته شده اند. رادارهایی که **در باند C و S** عمل می کنند برای این منظور بکار گرفته شدند. پالسهای رادیویی هدایت شده به ماهواره ها توسط انعکاس پوسته یا توسط یک پاسخگر خودکار (transponder) باز می گردند و **زمان طی مسیر دو طرفه اندازه گیری** می شود. دقت اندازه گیری مسافت در **حد 2 الی 5 سانتیمتر** می تواند تهیه شود. در ضمن موقعیت زاویه ای با دقت حدود 20 ثانیه کمائی می باشد.

- بعنوان یک مثال عملی برای این تکنیک سیستم **GRARR** متکی بر یک عملکرد یک ترانسپوندر در ماهواره است که به یک سیگنال **باند S** منتشره از آنتن بر روی زمین واکنش نشان می دهد. 6 تا 8 فرکانس بین 8 الی 500 Hz توسط **مدولاسیون/نوسان فاز (phase modulation)** بر روی حامل ها سوار شده اند. فازهای نسبی مدولاسیونهای منتشره و دریافت شده برای بدست آوردن فاصله تا ماهواره استفاده می شوند. دقت اندازه گیری فاصله توسط این سیستم **5 متر** است. نرخ تغییر (rate) فاز یا داپلر شیفت حامل (carrier) دریافت شده نیز اندازه گیری می شود.

3.4 تعیین موقعیت توسط سیستم ترانزیت (TRANSIT)

✚ بعد از پرتاب ماهواره اسپوتنیک 1 مشخص شد که امکان **تعیین مدار ماهواره** با آنالیز **DS** امواج منتشره رادیویی از ماهواره وجود دارد. در نتیجه اگر بتوان موقعیت یک ماهواره را با **اندازه گیری DS** در یک ایستگاه با مختصات معلوم تعیین نمود پس امکان **تعیین موقعیت ایستگاه اگر مختصات ماهواره معلوم باشد** وجود دارد. این نکته منجر به توسعه سیستم ترانزیت توسط

نیروی دریایی آمریکا شد و اولین ماهواره این سیستم در سال 1961 پرتاب شد تا سال 1964 که سیستم کاربردی شد و در سال 1967 قابل دسترسی برای کاربرهای غیر نظامی گردید. سیستم ترانزیت شامل سه جزء است:

✓ - قسمت **کنترل** و رهگیری که **مدار ماهواره ها** را محاسبه و پیش بینی می کنند و دو بار در طول روز ephemeris را به ماهواره تزریق می کنند (از طریق انتشار)

✓ - **ماهواره ها** که در مدار دایروی قطبی با ارتفاعی حدود **1100** کیلومتر می باشند و هر **107** دقیقه بدور زمین می چرخند. آنها فرکانسهای حامل **400** و **150** Hz منتشر می کنند. استفاده از **دو فرکانس** امکان تصحیح نمودن خطای **یونوسفریک** را فراهم می نماید. بر روی هر دو فرکانس توسط مدولاسیون فاز **پیامهای** حاوی اطلاعات مدار سوار شده است.

✓ - **کاربران** که سیگنالهای دریافتی با سیگنال تولید شده توسط نوسان ساز در گیرنده آنها با DS ترکیب می شوند تا مشاهده حاصل شود. با ترکیب **شمارش داپلر** (Doppler counts) و اطلاعات **مدار** ماهواره مختصات دقیق گیرنده (محل مورد نیاز کاربر) بدقت تعیین می شود.

3.5 اصول تعیین موقعیت توسط پدیده داپلر

❖ بعنوان یک مثال واضح برای توصیف **پدیده داپلر** فرض کنید که در یک ایستگاه قطار، قطاری در حین نزدیک شدن، ورود و خروج خود از ایستگاه (بدون توقف) سوت خود را بصدا در می آورد. در نتیجه برای ناظر در ایستگاه **آهنگ** (زیر و بم) سوت قطار **تغییر** می کند وقتی قطار عبور می کند. ابتدا بلند است و وقتی قطار می رسد بطور نامحسوس تغییر می کند سپس وقتی قطار از محل ناظر عبور کرد (crossing point) بطور محسوسی **افت می نماید** و کاهش آهنگ با دور شدن فاصله ادامه می یابد.

❖ پدیده مشابه فرکانسهای رادیویی امواج الکترومغناطیس را تحت تاثیر قرار می دهد. یعنی اگر منبع انتشار امواج و گیرنده (مشاهده کننده) **نسبت به یکدیگر در حرکت** باشند، فرکانسهای امواج رادیویی و نوری **تغییر می کنند**.

❖ توضیح کلاسیک این اثر به این شکل است که گیرنده **امواج بیشتری** در هر ثانیه دریافت می کند یعنی فرکانس افزایش می یابد اگر که منبع و گیرنده بهم **نزدیکتر** شوند و اگر امواج کمتری دریافت شود وقتی آنها در حال **دور شدن** از یکدیگر هستند. حال اگر سرعت نسبی منبع و گیرنده بسیار کمتر از سرعت نور باشد فرکانس دریافتی تقریباً برابر است $f_r \approx f_s (1 - 1/c \, dS/dt)$ که f_s فرکانس در منبع، C سرعت نور و S فاصله بین منبع و مشاهده کننده است.

❖ به مثال قطار باز می گردیم، در نقطه عبور قطار هر چه به ریل نزدیکتر باشیم تغییر آهنگ سوت **سریعتر** است و حتی اگر نتوانیم قطار را مشاهده نماییم با یادداشت لحظه ای که آهنگ سوت در حد متوسط مقدار حداکثر و حداقل است، می توان حدس زد که قطار چه هنگامی عبور کرده است. در نتیجه با **کنترل** (monitoring) فرکانس صوتی دریافت شده و دانستن سرعت (ثابت فرض می شود) قطار می توان موقعیت دو- بعدی خود را یافت (محور x در راستای ریل و محور y عمود بر آن است،

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

مرکز سیستم مختصات می تواند دلخواه باشد). این اساس تعیین موقعیت با استفاده از پدیده داپلر است (Doppler Positioning).

❖ در حالت ماهواره ترانزیت، مکان گیرنده را می توان بوسیله ثبت پیوسته DS سیگنالهای دریافتی (یا تعداد سیکل های فرکانس داپلر که با دقت بیشتری قابل تهیه است) مشخص نمود. در نتیجه با ترکیب این اطلاعات و مختصات دقیق ماهواره موقعیت گیرنده تعیین می شود. برای تعیین مختصات سه - بعدی یک مسیر حرکت ماهواره کافی نیست و نیازمند حداقل دو مسیر (pass) می باشیم.

3.6 اندازه گیری داپلر در سیستم ترانزیت

➤ با استفاده از فرمول قسمت 3.5، فرکانس شیفت داپلر $f_r - f_s$ تقریباً متناسب با تغییرات فاصله (ds/dt) یعنی سرعت ماهواره در طول خط دید آن از گیرنده می باشد.

➤ حداکثر مقدار سرعت (range rate) حدود 7.4 km/s است و هنگامیکه ماهواره در افق گیرنده طلوع و غروب می کند، موجب DS معادل حداکثر 25 ppm از فرکانس منتشره می شود. یعنی 8.4 KHz در فرکانس 400 MHz.

➤ DS می تواند با محاسبه تفاضل فرکانسهای دریافت شده از فرکانسهای مبناء ثابت در گیرنده (برای اغلب گیرنده های ترانزیت 400 و 150 MHz می باشند) اندازه گیری شود. فرکانسهای منتشره از ماهواره 80 ppm کمتر از فرکانسهای مبناء گیرنده هستند تا DS ها صفر نشود. این امر بدلیل پرهیز از مثبت و منفی شدن DS و ایجاد مشکل در تمایز آنها در گیرنده است.

➤ اغلب گیرنده های سیستم ترانزیت بجای اندازه گیری فرکانس داپلر لحظه ای، تعداد تجمعی سیکل های فرکانس داپلر $(f_o - f_r)$ را می شمارند زیرا این کار می تواند با دقت بیشتری انجام شود. سپس شمارشگر در فواصل زمانی قرائت شده و اطلاعات ذخیره می شوند. عدد شمارشگر بعد از هر دو دقیقه یا در پایان مسیر حرکت ماهواره صفر می شود (reset). درحقیقت تفاضلهای قرائت های پی در پی شمارشگر حاوی یک سری از اختلافهای مسافت می باشند (بعلاوه یک bias).

➤ آرگوس (ARGOS 1978) سیستم ماهواره دیگری است که از اثر داپلر برای تعیین موقعیت استفاده می کند. هر چند که بر خلاف سیستم ترانزیت، گیرنده ها بر روی ماهواره ها هستند و فرستنده ها که بصورت دوره ای سیگنالهای حاوی اطلاعات سنسور فرستنده را با فرکانس 401.65 MHz منتشر می کنند، توسط کاربران کنترل می شوند. دقت تعیین موقعیت در حدود 3 کیلومتر و سرعت ماهواره تقریباً 0.5 m/s است.

3.7 سیستم تعیین موقعیت جهانی

موضوع بحث اصلی این درس سیستم تعیین موقعیت جهانی (Global Positioning System, GPS) که اسم اصلی آن ناواستار (NAVigation Satellite Time And Ranging, NAVSATR) می باشد. کار بر روی این سیستم از سال 1973 توسط نیروی دریایی و هوایی آمریکا آغاز شد.

این سیستم شامل سه بخش می باشد: ماهواره ها، سیستم کنترل و کاربران.

ماهواره ها در 6 صفحه مداری که دارای زاویه میل 55 درجه نسبت به استوا می باشند، آرایش یافته اند. هر مدار دارای شکل دایروی با ارتفاع 20183 کیلومتر است.

هر ماهواره دو فرکانس رادیویی جهت تعیین موقعیت ارسال می نمایند: $L_1: 1575.42 \text{ MHz}$ و $L_2: 1227.6 \text{ MHz}$. فرکانسهای حامل و تغییر فرکانسها (modulation) توسط ساعت‌های اتمی ماهواره ها کنترل می شوند.

سیستم کنترل شامل ایستگاههای کنترل در Ascension، Diego Garcia، Kwajalein و Hawaii واقع هستند و ایستگاه کنترل اصلی در Colorado Springs می باشد. هدف سیستم کنترل بررسی سلامتی ماهواره ها، تعیین مدار و رفتار ساعت‌های اتمی آنها، و تزریق پیامهای رادیویی به ماهواره ها است.

بخش کاربران شامل تمام کاربران نظامی و غیر نظامی (civilian) است. گیرنده های مناسب کدها یا فاز (یا هر دو) را پی گیری نموده و در اغلب مواقع پیامهای رادیویی را نیز استخراج می کنند. با استفاده از مدل (نسخه برداری شده) کد تولید شده توسط گیرنده از سیگنال دریافتی، مسافت تا ماهواره قابل تعیین می باشد.

اگر فاصله محاسبه شده تا چهارماهواره (مشاهده چهارم جهت کنترل ساعت گیرنده) با اطلاعات مدار این ماهواره ها ترکیب شود، مختصات ژئوسنتریک سه - بعدی محل گیرنده قابل تعیین می باشد. برای کاربردهای دقیق ژئودتیک، فاز حامل یا کد فرکانس اندازه گیری شده و برای پردازشهای دیگر ثبت می شوند.

هدف اصلی سیستم تعیین موقعیت جهانی تهیه موقعیت بر روی خشکی، دریا و هوا با دقت بالا، قابلیت عمل در تمام شرایط آب و هوایی (all-weather) و پوشش جهانی می باشد.

3.8 تعیین مسافت توسط ماهواره ها با استفاده از لیزر

✓ در این سیستم (Satellite Laser Ranging: SLR) یک پالس کوتاه از نور شدید لیزر توسط تلسکوپهای قابل حمل توسط وسیله نقلیه به یک ماهواره که رفلکتورهای به شکل مکعب سه کج (corner-cube) حمل می کنند، فرستاده می شود.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

- ✓ رفلکتورهاها نور را به سیستم SLR بازگردانده و در نتیجه فوتونهای بازگشت داده شده توسط **تلسکوپ جمع آوری شده** و بوسیله افزایشده های حساس عکاسی آشکار می شوند.
- ✓ با اندازه گیری **زمان سپری شده** در طی ارسال لیزر و دریافت آن، مسافت تا ماهواره را می توان اندازه گیری نمود.
- ✓ اغلب سیستمهای SLR دارای **دو تلسکوپ جداگانه** برای ارسال و دریافت لیزر هستند. این تلسکوپها دارای قطری در حدود 0.28 تا 1 متر و بیشتر می باشند. حساسیت سیستم دریافت کننده از 1 تا بیش از 100 فوتون است و در نتیجه دقت اندازه گیری فاصله در حدود **2 سانتی متر** می باشد.
- ✓ شبکه SLR علاوه بر تعیین موقعیت مقادیر دقیقی از پارامترهای **دوران زمین** را نیز فراهم می نمایند. اولین سیستم SLR در دهه 1960 آغاز بکار کرد و در حال حاضر بیش از **25 سیستم** در سراسر جهان مشغول فعالیت می باشند. تا کنون بیش از 15 ماهواره مجهز به رفلکتور در مدار قرار گرفته است و از جمله مهمترین آنها می توان به LAGEOS, Starlette و Ajisi اشاره نمود.
- ✓ این تکنیک با استفاده از ماهواره طبیعی زمین، یعنی **ماه** نیز انجام می شود (Lunar Laser Ranging: LLR). این رفلکتورها توسط ماهواره های آپولو بر روی سطح ماه قرار گرفته اند.

3.9 تکنیک تداخل سنجی با استفاده از طول مبناء بسیار بلند

- سیستم (Very Long Baseline Interferometry: VLBI) دقیق ترین روش تعیین موقعیت با استفاده از ماهواره ها یا اشیاء فرا زمینی است.
- این تکنیک در اصل توسط منجمین بعنوان یک ابزار برای اصلاح قدرت تفکیک تلسکوپهای رادیویی بکار گرفته شد و توسعه یافت. VLBI از **اصل تداخل امواج** و پدیده یانگ (Young's experiment) استفاده می کند.
- سیگنالها از یک منبع رادیویی که عموماً سیگنالهای اتفاقی یک **دور- اختر (quaser)** یا شیء دیگری خارج از کهکشان می باشند، توسط آنتن های دو (یا بیشتر) تلسکوپ رادیویی دریافت می شوند. سپس این سیگنالها **تقویت شده** و توسط یک مایزر هیدروژنی کنترل فرکانس به **باند فرکانس پایین** تر تبدیل می شوند و پس از **رقومی شدن** و الصاق زمان بر روی یک نوار مغناطیسی با پهنای باند وسیع ثبت می شوند. سپس نوارهای ضبط شده به مرکز پردازش داده ها عودت داده می شوند. خروجی پردازش یک تابع نمونه cross-correlation است که معادل حلقه های یانگ می باشد.
- مشاهده اولیه VLBI تاخیر گروه است (group delay) یعنی **اختلاف در زمانهای دریافت سیگنال دور- اختر در رادیو تلسکوپها**. در اصل، تاخیر می تواند در پردازش correlation با ثبت اختلاف زمان بین یک جفت مشاهده ثبت شده که دارای **حداکثر همبستگی** هستند، اندازه گیری شود. فاز (تاخیر) تابع همبستگی و نرخ تغییر زمانی آن نیز اندازه گیری می شوند. در عمل گروه تاخیر از اندازه گیری **تاخیر فاز در فرکانسهای مختلف** تهیه می شود.

- اولین جزء تاخیر گروه اندازه گیری شده، **تأخیر هندسی** می باشد $\tau = (\mathbf{B} \cdot \mathbf{s}) / c$ که **B بردار طول مبناء** بین دو رادیو تلسکوپ و **s بردار واحد در جهت منبع رادیویی** می باشند. با مشاهده چندین منبع رادیویی در طی 24 ساعت، سه جزء بردار طول مبناء را می توان بدست آورد. فرکانسهای رادیویی مورد استفاده در VLBI در قسمت **مایکروویو** طیف الکترومغناطیس هستند، باند S (2.2-2.3 GHz) و باند X (8.2-8.6 GHz). دلیل استفاده از دو باند فرکانس امکان تصحیح خطای **یونوسفریک** می باشد.

3.10 دقت اندازه گیری فاصله برای تکنولوژیهای جدید

- دقت تعیین موقعیت نسبی با استفاده از تکنیکهای فرا زمینی در طی 4 دهه گذشته **حدود 100 برابر** افزایش یافته است. در نتیجه دقتهای در حد **سانتی متر** توسط VLBI، SLR و GPS قابل دسترسی می باشد.
- برای طولهای بیش از 5 کیلومتر این تکنیکها برتری مطلق نسبت به روشهای قدیمی اندازه گیری طول مانند دستگاههای طولیاب دارند. دقتهای در حد **10 سانتیمتر** برای طولهای مبناء کوتاه به راحتی قابل دستیابی می باشد.
- عموما دقت اندازه گیری تمام سیستمهای یاد شده با افزایش طول **کاهش** می یابند که دلیل اصلی **عدم دقت در مدلهای** مورد استفاده برای بررسی خطاهای سیستماتیکی است که هر تکنیک (جداگانه) دارا می باشد.
- تنها تکنیکهای VLBI، SLR دارای دقتهایی هستند که مستقل از طول مبناء است.
- دقتهای مختصات سه - بعدی عموماً در حد دقت طول نمی باشد. بعنوان مثال **دقت ارتفاعی** در حد دقت مختصات افقی نیست زیرا که مدل تصحیحات **اتموسفریک** بحد کافی دقیق نیستند. بعلاوه تعیین موقعیت در سیستم مختصات CT نیازمند دقت بالا در مورد سرعت دوران زمین و حرکت قطبی می باشد.
- بطور کلی می توان گفت که نکته مشترک بین تمام سیستمهای فوق الذکر **یکطرفه بودن** آنها است، یعنی اینکه سیگنال فقط از طرف ماهواره به گیرنده فرستاده می شود. این از جنبه **نظامی ایده آل** است زیرا که کاربران قادر به ایجاد اختلال در این سیستمها که برای مقاصد نظامی طراحی شده اند، نخواهند بود.
- البته اکنون تعداد بیشماری از کاربران غیر نظامی از این سیستمها استفاده می نمایند، در نتیجه طراحی و گسترش سیستمهای دوطرفه نیز برای استفاده در نظر گرفته شده است.
- با وجود GPS ما وارد عصری شده ایم که تعیین موقعیت دقیق در طی **24 ساعت شبانه روز در تمام جهان** قابل انجام است در نتیجه دامنه کاربران فقط منتهی به نقشه برداری یا ناوبری نیست، بلکه تعداد بسیاری از **افراد عادی** نیز از آن استفاده می نمایند.
- این موضوع باعث کاهش روز افزون قیمت و وزن گیرنده ها و سهولت دسترسی به آنها شده است (مثلاً بر روی گوشی های تلفن همراه و یا ساعت های مچی).

فصل چهارم مفاهیم اولیه در مورد سیستم GPS

4.1 ماهواره GPS

➤ تا کنون چندین نسل از ماهواره های GPS طراحی شده اند که وزن تقریبی آنها 845 کیلوگرم است و برای حدود 7.5 سال عملیات در نظر گرفته شده اند. برخی از **کارکردهای اساسی** این ماهواره ها عبارتند از:

- **دریافت و ذخیره اطلاعاتی** که توسط قسمت کنترل زمینی ارسال می شوند.
- انجام **پردازشهای محدود** بوسیله میکروپروسور داخل ماهواره.
- **نگهداری زمان** بصورت خیلی دقیق توسط چندین نوسان ساز که داخل ماهواره تعبیه شده اند (2 عدد از جنس سزیم و 2 عدد از جنس روبیدیم).
- **ارسال اطلاعات** به کاربران بوسیله سیگنالهای مختلف.
- **انجام مانورها** جهت کنترل مدار حرکت توسط پیشرانه ها (thruster) که بوسیله ایستگاههای مرکزی عمل می نمایند.

✓ تمام فعالیت ماهواره ها بوسیله باتریهایی که توسط ورقه های مجهز به **سلول خورشیدی** به وسعت 7.25 متر مربع شارژ می شوند، انجام می شوند.

4.2 طراحی مدار ماهواره ها

✚ آرایش فضایی ماهواره ها بگونه ای انتخاب شده است که **بهترین پوشش** را فراهم نماید. هر ماهواره در طی **12 ساعت** مدار خود را طی می نماید، که البته این زمان بر حسب **زمان نجومی** است (sidereal). در نتیجه به دلیل اختلاف بین زمان خورشیدی و نجومی هر ماهواره روزانه **حدود 4 دقیقه** زودتر در افق یک ناظر ظاهر خواهد شد. بنابراین هر ماه 2 ساعت یا تقریباً 30 دقیقه در هفته زمان پوشش توسط یک ماهواره مشخص پیش خواهد افتاد.

✚ توجه شود که این 4 دقیقه تغییر معادل حرکت مسیر ماهواره بسمت شرق بمیزان **حدود 1 درجه** می باشد.

✚ ماهواره ها در ارتفاع حدود **20000 کیلومتری** از سطح زمین قرار دارند (بیش از سه برابر شعاع کره زمین).

✚ قرار بود ماهواره ها توسط **ساتل** در مدار قرار گیرند ولی بدلیل سقوط چلنجر در سال 1987، این برنامه ریزی تغییر یافت و بجای آن از **راکت** ها استفاده شد. این شیوه هر چند که هزینه بیشتری در بر داشت ولی بدلیل اهمیت استقرار یافتن هر چه سریعتر ماهواره ها مورد استفاده قرار گرفت.

✚ برای تعیین موقعیت سه - بعدی و ناوبری بی وقفه **حداقل 4 ماهواره** در تمام مدت مشاهدات باید استفاده شود. استفاده از چهار ماهواره کاربر را قادر به حذف **خطای نامعلوم زمانی** که ناشی از عدم هماهنگی دقیق بین ساعت ماهواره و گیرنده می باشد، می نماید.

✚ هم اکنون با تکمیل آرایش فضایی ماهواره ها، در هر مکانی از جهان و در تمام لحظات 4 ماهواره (یا بیشتر تا 12 ماهواره) قابل مشاهده توسط کاربران می باشند.

✚ ماهواره ها در **6 صفحه مداری با زاویه میل 55** درجه نسبت به استوا قرار دارند و هر صفحه نسبت به دیگری دارای زاویه **60 درجه** می باشد.

✚ زاویه ای که برای بیان موقعیت ماهواره در مدارش استفاده می شود **آرگومان عرض** (argument of latitude) نامیده می شود که عبارت است از فاصله ای که ماهواره در صفحه مدارش و در جهت حرکت صعودی (افزایشی) **نسبت به صفحه استوا** دارد.

✚ آرگومان عرض یا به بیان بهتر **آرگومان ماهواره**، مجموع آرگومان perigee (**نقطه حضيض** یا نزدیکترین نقطه به زمین) و آنامولی حقیقی (یکی از پارامترهای زاویه ای که موقعیت ماهواره را در طول مدارش مشخص می نماید) می باشد. جدایی ماهواره ها بر حسب آرگومان عرض در هر مدار مشابه 120 درجه و نسبت به ماهواره دیگر در مدار **کناری 40 درجه** می باشد.

4.3 ایستگاههای کنترل GPS

✓ **پنج ایستگاه کنترل** که تقریباً بصورت یکنواخت در پهنه جهان مستقر می باشند، سه عملیات مهم را انجام می دهند:

- هر 5 ایستگاه عملیات **مانیتورینگ** انجام می دهند. یعنی **ردیابی تمام سیگنالهای GPS** برای کنترل و **تعیین مدار ماهواره** ها. این عمل توسط گیرنده های دو فرکانسه مجهز به نوسان سازهای سزیم انجام می شود. اطلاعات هواشناسی نیز برای بررسی دقیق تاخیر **تروپوسفریک** جمع آوری می شوند. موقعیت مکانی این ایستگاهها با دقت بسیار بالایی مشخص هستند.
- 3 ایستگاه قادر به **ارسال اطلاعات به ماهواره ها** می باشند. این اطلاعات شامل افریزها، تصحیحات مربوط به ساعتهای ماهواره، فرامین مانور و پیامهای دیگر می باشند. Ascension, Diego Garcia, Kwajalein.
- Colorado Springs ایستگاه **فرماندهی** است. اطلاعات ردیابی از تمامی ایستگاهها جهت پردازش به مرکز فرماندهی فرستاده می شوند که این پردازش شامل **محاسبه افریزها و تصحیحات ساعتهای ماهواره ها** می باشند. این ایستگاه مسئول کنترل تصحیحات مدار هنگامیکه ماهواره از موقعیت از پیش تعیین شده دور شده است نیز می باشد. دست آخر اینکه **مانورهای لازم جهت جایگزینی** ماهواره یدکی بجای ماهواره از کار افتاده را کنترل می کند.

4.4 ساختار سیگنال GPS

❖ هر ماهواره **دو فرکانس** را جهت تعیین موقعیت منتشر می نماید که به ترتیب **L1:1575.42, L2:1227.60 MHz** نامیده می شوند. این دو فرکانس که به حامل معروف می باشند، دارای ارتباط منطقی بوده و سیگنالهای مختلف بر روی آنها مدوله (سوار) می شوند.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

❖ یک کد پارازیت شبه اتفاقی (**pseudo-random noise: PRN**) که به نام کد **C/A** شناخته می شود، مشتمل از یک رشته عددی +1 و -1 است که با فرکانس $f_0/10$ منتشر می شود و در هر **هزارم ثانیه** تکرار می شود.

❖ یک کد شبه اتفاقی دیگر بنام **کد P** نیز به همین ترتیب در فرکانس مبناء $f_0 = 10.23 \text{ MHz}$ منتشر شده ولی فقط در هر **267 روز** یکبار خود را تکرار می کند که این زمان به 38 قسمت 7 روزه تقسیم می شود.

❖ **L1** با هر **دو کد** مدوله شده است در حالیکه **L2 فقط حاوی کد P** می باشد. روش مدولاسیون ساده است یعنی اینکه اگر مقدار عددی کد منفی یک باشد، فاز حامل به اندازه 180 درجه جابجا می شود ولی اگر مقدار مثبت یک باشد هیچ تغییری فازی وجود ندارد. فاز قسمتی از یک سیکل کامل موج می باشد.

❖ هر دو فرکانس (carriers) حامل **پیام ماهواره** که حاوی اطلاعات مکانی و سلامتی ماهواره با یک فرکانس کوتاه 50 Hz است، نیز می باشند. این اطلاعات توسط گیرنده ها بازگشایی شده و می توانند برای تعیین **موقعیت لحظه ای (real time)** استفاده شوند.

4.5 پخش امواج الکترومغناطیس

⚡ امواج الکترومغناطیسی که از **ماهواره به گیرنده** ارسال می شوند را می توان به صورت فرمول زیر نشان داد:

$$y = A \cos(\omega t - kx + \phi)$$

که **A دامنه** سیگنال، $\omega = 2\pi f$ **فرکانس** بر حسب رادیان، $k = 2\pi/\lambda$ **شماره موج** منتشره وابسته به **طول موج** در فضای آزاد، **t زمان** سپری شده از لحظه انتشار در ماهواره، **x فاصله** طی شده از ماهواره تا گیرنده و ϕ **بایاس** می باشد. در هر محیط انتشاری به جز فضای آزاد طول موج فرق خواهد داشت و در نتیجه از سمبول دیگری به غیر از **k** برای استفاده می شود.

⚡ **فاصله طی شده** بین ماهواره و گیرنده توسط موج می تواند بوسیله **دو روش** تعیین شود. اگر هم **فرکانس** و هم **لحظه دقیق** انتشار از ماهواره معلوم باشند، بنابراین **اندازه گیری زمان** سپری شده بین انتشار امواج و دریافت آن، می تواند شرایط محاسبه فاصله را فراهم کند زیرا که:

فاصله برابر است با سرعت انتشار امواج ضربدر فاصله سپری شده

این تکنیک موسوم به اندازه گیری **شبه فاصله (pseudo-range)** است و نیازمند اطلاعات دقیق راجع به زمان می باشد.

⚡ روش دیگر تعیین فاصله، اندازه گیری **تعداد سیکل های فاز** در طی مسیر انتشار امواج است. این تکنیک را با ترکیب نمودن سیگنال وارده شونده (به گیرنده) با یک سیگنال با **فرکانس معلوم** می توان انجام داد و سپس در هر لحظه داده شده مسافت انتشار امواج را می توان با فرمول ذیل تعیین نمود:

$$\text{phase} = kx = 2\pi/\lambda x \rightarrow x = \text{phase} \times \lambda/2\pi$$

در این روش **فرکانس سیگنال ماهواره** باید بدقت معلوم باشد و همچنین **فاز سیگنال** بدقت ردیابی شود.

4.6 تعیین فاصله یکطرفه و دوطرفه

- تعیین فاصله توسط یک سیگنال الکترومغناطیس به هر دو روش **یک و دو طرفه** قابل انجام است که روش دو طرفه ساده تر است زیرا که تنظیم زمان برای اندازه گیری فاصله فقط توسط یک **زمان سنج** که در گیرنده - فرستنده نصب شده است، کنترل می شود.
- در یک سمت خط اندازه گیری دستگاهی قرار دارد که به سادگی نسبت به **سیگنالهای وارده واکنش** نشان می دهد. اگر این یک دستگاه غیر فعال مانند یک رفلکتور باشد، به سادگی سیگنالهای وارده را به گیرنده **منعکس** می نماید.
- ولی اگر این دستگاه فعال (مانند یک دستگاه گیرنده مخابراتی) باشد، فقط بمحض دریافت یک سیگنال وارده از ارسال کننده امواج، **تولید یک سیگنال بازگشتی** می نماید. البته به روشی که **ارتباط زمانی** بین سیگنالهای وارده و انعکاس یافته ثابت و معلوم باشد. پارامتر اندازه گیری شده تعداد تیکهای (tick) ساعت سیستم مابین **انتشار سیگنال اصلی و دریافت بازگشت** آن است و این یعنی زمان دو طرفه (رفت و برگشت) طی نمودن مسیر.
- فاصله یابی یکطرفه (همانگونه که در GPS استفاده می شود) **پیچیده تر** است. هر فرستنده یا گیرنده توسط **ساعت جداگانه ای** کنترل می شود. ساعت فرستنده سیگنالها را تولید می کند و ساعت گیرنده آنها را هنگام دریافت آشکار می نماید و هر دو زمان **سنج باید زمان مشابه ای** را دارا باشند. بعنوان مثال خطای عدم همزمانی دو زمان سنج فقط بمیزان 1 میکرو ثانیه، ایجاد خطای بسیار بزرگ 300 متر را در تعیین فاصله می نماید.
- چون عملاً امکان همزمان نگهداشتن زمان سنجها بصورت **فیزیکی** امکان پذیر نیست، معمولاً با **روشهای ریاضی** این عمل انجام می شود. عموماً هر ساعت **آهنگ** خاص خود را برای سنجش زمان دارد. به هر حال اگر ارتباط بین دو زمان مبناء تعریف شده توسط زمان سنجها مشخص باشد هنوز هم می توان گفت که آنها را **میتوان همزمان** نمود. البته مشکل این است که **ارتباط بین دو مبناء زمانی** را باید یافت.
- GPS فقط به این دلیل می تواند کارآمد می باشد که ما فرض می کنیم که تمام ساعت‌های ماهواره ها بصورت ریاضی **همزمان** می باشند. این موضوع با کنترل دقیق اختلاف زمان سنجهای ماهواره توسط **ایستگاههای کنترل زمینی** و اعمال **تصحیحات** ریاضی محاسبه شده توسط **پیام مخابراتی از ماهواره** به تمام کاربران، امکان پذیر است.
- در نتیجه کاربران می توانند فرض نمایند که تمام اندازه گیریهای فواصل که **بطور همزمان** توسط گیرنده های آنان انجام شده است وابسته به **زمان سنج مشابه** (بطور مجازی) در ماهواره که در یک سوی دیگر فاصله های اندازه گیری شده هستند، می باشند.
- البته سیستمهای یکطرفه دارای این مزیت می باشند که **کاربران متعددی** در یک زمان می توانند از آن استفاده نمایند.

4.7 تعیین فاصله توسط امواج پیوسته و پالس (ضربه ای)

سیستم های تعیین موقعیت GPS یا از سیگنالهای بصورت پالس (ضربه ای) استفاده می کنند یا از موج پیوسته. در هر دو روش مزایا و معایبی وجود دارد و از هر دو روش می توان در فاصله یابی یک یا دو طرفه استفاده نمود.

GPS سیستم فاصله یابی یکطرفه ای است که قادر به استفاده از اندازه گیری مسافت توسط پالس (شبه فاصله توسط یکی از کدها) و موج پیوسته (اندازه گیری تغییرات فاز موج حامل) می باشد.

در شکل (قسمت بالا) اساس اندازه گیری فاصله توسط پالس (موج ضربه ای) نمایش داده شده است. تصویر سیگنالهای ارسال شده از ماهواره به گیرنده برای سه زمان مختلف نشان داده شده است. زمان طی مسافت $t_2 - t_0$ است که t_2 توسط ساعت گیرنده و t_0 توسط ساعت فرستنده اندازه گیری شده اند. اگر هر دو زمان سنج بطور کامل همزمان باشند، فاصله را بصورت دقیق می توان از رابطه ذیل تعیین نمود:

$$\rho = c (t_2 - t_0)$$

یکی از معایب این روش تعداد کم اطلاعات است زیرا که پالس ها بصورت مجزا (ناپیوسته) دریافت می شوند. نمایش اصول روش مسافت یابی با موج پیوسته پیچیده تر است. فرستنده در این حالت مانند یک نوسان ساز (Oscillator) است که بصورت پیوسته موجی تولید می کند که فاز آن هم نسبت به فضا (تغییر موقعیت) و هم در طول زمان تغییر می کند. در نتیجه ما دو شکل خواهیم داشت:

1. تغییرات فاز در زمان با در نظر گرفتن یک نقطه ثابت در فضا (مکان).
2. تغییرات فاز در مکان با در نظر گرفتن یک مبداء زمانی ثابت.

فرض می نمایم که فرستنده و گیرنده دارای نوسان سازهای هماهنگ شده از نظر فرکانس و فاز باشند. در این صورت حالت (1) برای گیرنده و فرستنده مشابه خواهد بود.

برای ساده کردن توضیح اساس این روش در حالت (2) زمانی در نظر بگیرید که فرستنده موج (پیوسته) تازه آغاز بکار کرده است، یعنی نمایش لحظه ای سه مبداء زمانی مانند سیستم مبتنی بر پالس. فاصله اندازه گرفته شده در زمان t_2 توسط اختلاف فاز سیگنال دریافت شده از فرستنده و سیگنال تولید شده در نوسان ساز داخلی گیرنده، بدست می آید. اختلاف فاز کلی که در اندازه گیری فاصله استفاده می شود، شامل تعداد طول موجهای کامل (یا سیکلهای فاز) بین فرستنده و گیرنده در زمان t_2 می باشد.

به هر حال تمام آنچه که ما می توانیم مستقیماً اندازه گیری نمایم کسری از اختلاف فاز بین 0 تا 360 درجه یا در حدود یک سیکل از سیگنال است. بجای اندازه گیری خود سیکل می باید شمارش سیکلهای صحیح تعیین شوند.

مشکل ابهام در فاز جدی ترین اشکال در سیستمهای اندازه گیری فاصله بوسیله موج پیوسته است. در حالیکه مزیت اصلی این روش دریافت اطلاعات پیوسته و مترکم می باشد.

4.8 اندازه گیری شبه فاصله

- ✓ یک گیرنده GPS اساساً می تواند دو نوع اندازه گیری انجام دهد: **شبه فاصله و تغییرات فاز موج حامل**.
- ✓ **شبه فاصله** عبارت است از **شيفت زمانی** مورد نیاز برای ایجاد نمودن یک **نسخه کپی** از کد دریافت شده از ماهواره در گیرنده؛ ضربدر سرعت نور.
- ✓ بصورت ایده آل شيفت **اختلاف بین زمان** دریافت سیگنال (اندازه گیری شده در چارچوب زمانی گیرنده) و **زمان انتشار امواج** (اندازه گیری شده در چارچوب زمانی ماهواره) می باشد. در حقیقت دو چارچوب زمانی **متفاوت** می باشند که ایجاد یک بایاس در اندازه گیری می نماید. بنابراین این اندازه گیریهای متأثر از **بایاس تاخیر زمانی** را شبه فاصله می نامند.
- ✓ **شبه فاصله** ها بوسیله یک آشکارساز همبستگی (correlation detector) که کنترل کننده یک لوپ تاخیر **جهت تطابق** بین **نسخه تولید شده** کد در گیرنده و کد واقعی وارده است، اندازه گیری می شوند. به بیان ساده اصول همبستگی کد شامل تولید نسخه ای از یک رشته کد (بین مقادیر +1 و -1) در گیرنده و تطبیق این نسخه در زمان (مرتبط نمودن) با سیگنال وارده می باشد. بنابراین اندازه گیری شبه فاصله **تاخیری است که می باید به مبداء های زمانی ساعت گیرنده افزوده شوند تا نسخه تولید شده منطبق با کد دریافت شده باقی بماند**.
- ✓ قانون کلی برای **دقت اندازه گیری** شبه فاصله ها (دقتی که با آن تطابق را می توان حفظ نمود) عبارت است از **1% بازه زمانی** بین مبداءهای زمانی برای کدهای متوالی. برای کد **P** مبداء های زمانی متوالی **0.1 میکرو ثانیه** جدا هستند که نیازمند دقت اندازه گیری 1 نانو ثانیه می باشند و هنگامیکه سرعت نور را اعمال نماییم **دقت 30 سانتی متر** برای اندازه گیری فاصله را ایجاد می نماید. برای کد **C/A** دقتها 10 برابر کمتر می باشند و این یعنی دقت فاصله معادل **3 متر**.

4.9 اندازه گیری فاز حامل (carrier beat phase)

- ❖ فاز حامل تغییر یافته (beat) عبارت است از **باقیمانده فازی** از سیگنال هنگامیکه فرکانس حامل وارده از ماهواره بوسیله فرکانس ثابت تولید شده در گیرنده داپلر شيفت یا **تغییر فرکانس یافته** است.
- ❖ این کمیت مشاهداتی بعنوان خروجی توسط کانال همبستگی (**correlation channel**) یا توسط کانال مجذور کننده (**squaring channel**) که سیگنال دریافتی را در خودش ضرب می کند تا هارمونیک دوم کد حامل را که حاوی مدولاسیون کد (تغییرات) نیست؛ تولید می شود.
- ❖ **با مربع نمودن** معادله موج حامل بسادگی می توان نوشت:

$$y^2 = A^2 \cos^2(\omega t + \phi) = A^2 [1 + \cos(2\omega t + 2\phi)]/2$$

چون $A(t)$ رشته ای از مقادیر +1 و -1 می باشد که نمایش دهنده کد است؛ بنابراین A^2 همواره 1 می باشد که می تواند حذف شود و در نتیجه سیگنال یک حامل خالص است با این تفاوت که **فرکانس آن دوبرابر** شده است.

❖ چون طول موج حامل بسیار **کوتاهتر** از طول موج هر دو نوع کد است، دقت فاز حامل تغییر یافته **بسیار بهتر** از دقت شبه فاصله می باشد. برای سیگنال **L1** طول موج در حدود **20 سانتی متر** می باشد. با استفاده از قانونی که اندازه گیری فاز می تواند در حدود 1% طول موج باشد؛ دقت بدست آمده در حدود **2 میلی متر** می باشد.

❖ دو **اشکال اصلی** اندازه گیری فاز حامل بدلیل مشکل **ابهام فاز** می باشند. تهیه **تعداد اولیه سیکل های صحیح** حامل بین ماهواره و گیرنده بسیار دشوار می باشد (اگر غیر ممکن نباشد). یک راه این است که اندازه گیریهای را در نظر بگیریم که می توان فرض نمود دارای **ابهام سیکل (cycle ambiguity) اولیه مشابه** (بعنوان مجهول) می باشند، و سپس آنها را از یکدیگر کسر نمود.

❖ حفظ نمودن **شماره صحیح سیکل** در حالیکه فاصله ماهواره به گیرنده در طی زمان تغییر می نماید موردی است که اغلب گیرنده های با کیفیت GPS در اغلب زمانها می توانند انجام دهند. هر چند که بدلائل مختلف مانند سیگنالهای دارای خطا یا آنتن های واقع در سایه (سایه ساختمانهای بلند بعنوان مثال)؛ هر گیرنده ای متحمل خطای **اندازه گیری سیکل (cycle slips)** که همان از دست دادن شمارش پیوسته سیکل های صحیح است، خواهد شد. در بسیاری موارد **پردازش های پر زحمت** بعدی امکان آشکار سازی و تصحیح این خطا را ممکن می سازد. به هر حال امکان وقوع **cycle slips** استفاده از اندازه گیری فاز حامل را برای کاربردهای **real time** محدود می نماید.

4.10 اجزاء تجهیزات کاربران

✚ بسته تجهیزات کاربران شامل سه قسمت اصلی می باشد: **سخت افزار، نرم افزار و توسعه تکنولوژیک**.

✚ قسمت **سخت افزاری** شامل **مدارات الکترونیکی، اجزاء فرکانس رادیویی و آنتن**، و هر نوع تجهیزات جانبی مورد نیاز برای بکار انداختن **گیرنده** می باشد. اصلی ترین خصوصیت اجزاء در این قسمت دارا بودن **استحکام، قابلیت حمل، قابلیت اطمینان** در محیط عملیات و سهولت استفاده می باشند.

✚ قسمت **نرم افزاری** شامل برنامه نویسی و **پردازش اطلاعات** مورد نیاز برای تبدیل پیامهای GPS به اطلاعات مفید برای **تعیین موقعیت و ناوبری** می باشد. برنامه نویسی می باید برای کاربر امکان تعامل مناسب را بمنظور بهره گیری از خصوصیات GPS فراهم نماید. همچنین باید برای **استفاده در عملیات** مناسب باشد و بگونه ای طراحی شده باشد که پیامهای مفید راجع به وضعیت و پیشرفت عملیات را برای کاربر فراهم نماید. موارد دیگر که در این قسمت وجود دارند عبارتند از برنامه هایی که مستقل از گیرنده GPS می باشند و می توانند مواردی مانند دسترسی به ماهواره ها و سطح اطمینان دقت را بررسی نمایند.

✚ در کنار دو مورد فوق الذکر **تکنولوژی** که در اجزاء سخت افزار و نرم افزار مورد استفاده قرار می گیرد بطور خودکار در تجهیزات کاربران ملاحظه شده است. بعنوان مثال می توان به این موارد اشاره نمود: **اصلاح طراحی** گیرنده ها، آنالیز و بررسی **آنتن های مختلف** و نیز **مدلهای مربوط** به انتشار امواج، توسعه سیستمهای ارتباطی برای عملیات تفاضلی (DGPS) و کنترل نرخ توسعه قیمت و کارائی گیرنده ها.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

4.11 اجزاء عمومی گیرنده ها

- **گیرنده ماهواره** قطعه ای از سخت افزار است که برای **ردیابی ماهواره ها** استفاده می شود. یعنی برای دریافت سیگنالهایی که در بخش های قبل شرح داده شد. ترکیب اساسی یک گیرنده GPS متشکل است از:
 - **آنتن و تقویت کننده:** آنتنی که برای گیرنده GPS استفاده می شود دارای خصوصیات پرتو عریض (broadbeam) می باشد، بنابراین آنها نیازمند اینکه به **منبع سیگنال نشانه روی** شوند (مانند آنتن های تلوزیونی) نیستند. آنتن ها نسبتاً متراکم هستند و شاید بر روی سه پایه یا یک وسیله نقلیه نصب شده باشند. موقعیت واقعی تعیین شده **مرکز فاز آنتن** می باشد که می باید بصورت دقیقی **مرتبط با نقطه نقشه برداری** باشد.
 - **قسمت فرکانس رادیویی (RF):** قسمت RF شامل دستگاههای **الکترونیک پردازش سیگنال** متشکل از مدار های دیجیتال و آنالوگ می باشد. انواع مختلف گیرنده ها از تکنیکهای تا حدی متفاوت برای پردازش سیگنال استفاده می نمایند. روشهای مختلف عبارتند از: همبستگی کد، فرکانس و فاز کد، مربع کننده سیگنال حامل. این قسمت شامل **کانالهایی** است که از هر کدام از این روشها برای ردیابی سیگنالهای GPS دریافتی استفاده می نمایند. تعداد کانالها از 1 تا 12 و بیشتر برای گیرنده های مختلف وجود دارد.
 - **واحد کنترل و نمایش:** واحد کنترل اپراتور را قادر به **ارتباط با ریز پردازنده** می نماید. اندازه و نوعش برای گیرنده های مختلف بسیار متفاوت است، متغیر از یک گیرنده دستی تا یک مانیتور به همراه یک صفحه کلید بزرگ.
 - **دستگاه ثبت:** نوارهای ثبت و دیسکت ها برای ثبت مشاهدات و دیگر اطلاعات سودمند که از سیگنالهای دریافتی استخراج می شوند، بکار می روند.
 - **تامین کننده نیرو:** اغلب گیرنده ها نیازمند نیروی مستقیم با **ولتاژ پایین** می باشند. فقط انواع کمی نیاز به نیروی متناوب دارند.

4.12 تعیین موقعیت در حالت های ایستا و متحرک

- ✓ GPS می تواند برای تعیین موقعیت **اجسام ساکن (static)** یا در **حال حرکت (moving object)** مورد استفاده قرار بگیرد.
- ✓ اگرچه مشاهدات (یا همان فواصل) **مشابه** می باشند اما در حقیقت **وضعیت آنتن** بسته به اینکه ساکن باشد یا در حال حرکت، اختلاف قابل ملاحظه ای را در تعیین موقعیت ایجاد می کند.
- ✓ اگر آنتن ساکن باشد، می توان تعداد **بسیاری مشاهدات تکراری** به چندین ماهواره انجام نمود. در این حالت دارای مشاهدات اضافی خواهیم بود و راه حل های متعدد (بعنوان مثال با استفاده از روش کمترین مربعات) بدست می آید و در نتیجه **دقت بالاتری** برای تعیین موقعیت حاصل می گردد.
- ✓ هنگامیکه آنتن **حرکت** می کند فقط می توانیم **'فیکس'** های متعدد (**مشاهدات لحظه ای**) از 4 مسافت مشاهده شده همزمان یا تقریباً همزمان) بدون تکرار بدست آوریم.
- ✓ در حالت **استاتیکی** (ساکن) هم می توان نتایج آنی (**real time**) بدست آورد (هر مشاهده جدید برای بهبود موقعیت تعیین شده قبلی استفاده می شود)؛ یا می توان مشاهدات را بعد از انجام عملیات پردازش نمود (**post process**).

✓ در تعیین موقعیت **کینماتیک** معمولاً جواب **آنی مد نظر** می باشد. این جواب شامل یک موقعیت (fix) در یک زمان مشخص می باشد. نتایج رشته ای (دنباله دار) **فیکس ها** با استفاده از یکی از روشهای متعدد برازش (smoothing) می تواند post process شود.

4.13 تعیین موقعیت نسبی

❖ اگر **دقت بالا** نیاز باشد در نتیجه از تعیین موقعیت **نسبی** می باید استفاده شود. در این حالت دو آنتن نسبت به یک دیگر تعیین موقعیت می شوند به این معنی که **دو گیرنده** در دو انتهای طول مبناء (baseline) بطور **همزمان** مشاهدات را گرد آوری می نمایند. در این حالت دقت بهتری قابل دستیابی است زیرا که **خطاهای متعددی** که مشاهدات مسافت در دو سر خط مبناء را تحت تاثیر قرار می دهند یا **یکسان هستند یا لااقل مشابه** می باشند.

❖ یکی از حالت‌های جالب و امید بخش تعیین موقعیت نسبی برای بهبود دقت روش کینماتیک تعیین موقعیت **شبه کینماتیک** می باشد که برای اولین بار توسط Ben Remondi (U.S. NGS) پیشنهاد شد. این ایده بر این اساس است که یک **دستگاه ساکن** باشد و یک دستگاه دیگر **در اطراف آن در حال حرکت** باشد. تا هنگامیکه در هر دو گیرنده **cycle slips** اتفاق نیفتد با استفاده از **سیگنال فاز حامل** که بطور پیوسته در تعیین موقعیت نسبی بین گیرنده ثابت و در حال حرکت قابل دستیابی می باشند، دقت‌هایی بهتر از 20 سانتی متر قابل دستیابی می باشد.

❖ این ایده دارای دو نتیجه است:

1. در کاربردهای **کینماتیک** می توان از اندازه گیری حامل که دقت بسیار بالاتری دارد، بهره برد و فقط به دقت اندازه گیری کد محدود نشد.
2. طیف بسیار **وسیع تری** از کاربردهای GPS قابل دسترسی می باشد. مانند نقشه برداری یا مثلث بندی بدون نقاط کنترل زمینی.

4.14 تعیین موقعیت توسط چندین گیرنده

➤ اگر **چندین گیرنده** بکار گرفته شوند **دقت نهایی** نتایج بنحو چشمگیری بهبود می یابد.

➤ این حالت مانند تعیین موقعیت بوسیله **شبکه نقاط** می باشد. یک شبکه به لحاظ هندسی دارای **استحکام** بیشتری از یک طول مبناء است که به دلیل تعداد **بیشتر مشاهدات** می باشد.

➤ تعداد مشاهدات اضافه برای **کنترل اثر خطاهای** مختلف (اتفاقی یا سیستماتیک) که در مشاهدات وجود دارند، استفاده می شوند. باید اشاره نمود که اگر فقط دو گیرنده هم موجود باشد بهتر است خطوط مبناء به شبکه متصل شوند و در نتیجه دقت تعیین موقعیت افزایش می یابد.

➤ هنگامیکه چندین گیرنده مستقر باشند **مشکلات** منطقی که با آن مواجه می شویم عبارتند از اینکه **مدت زمان انجام مشاهدات** در هر ایستگاه چقدر باید باشد و نیز اینکه گیرنده ها چگونه باید در **حال گردش** (استفاده بهینه از زمان و امکانات) باشند. تحت این شرایط می باید توجه ویژه ای به بهینه سازی برنامه زمانی مشاهدات برای **حصول بهترین دقت و کمترین هزینه** ممکن نمود.

4.15 تعیین موقعیت نسبی کینماتیک

✚ اگر موقعیت کینماتیک **خیلی دقیق** نیاز باشد، روش تعیین موقعیت مطلق که قبلا شرح داده شد به اندازه کافی **مناسب نیست**. بنابراین اصول تعیین **موقعیت نسبی** می تواند استفاده شود.

✚ روش کار این است که یک **آنتن ثابت** بعنوان نقطه مبنا استفاده شود. بنابراین آنتن گیرنده ساکن **ماهواره های یکسانی** را مانند گیرنده در حال حرکت ره گیری می نماید. فرض بر این است که **رفتار ساعت گیرنده** و مختصات آن با دقت مشخص می باشند. **اختلافهای** بین فواصل اندازه گیری شده تا هر ماهواره و فواصل محاسبه شده از **ایستگاه معلوم** (خطای بست موقعیت) و تغییرات ظاهری منتج در موقعیت گیرنده ثابت بدلیل **تغییرات زمانی** در **اطلاعات مدار، تاخیرهای اتمسفریک و عملکرد ساعت** می باشند.

✚ هم اختلاف موقعیت یا خطای فاصله می تواند به گیرنده در حال حرکت توسط ارتباط **real time** ارسال شوند. مطالعات نشان داده است که وقتی **خطای فاصله (range misclosure)** استفاده شود نتایج بهتر و اعمال بهتری از تصحیحات حاصل می شود. گیرنده در حال حرکت خطاهای فاصله را مورد استفاده قرار می دهد برای اندازه گیریهای مشابه ای که انجام می دهد. این اعمال تصحیحات **دقت و قابلیت اطمینان** تعیین موقعیت کینماتیک را بهبود می بخشد.

✚ گیرنده ثابت می تواند بعنوان یک **شبه ماهواره** در نظر گرفته شود زیرا که سیگنالها و پیامهای **مشابه** آنچه که ماهواره ارسال می نماید را به گیرنده در حال حرکت می فرستد. بعلاوه اینکه یک اندازه گیری فاصله **اضافه** بین کاربر و شبه ماهواره (**pseudolite**) فراهم می نماید.

✚ از طرف دیگر سیگنالهای شبه ماهواره برای فرکانسهای مورد استفاده توسط GPS محدود به **نوع کاربردهای** مورد نظر است. چنین روشی بعنوان مثال برای یک هواپیمای در حال فرود مورد ملاحظه قرار می گیرد.

4.16 هندسه و دقت GPS

- دقتی که برای تعیین موقعیت توسط GPS بدست می آید وابسته به دو عامل است: **آرایش هندسی ماهواره (configuration)** و **دقت اندازه گیریها**.
- عبارت مصطلح برای دقت اندازه گیری GPS را **'user equivalent error: UERE'** می گویند، که بیان کننده **ترکیب** اثرهای خطاهای **ephemeris**، خطاهای مربوط به انتشار امواج، خطاهای مربوط به ساعت و اندازه گیری زمان و پارازیت گیرنده؛ می باشد.

- اثر **آرایش هندسی** ماهواره توسط معیار رقیق شدن (کاهش) دقت بیان می شود (Dilution Of Precision: **DOP**) که عبارت است از نسبت دقت تعیین موقعیت به دقت اندازه گیری، یا $\sigma = DOP \cdot \sigma_0$.
- در حقیقت DOP یک کمیت **عددی** (اسکالر) بیانگر سهم آرایش هندسی در **دقت تعیین موقعیت** می باشد. بسته به اینکه چه کمیتی یا ترکیب چه مختصاتی مورد نظر باشد **انواع مختلف** DOP وجود دارد که بیان کننده دقت این کمیتها است.
 - $VDOP \cdot \sigma_0$ is the standard deviation in height (Vertical)
 - $HDOP \cdot \sigma_0$ is the accuracy in 2D Horizontal position
 - $PDOP \cdot \sigma_0$ is the accuracy in 3D Position
 - $TDOP \cdot \sigma_0$ is the standard deviation in Time
 - $HTDOP \cdot \sigma_0$ is the accuracy in Horizontal position and Time
 - $GDOP \cdot \sigma_0$ is the accuracy in 3D position, and time (Geometrical)
- مفهوم DOP از **بیضی خطا** که در فصل اول بیان شد، منتج می شود. بعنوان مثال انحراف معیار ارتفاع بوسیله فاصله آن از مرکز بیضی در طول محور ارتفاعی نمایش داده می شود. برای مختصات مسطحاتی توسط بیضوی اطمینان، **اندازه** بیضی افقی مورد نظر است.
- **بطور کلی هر DOP معادل جذر مجموع مربعات محورهای منطقه اطمینان پارامترهای مورد نظر است.**
- DOP استحکام هندسی آرایش ماهواره های GPS است. این پارامتر با **زمان تغییر** می نماید چون ماهواره ها در طول مدارشان در حال حرکت می باشند و در نتیجه آرایش ماهواره ها از مکانی به مکان دیگر **وابسته به موقعیت** است.
- ما می خواهیم که DOP تا حد ممکن **کوچک** باشد. با فرض اینکه دقت اندازه گیری 10 متر باشد و مقدار DOP 5 در نتیجه دقت تعیین موقعیت 50 متر می باشد.

Constrained solutions 4.17

- **Constrained solutions** به چه معنی می باشد؟ فرض کنیم که ما دارای اطلاعات خوبی از ارتفاع باشیم و بعنوان مثال هدف اولیه ما تعیین موقعیت مسطحاتی می باشد. بنابراین می توان ارتفاع معلوم را **ثابت فرض** نمود (بدون خطا) و جواب را فقط برای طول و عرض و اختلاف زمان بدست آورد.
- هر چند که ایده بهتر این است که ارتفاع را **بطور مطلق** ثابت در نظر نگیریم و آنرا بگونه ای ثابت فرض نماییم که خطای آن از یک مقدار مشخص و معلوم بیشتر تغییر ننماید (این مقدار برابر خطای موجود در ارتباط با مقدار ارتفاع است).

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary
surveyingLibrary@gmail.com

➤ همانطور که در شکل دیده می شود (در قسمت پایینی) هنگامیکه ما دقت ارتفاع را با انحراف معیار 5 متر بدانیم و آنرا ثابت فرض نمایم خطای مربوط به GDOP تقریباً نصف می شود. اثر ثابت فرض نمودن ارتفاع (با هر پارامتر دیگر) بطور کلی **بهبود بخشیدن** وضعیت هندسی می باشد. ارتفاع ثابت فرض شده بیشتر شبیه یک **مشاهده اضافه** عمل می نماید.

4.18 تاثیر GPS بر تکنیکهای موجود تعیین موقعیت

❖ چون تعیین موقعیت به روش **ایستا** نیازمند پوشش دائمی نیست منجر به اولین بازار برای کاربردهای غیر نظامی GPS شده است. همین طور نقاط کنترل زمینی و تعیین موقعیت چاههای نفت که قبلاً با سیستم TRANSIT انجام می شد امروزه به سادگی با سیستم GPS انجام پذیر است.

❖ تاثیر احتمالی بر روی سیستم های دیگر تعیین موقعیت در ابتدا وابسته به دو عامل بود:

- اجازه سازمان فدرال Radionavigation آمریکا به دسترسی سیگنالها
- همچنین **قیمت** تجهیزات تولید شده.

❖ در مورد اول برای اغلب سیستم های تعیین موقعیت قدیمی کاربردها از سال 1992 از **رده نظامی** خارج شد. در ضمن با توجه به اینکه **قیمت گیرنده ها** نسبت به ابزار سیستم های دیگر کاهش یافت در نتیجه با توجه به مشخصات و کار آمدی سیستم GPS این سیستم بسرعت کاربران را متوجه خود نمود.

❖ البته باید توجه نمود که در ابتدا احتیاط برای بعضی کاربران ایجاب می نمود که از لاقل دو سیستم همزمان استفاده نمایند تا آنها را چک کنند. هر چند که سیستم GPS که تحت کنترل کامل ارتش بوده است با توجه به اینکه سلامت ناوبری اهمیت ویژه ای دارد با وسواس اولیه تست شده و دقت آن **بدون ابهام** پذیرفته شده است.

4.19 تعداد کاربران

➤ برای مقایسه **تعداد کاربران** دو سیستم مهم نظامی GPS و Transit (در ابتدای راه) اول باید اشاره نمود که تعداد کاربران نظامی برای هر دو سیستم در مقایسه با کاربران غیر نظامی **ناچیز** به نظر می رسد.

➤ تخمین زده شده است که حدود 1000 گیرنده Transit در کاربرد نظامی فعال می باشند و برای GPS در ابتدای کار لاقل حدود 30000.

➤ کاربران غیر نظامی سیستم اول بیش از 150000 (قبل از خروج از رده نظامی) می باشد که یک قسمت عمده آنها ماهیگیران و مالکین قایق های تفریحی بودند.

➤ چنین وضعیتی برای سیستم GPS تکرار شده است. با تولید گیرنده های ارزان قیمت تعداد کاربران برای کاربردهای زمینی، دریایی و هوایی؛ در تعیین مختصات یا ناوبری بسیار افزایش یافته است.

از دید یک کاربر سیستم GPS دارای سه ویژگی جذب کننده است:

1. **دقت بالا:** همانگونه که در این فصل شرح داده شد به روشهای متعددی می توان از GPS استفاده نمود. دقت تعیین موقعیت **نسبی ایستا** با استفاده از اندازه گیری فاز حامل بهتر از **1 ppm** می باشد. از طرف دیگر دقت تعیین موقعیت با گیرنده تک فرکانسه و با استفاده از کد C/A اکنون بهتر از حدود **10 متر** است. برای بعضی کاربردها مانند هوانوردی و ناوبری دریایی این دقتها در مقایسه با سایر روشها بواقع مناسب است.
 2. **قیمت پایین:** کاهش یافتن قیمت روز افزون گیرنده ها بعلاوه **عدم نیاز به دید مستقیم** بین ایستگاهها که باعث کاهش تعداد ایستگاهها برای عملیات نقشه برداری می شود و نیز انتخاب ایستگاههایی که از لحاظ دسترسی مناسب ترند باعث مطلوب بودن این سیستم برای کاربران می باشد.
 3. **یکپارچه شدن سیستم مختصات:** این ویژگی وسیع ترین اثر GPS را شامل می شود. با توجه به اینکه این سیستم برای تعیین موقعیت پذیرفته شده است (کارایی خود را اثبات نموده است) بنابراین یک مبناء برای یکپارچه نمودن اطلاعات از منابع مختلف در سیستمهای اطلاعاتی وابسته به موقعیت می باشد.
- نتیجه این ویژگیها این است که این سیستم فقط برای متخصصین تعیین موقعیت مانند نقشه برداران استفاده نمی شود بلکه بخشهای زیادی از **اقتشار عمومی** برای اموری که وابسته به تعیین موقعیت است نیز از آن بهره می برند.

فصل پنجم مدار ماهواره: توضیحات، نحوه تعیین و انتشار اطلاعات

در این فصل نقش اطلاعات مربوط به مدار را در تعیین موقعیت بوسیله GPS شرح می دهیم.

- اطلاعات مدار برای 4 وظیفه مهم پردازش اطلاعات جهت تعیین موقعیت، مورد نیاز است: تعیین موقعیت گیرنده، طراحی، پشتیبانی گیرنده و انتخاب ماهواره. اولین مورد نیازمند اطلاعات دقیق مدار ماهواره می باشد در حالیکه 3 مورد دیگر فقط اطلاعات تقریبی مدار کفایت می نماید.
- خاصیت مدارهای ماهواره وابسته به سه قانون کپلر (Kepler) می باشد که هر سه مورد بحث قرار می گیرد. کاربرد مدار کپلری برای تهیه مختصات مدار ماهواره در سیستم مختصات طبیعی (قرارداری) زمین شرح داده می شود
(Conventional Terrestrial system: CT).
- هر چند که قوانین کپلر نیروها و عواملی که باعث اختلال (آشفتگی، perturbing) در حرکت ماهواره ها می شوند را در نظر نمی گیرد، ولی تمامی این موارد توضیح داده می شوند.
- این عوامل عبارتند از: برآمدگی استوایی زمین (equatorial bulge)، نیروی کشش (جاذبه) ماه و خورشید، فشار تشعشع خورشیدی (solar radiation pressure) و اصطکاک اتمسفریک (atmospheric drag).
- اطلاعات مدار را می توان به دو دسته تقسیم نمود: پیش بینی شده (predicted) و محاسبه شده (postcomputed). روشها، منابع و دقت هر نوع مورد بررسی قرار می گیرد. بخصوص اطلاعات مدار که توسط ماهواره های GPS منتشر می شوند با جزئیات شرح داده می شود.

1.5 نیازمندی به اطلاعات دقیق مدار

- ✓ اطلاعات دقیق مداری برای کاهش مشاهداتی که توسط گیرنده های GPS بمنظور تعیین موقعیت مکانی کاربر جمع آوری شده اند ضروری است. این کمیت معمولاً محصول نهایی مورد درخواست بوسیله GPS می باشد.
- ✓ واضح است که در حالت تعیین موقعیت مطلق اطلاعات دقیق مدار مورد نیاز است زیرا که هر نوع خطا در داده های افریز (ephemeris) مستقیماً بر روی اندازه گیری فاصله منتقل شده و از این رو نتایج حاصل برای موقعیت نهایی يك خطای سیستماتیک یا بایاس خواهد داشت.
- ✓ برای روش نسبی اثر هر گونه خطا در اطلاعات افریز در نتایج تعیین موقعیت نهایی بطریقی کاهش می یابد. برای خطوط مبنایی (طول باز) که در مقایسه با ارتفاع 20000 کیلومتری ماهواره های GPS کوتاه هستند، خطای مدار ماهواره قابل حذف شدن است.
- ✓ معادله ای که خطای بردار طول مبناء \mathbf{b} را بصورت بردار \mathbf{db} و بعنوان تابعی از بردار خطاهای موقعیت ماهواره (\mathbf{dr}_i) بیان می نماید بشکل ذیل است:

$$\mathbf{db} \sum_i \mathbf{e}_i \rho_i = \mathbf{b} \sum_i \mathbf{dr}_i$$

که نمایش دهنده فاصله تا i امین ماهواره و e_i بردار یکه این فاصله است. مشخص است که db نه تنها به اندازه بردارهای p ، b و dr وابسته است بلکه به **جهت های** آنها نیز وابسته می باشد.

✓ به همین ترتیب جواب طول مبناء که وابسته به اندازه گیری از چندین ماهواره در طی یک بازه زمانی طولانی است و خطاهای مربوط به موقعیت ماهواره ها dr_i طور کلی متفاوت خواهد بود. اثر **خطای مدار یک ماهواره خاص** (dr_k) با رابطه زیر بیان می شود.

$$db \ e_k \ \rho_k = b \ dr_k$$

✓ خطای مدار برای یک طول مبناء چندین ده کیلومتری اثر **خیلی کمی** دارد و دقت در حدود چند سانتی متر در ابتدای کارکرد GPS (اکنون بسیار بهتر) قابل دستیابی است. برای طول مبناء های بلند تر در حد **چندین صد کیلومتر** اثر خطای مدار بزرگتر است.

5.2 نیازمندی به اطلاعات تقریبی مدار

➤ محاسبات واقعی تعیین موقعیت ماهواره GPS نیازمند **اطلاعات دقیق مدار** می باشد. در موارد دیگری که استفاده از GPS مطرح می باشند نیز نیاز به اطلاعات موقعیت ماهواره ها دارند ولی با دقتی به **مراتب کمتر**. به عنوان مثال دو نمونه از این موارد عبارتند از:

○ **طراحی استفاده از GPS:** دانستن اینکه چه هنگامی در استفاده از گیرنده GPS نیازمند اطلاعات مدار می باشیم.

○ **دستیابی به سیگنال:** اولین چیزی که هر گیرنده GPS باید انجام شود **بدست آوردن سیگنال** است. هنگامیکه سیگنال از یک ماهواره دریافت شد، پیام ماهواره برای گیرنده، محل تقریبی ماهواره های دیگر را مشخص می نماید. بنابراین سیگنال این ماهواره ها بسیار سریع **قابل حصول** است.

➤ موقعیت تقریبی ماهواره ها می توانند مقادیر زیر را بصورت تقریبی مشخص نماید:

ارتفاع و آزیموت به عنوان تابعی از **زمان** نسبت به یک مکان معین، **امکان رویت ماهواره** در طی روز برای یک مکان مشخص و همچنین **DOP** که نمایشگر تغییرات استحکام هندسی ماهواره های قابل رویت می باشد.

5.3 انتخاب ماهواره

❖ در این مورد سوالی که مطرح می شود عبارت است از اینکه چگونه **بهترین ماهواره ها** می بایست ره گیری شوند. ضوابط مشخصی برای انتخاب آن ماهواره هایی که **دقیق ترین نتایج** را برای تعیین موقعیت گیرنده حاصل می نمایند، استفاده می شوند.

❖ یکی از پارامترهایی که **کیفیت دقت** یک کمیت (مختصات) را بیان می نماید **DOP** کمیت مربوطه است. بنابراین مسئله انتخاب ماهواره منجر می شود به پیدا نمودن آن ماهواره هایی که **کمترین DOP** را فراهم می نمایند.

❖ سرراستترین مورد استفاده از GPS **تعیین موقعیت مطلق** جهت تعیین چهار مختصات (عرض، طول جغرافیایی، ارتفاع و زمان) است. در این حالت **DOP مناسب**، **DOP هندسی** یا **GDOP** می باشد.

- ❖ برای حالتی که گیرنده قادر به ردگیری 4 ماهواره بطور همزمان باشد، نشان داده می شود که GDOP وابسته به **حجم هرمی** است که توسط بردارهای مبنای 4 ماهواره شکل یافته است و GDOP بطور **معکوس** در ارتباط با **حجم این هرم** است. در نتیجه انتخاب ماهواره هایی که که حجم را افزایش دهند مقدار DOP را به **حداقل** می رساند.
- ❖ این موضوع می تواند يك الگوریتم ساده برای **انتخاب بهترین ماهواره ها** جهت ردیابی سیگنال توسط گیرنده فراهم نماید. این الگوریتم به اندازه کافی ساده هست که برنامه نویسی شده و به نرم افزار داخل گیرنده افزوده شود.
- ❖ هنگامی که گیرنده قادر به ردگیری **بیش** از 4 ماهواره بطور همزمان است این الگوریتم ساده قابل **استفاده نیست**، یا اینکه GDOP مهمترین کمیت مورد نظر **نیست**. در نتیجه الگوریتم فوق الذکر لزوماً بهترین انتخاب برای ماهواره ها را حاصل نمی نماید.
- ❖ دست آخر اینکه برای تعیین **موقعیت نسبی** و حالت **شبکه بندی**، انتخاب ماهواره ها **مشکل تر** است. البته هنگامیکه طول مبنای **خیلی کوتاه** است انتخاب بهینه برای حالت مطلق می تواند بعنوان انتخاب بهینه در حالت نسبی نیز در نظر گرفته شود. در حالیکه برای طول **مبنای بلند** (5000 کیلومتر) این حالت صدق نمی کند.
- ❖ انتخاب بهینه ماهواره ها به **همراه زمان** تغییر می نماید چون ماهواره ها طلوع و غروب می نمایند (از دید ناظر خارج می شوند) و در نتیجه شکل هرمی که آنها تشکیل می دهند تغییر می نماید.
- ❖ توجه شود که ضوابط دیگری مانند **حفظ پیوسته بودن** ردیابی ماهواره های مشابه برای بازه زمانی طولانی، می تواند مهمتر باشد.

5. 4 حرکت ماهواره ها بدور زمین ایده آل

- ✚ بمنظور مطالعه **حرکت ماهواره** مناسب است که این مطلب را با بررسی قوانین طبیعی که مربوط به حرکت شیء بدور يك **زمین ایده آل** می باشد، آغاز نماییم. زمین ایده آل دارای يك میدان **جاذبه کاملاً شعاعی (radial)** و **بدون اتمسفر** می باشد.
- ✚ بعد از اینکه ماهواره پرتاب شد حرکت انتقالی آزادش را بدور زمین آغاز می نماید. این حرکت در يك میدان جاذبه شعاعی تابع **قانون جاذبه نیوتن** است.

$$F = G M m / r^2$$

که **F** نیروی جاذبه، **M** جرم زمین، **m** جرم ماهواره، **r** فاصله ماهواره از مرکز زمین و **G** ثابت جاذبه جهانی می باشد.

- ✚ مفهوم عملی قانون جاذبه نیوتن این است که **ثقل** (مجموع نیروهای جاذبه و گریز از مرکز) **هرگز صفر** نخواهد شد و در نتیجه بدون این که اهمیت داشته باشد که ماهواره در کجای فضا واقع است **همواره** يك نیرو موجود است که باعث کشش آن به سمت زمین می شود، اگرچه کشش زمین در مقایسه با **اجرام دیگر** در اعماق فضا می تواند بسیار کوچک شود.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

✚ ثقل همچنین اثر مستقیم بر روی **پرتاب ماهواره** دارد. حداقل سرعت پرتاب در حدود **4 کیلومتر بر ثانیه** برای قرار دادن ماهواره GPS در یک مدار دایروی (circular) نیاز است. تمام ماهواره هایی که بدور زمین در حال چرخش می باشند (از جمله ماهواره های GPS) با بیان دقیق در **مدارات بیضی** شکل (elliptical) هستند.

5.5 سیستم های مختصات

- دینامیک ماهواره ها تابع قانون **حرکت نیوتون** بیان می شود: شتاب مرکزجرم یک جرم آزاد متناسب است با نیروی اعمال شده بر آن، ثابت تناسب در اینجا **جرم جسم** است.
- موقعیت، سرعت، شتاب و مولفه های نیرو می باید به یک سیستم مختصات خاص که **اینرشیال** نامیده می شود، نسبت داده شوند. یک سیستم مختصات اینرشیال (inertial) سیستمی است که **یا ساکن است یا در حرکت یکنواخت** (بدون شتاب) در فضا باشد.
- وظیفه اولیه ما شرح **حرکت ماهواره** است، بنابراین می باید یک سیستم مختصات اینرشیال مناسب تعریف نماییم. ما براحتی **سیستم بعدی (RA)** را می پذیریم، که موارد مورد نظر ما را برای یک چارچوب مبناء در **بازه های زمانی کوتاه** برآورده می نماید.
- جهت سیستم RA نسبت به ستاره های ثابت در حدود **1 ثانیه کمانی** در سال تغییر می نماید که بدلیل حرکت پریودیک **محور دوران زمین** (بر اثر نیرو) و صفحه اقلیتیک (دایره البروج: حرکت ظاهری زمین بدور خورشید) می باشد. به هر حال این حرکات که **پرسش و نوتیشن** نامیده می شوند خیلی خوب معلوم هستند و در نتیجه توجیه سیستم RA در مبداءهای زمانی **مختلف** می تواند انجام شود.
- سیستم RA سیستم مناسب برای تعیین موقعیت برای **سطح زمین** نیست. بنابراین ما نیازمند یک سیستم مختصات هستیم که مربوط به **سطح صلب** (سخت) زمین باشد. سیستم مختصات قراردادی **CT** که بعنوان سیستم مختصات متوسط زمینی شناخته می شود، چنین سیستمی می باشد.
- محور اول سیستم CT از محل تقاطع **نصف النهار گرینویچ و صفحه استوا** می گذرد. محور سوم بوسیله مبداء **قراردادی بین المللی (CIO)** که محل **متوسط قطب** چرخش زمین در سالهای 1900 تا 1905 است، تعریف می شود. محور دوم بر محورهای اول و سوم عمود می باشد.
- سیستم های RA و CT را می توان بر اساس رابطه ذیل مرتبط نمود:
$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_2(-x_p) \mathbf{R}_1(-y_p) \mathbf{R}_3(\theta) \mathbf{r}$$
- که θ زمان نجومی ظاهری گرینویچ (GAST)، x_p و y_p مختصات **حرکت قطبی**، \mathbf{R} و \mathbf{r} به ترتیب مختصات در سیستم CT و RA و \mathbf{R}_i (i=1,2,3) ماتریس های **دوران** می باشند.
- سیستم **WGS84** برای محاسبه افریزهای پیش بینی شده مورد استفاده قرار می گیرد.

5.6 نیرو‌هایی که بر روی ماهواره‌ها تأثیر می‌گذارند

بطور کلی نیرو‌هایی که در حرکت ماهواره سهم دارند شامل :

1. کشش جاذبه زمین

2. کشش جاذبه خورشید، ماه و سیارات (که بعنوان اثر جسم سوم نامیده می‌شود)

3. نیروی اصطکاک اتمسفریک

4. فشار تشعشع خورشید، شامل اثر مستقیم و اثر بازتابش

5. نیروهای مغناطیسی

6. قسمت متغییر میدان جاذبه زمین به دلیل اثر جذر و مد و تغییرات پوسته زمین و اقیانوسها

در بین نیرو‌هایی که لیست شده است نیروی مهمتر و بزرگتر **کشش جاذبه زمین** است. کشش جاذبه زمین را می‌توان به دو قسمت مجزا نمود:

1. **قسمت اصلی** که بدلیل کشش جاذبه **شعاعی** می‌باشد و قسمت **مرکزی** نامیده می‌شود

2. باقیمانده که به قسمت **غیر مرکزی** موسوم است

❖ قسمت مرکزی کشش جاذبه **هزار برابر** بزرگتر از قسمت غیر مرکزی و تمامی نیروهای دیگر است. بنابراین **مشخصه های اصلی حرکت ماهواره** با قسمت مرکزی میدان جاذبه تعیین می‌شود، در حالیکه نیروهای باقیمانده تغییرات کوچک بر روی حرکت ایجاد می‌نمایند. این تغییرات کوچک و نیروهای ایجاد شده توسط آنها را **اختلال و نیروهای اختلالی (Perturbing)** می‌نامند.

5.7 قانون اول کپلر

✚ حرکت ایده آل ماهواره فقط بدلیل **میدان مرکزی** جاذبه ایجاد می‌شود که آنرا **حرکت کپلری** می‌نامند و از قانون نیوتن برای حرکت و جاذبه استنتاج می‌شود. توجه شود که قوانین کپلر فقط برای هر **میدان مرکزی (شعاعی)** دارای اعتبار است.

مشخصات اصلی حرکت کپلری عبارتند از:

1. حرکت نسبت به سیستم RA در یک **صفحه ساکن** که شامل **مرکز جرم** زمین است، اتفاق می‌افتد. مدار مخروطی است که یکی از کانونهایش در مرکز جرم زمین واقع است (ژئوسنتریک). **این قانون اول کپلر** می‌باشد.

2. **نزدیکترین و دورترین** نقاط مدار به مرکز جرم زمین که به ترتیب **perigee** و **apogee** نامیده می شوند، **ساکن** در فضاي **اینرشیال** هستند.

3. **اندازه و شکل** مدار بیضوي، **ثابت** هستند.

✚ **قانون اول** کپلر امروزه در تعیین مدارهاي قابل دستیابی بوسیله ماهواره هاي پرتاب شده از سایتهاي مختلف پرتاب داراي کاربردهای **عملي** میباشد.

✚ ممکن نیست که بتوان به مداری که زاویه میل (نسبت به استوا) **کوچکتری** نسبت به عرض جغرافیایی محل پرتاب (launch site) دارد پرتاب را **مستقیماً** انجام داد. برای اینکه دلیل این موضوع را دریابیم فرض کنید که پرتاب مستقیماً به سمت شرق یا غرب محل پرتاب انجام می شود. چون ماهواره باید داخل يك صفحه مداری شود که شامل **مرکز جرم زمین** (قانون اول کپلر) است، صفحه مداری با سطح زمین در يك **دایره بزرگ** برخورد می نماید. **دورترین نقطه** نسبت به استوا بر روی این دایره بزرگ **محل پرتاب** خواهد بود و زاویه بین دایره بزرگ و استوا (زاویه میل مدار) معادل **عرض جغرافیایی** محل پرتاب خواهد بود.

✚ اگر پرتاب کمی بسوي **شمال یا جنوب** انجام شود (بجای اینکه مستقیماً به سمت شرق یا غرب باشد) به این معنی است که بجای محل پرتاب، بعضی نقاط بر روی دایره بزرگ **دورتر از استوا** خواهند بود و در نتیجه زاویه میل بزرگتر می شود.

✚ توجه کنید که پرتاب ماهواره ها در جهت هایی که بر فراز مناطق داراي **جمعیت** هستند **خطرناک** است (به دلیل سقوط مثلاً بوسترها). این موضوع جهت هاي پرتاب را که از محل پرتاب می تواند مورد استفاده قرار گیرد، بیشتر **محدود** می نماید.

✚ برای دستیابی به زاویه میل هاي **کمتر** از عرض جغرافیایی محل پرتاب، ماهواره ابتدا باید به يك مدار موسوم به **مدار پارکینگ** پرتاب شود و درنقطه **برخورد با استوا** (crossing the equator) باید پرتاب **مرحله دوم** برای ماهواره انجام گردد که بوسیله يك بوستر (بالا برنده) اضافی انجام می شود. چنین روش پرتابی بوضوح **گران تر** از پرتاب مستقیم می باشد.

5.7 قانون دوم کپلر

➤ **دومین و سومین** مشخصات حرکت کپلری از قوانین **بقاء** (conservation) پیروی می نمایند. **قانون دوم کپلر سرعت ماهواره** را در يك مدار بیضوي تعریف می کند. این قانون بیان می کند که بردار شعاع ماهواره (یعنی خطی که مرکز زمین را به ماهواره متصل می نماید) در زمانهاي یکسان مناطق (مساحتهاي) یکسان را پوشش (جاروب) می دهد. این موضوع به این دلیل است که **انرژی کلی** ماهواره باید **ثابت** باقی بماند.

➤ مانند هر جسم در حال حرکت ماهواره داراي دو نوع انرژی می باشد: **پتانسیل و جنبشی**. انرژی پتانسیل فقط از میدان **جاذبه** تبعیت می نماید. داراي **کمترین مقدار** است هنگامیکه ماهواره در **نزدیکترین فاصله** تا جسم جذب کننده قرار دارد (یعنی در perigee) و **بیشترین** مقدار را در apogee دارد.

➤ انرژی جنبشی تابعی از **سرعت ماهواره** است. برای اینکه **مجموع** انرژیهای پتانسیل و جنبشی **ثابت** باقی بماند، انرژی جنبشی (بنابراین سرعت) باید **بیشترین و کمترین** مقادیرش را به ترتیب در نقاط **perigee** و **apogee** داشته باشد.

➤ این قانون بیان می نماید که **سرعت ماهواره** در یک مدار بیضوی شکل **ثابت نیست**.

➤ استفاده های **عملی** این قانون عبارتند از:

(a) برای ماهواره های **جاسوسی** که مطلوب است بر فراز منطقه هدف در **ارتفاع پایین و سریع** حرکت کنند، در نتیجه آنها در مدارهای بیضوی شکل با **ارتفاع زیاد** که نقطه **perigee** بر روی منطقه هدف واقع است، قرار دارند.

(b) برای ماهواره های **ارتباطی** که منطقه پوشش وسیع مطلوب است. اغلب آنها در مدارات **ساکن** نسبت به زمین (geostationary) بر فراز استوا قرار داده می شوند. متأسفانه این حالت پوشش خوبی در **عرض های جغرافیایی بالا** فراهم نمی نماید. بنابراین ماهواره های ارتباطی دیگر در مدارات بیضوی با **ارتفاع زیاد** که نقاط **apogee** آنها بر **فراز منطقه** مورد نظر است، قرار داده می شوند. این حالت **geostationary** نیست اما بر طبق قانون دوم کیپلر سرعت حرکت آنها نزدیک **apogee خیلی کم** است و بنابراین برای عمده زمان گردش آنها می تواند کاربرد داشته باشند.

(c) **طول عمر** ماهواره قبل از آنکه در اتمسفر متلاشی شود با این فاکتور تعیین می شود که چقدر سریع توسط اصطحکاک اتمسفریک **سرعتش کاهش** می یابد. اثر کند شدن با **سرعت ماهواره** متناسب است و در نقطه **حضیض (perigee)** که اتمسفر متراکم تر و سرعت حداکثر است، بیشتر قابل حس است. از این رو **ارتفاع اولیه نقطه حضیض** طول عمر ماهواره را تعیین می نماید. بعنوان نمونه مشخصات مربوط به طول عمر بعضی ماهواره ها در ذیل داده شده است.

Satellite	Perigee (km)	Apogee (km)	Lifetime
Spy	118	430	15 days
Sputnik I	225	946	3 months
Explorer I	361	2550	12 years
TRANSIT	1000	1000	1000 years
Geostationary	36000	36000	10 ⁶ years

5. 8 قانون سوم کیپلر

✓ **قانون سوم کیپلر** مربوط به **پریود یا زمان تناوب حرکت ماهواره** است (یعنی زمانی که نیاز است تا ماهواره یک بار به دور زمین بچرخد که آنرا **orbit** می گویند). این قانون بیان می کند که **نسبت بین مربع (توان دوم) زمان طی مدار و مکعب (توان سوم) نیم قطر اطول (بزرگ)، برای تمامی ماهواره ها یکسان** است.

✓ مقدار ثابتی که این تناسب برابر آن است رابطه عکس با پارامتر $\mu = GM$ یعنی حاصلضرب ثابت جاذبه جهانی (**G**) و جرم زمین (**M**) دارد. بنابراین:

$$T^2 / a^3 = 4\pi^2 / \mu$$

اگر واحد **T** بر حسب ثانیه باشد و **a** بر حسب متر، آنگاه μ تقریباً برابر است با $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{sec}^2$.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

✓ اغلب پریود بر حسب مقدار معکوس آن که به **حرکت متوسط** (mean motion) $n = 2\pi/T$ معروف است، بیان می شود. بنابراین می توان نوشت: $n^2 a^3 = \mu$

✓ یا از آنجائیکه معمولاً مقادیر a و μ را می دانیم و نیازمند یافتن n می باشیم، از این رابطه استفاده می کنیم: این فرمول شکل متداول بیان **قانون سوم کپلر** می باشد.

$$n = (\mu / a^3)^{1/2}$$

✓ **نتیجه مستقیم** این قانون بر روی ماهواره های GPS که دارای شعاع مداری تقریباً برابر با شعاع زمین هستند، این است که زمان تناوب (یک چرخش بدور زمین) **بلندتری** (حدود 12 ساعت) نسبت به دیگر ماهواره های ژئودتیک (برای تعیین مختصات) مانند سیستم ترانزیت (که در مدار lower orbit هستند) دارند.

5.9 مولفه های مدار کپلری

➤ ماهواره هایی که در **ارتفاع بالا** حرکت می نمایند میدان جاذبه زمین را کما بیش بصورت **مرکزی** می بینند و در نتیجه از قوانین **کپلر** تبعیت می کنند، یعنی **حرکت کپلری** دارند.

➤ ماهواره هایی که در مدار **کم ارتفاع** قرار دارند بسته به آنکه چقدر ارتفاع آنها کم باشد، **نامنظمی های میدان ثقل** که باعث **آشفتگی مدار** می شوند را حس می کنند.

➤ سکون صفحه مداری، نقطه حضیض، اندازه و شکل مدار به همراه پریود ثابت که منجر به **درك حرکت کپلر** می شوند بطور کامل با استفاده از **6 پارامتر** قابل شرح می باشد که فقط یکی از آنها **تابع زمان** است.

➤ انتخاب این پارامترها منحصر به فرد **نیست**. یک دسته ویژه از پارامترهایی که **مولفه های کپلری** نامیده می شوند در تعیین موقعیت ماهواره ها استفاده می شوند. تعاریف این کمیت ها عبارت است از:

1. **بعد نقطه گرهی اوج Ω** (right ascension of the ascending node). عبارت است از زاویه ژئوسنتریک بین **نقاط گره ای و اعتدال بهاری** که در صفحه استوایی اندازه گیری می شود.

2. **میل i** . زاویه بین **صفحه استوا و صفحه مدار**.

3. **آرگومان نقطه حضیض w** . زاویه بین **نقطه گرهی و نقطه حضیض** که در صفحه مداری اندازه گیری می شود.

4. **نیم قطر اطول مدار بیضوی a** .

5. **خروج از مرکزیت مدار e** .

6. يك پارامتر كه موقعيت ماهواره را در مدار بيضي نشان دهد كه مي تواند يكي از **آنامولي هايي** باشد كه بطور معمول استفاده مي شوند.

➤ پارامترهاي كپلري Ω و **i** **توجيه صفحه مداري** را در فضا تعريف مي نمايند؛ **w** **محل نقطه حضيض** را در مدار تعريف مي كند؛ **a** و **e** **اندازه و شكل مدار** را بيان مي كنند.

➤ انتخاب اجزاء كپلري بعنوان **ثابتهاي حركت مداری** در بعضي موارد نا مناسب مي باشد. بعنوان مثال براي **مدار دايروي e** برابر صفر است و بنابراین پارامترهای **w** و **f** قابل تعريف نيستند.

10.5 موقعيت و سرعت ماهواره در زمان

➤ اگر اجزاء كپلري مدار يك ماهواره داده شده باشند، بردارهاي **موقعيت و سرعت** را مي توان نسبت به زمان تعيين نمود. براي اين كار ما نياز داريم كه موقعيت ماهواره را به مدارش در **زمان مرتبط** نماييم. اين عمل را مي توان با استفاده از يكي از 3 **آنامولي** زير انجام داد:

1. **آنامولي حقيقي (true anomaly: f)** كه زاويه **ژنوسنتريك بين نقطه حضيض مدار و ماهواره** مي باشد.

2. **آنامولي خارج از مركز (eccentric anomaly: E)** كه زاويه بين نقطه **حضيض و تصوير مكان ماهواره** بر روي دايره اي به شعاع **a** مي باشد و شامل مركز مدار است.

3. **آنامولي متوسط (mean anomaly: M)** كه يك **عدد ساختگي** است. هر چند كه آنرا مي توان بصورت هندسي به اين مفهوم تصور نمود كه يك مدار **دايروي فرضي** با كانون و پريود مشابه مدار واقعي موجود است. ماهواره ها چه در مدار فرضي چه در مدار واقعي شان خط واصل بين **نقاط اوج-حضيض** مدار واقعي را در مرحله اي قطع خواهند نمود. ما مي توانيم فكر كنيم كه **آنامولي متوسط مدار بيضوي واقعي** مشابه **آنامولي واقعي** اين مدار دايروي فرضي مي باشد. يعني اينكه **آنامولي متوسط در نقطه حضيض صفر** است و بشکل يكنواختي براي هر حركت انتقالی کامل (يك گردش كامل به دور زمين) به 360 درجه مي رسد يا $M = n(t - tp)$ كه **tp زمان برخورد** با نقطه حضيض، **n** حركت متوسط و μ ثابت جاذبه مي باشند.

➤ **آناموليهاي متوسط و خروج از مركز مرتبط با معادلات كپلر** مي باشند: $M = E - e \sin E$

➤ در نتيجه **آناموليهاي واقعي و خروج از مركز** با رابطه ذيل به هم مربوط مي شوند: $\tan f = [(1 - e^2)^{1/2} \sin E] / [\cos E - e]$

➤ **آناموليهاي واقعي و خروج از مركز** بر حسب **آنامولي متوسط** مي تواند بصورت سريهاي ذيل بيان شوند:

$$f = M + 2e \sin M + 5/4 e^2 \sin 2M + e^2/12 (13 \sin 3M - 3 \sin M) + \dots$$

$$E = M + e \sin M + (e^2/2) \sin 2M + e^3/8 (3 \sin 3M - \sin M) + \dots$$

$$T = 2\pi / n = 2\pi(a^3 / \mu)^{1/2}$$

✚ زمان تناوب مدار (T) ماهواره بر حسب n همانگونه که قبلاً دیده ایم برابر است با:

اکنون بردارهای موقعیت و سرعت در سیستم مختصات RA را می توان بر حسب اجزاء کپلری و زمان بیان نمود.

11.5 فاصله توپوسنتریک و تغییرات فاصله

- در مورد مسائل مربوط به تعیین مدار و مختصات زمینی، ما متکی به مشاهداتی به ماهواره هستیم که در ایستگاههای ردیابی جمع آوری شده اند.
- مشاهدات می باید بعنوان تابعی از موقعیت ماهواره و ایستگاههای جمع آوری اطلاعات بیان شوند که با مرتبط نمودن موقعیت و سرعت ماهواره در سیستم مختصات RA به مختصات ایستگاه ردیابی در سیستم CT قابل دستیابی است.
- با صرف نظر کردن از حرکت قطبی، مختصات یک ماهواره در سیستم مختصات CT با دوران زاویه ای حول زمان ظاهری گرینویچ از مختصات RA قابل تهیه است.

$$\mathbf{r} = \mathbf{R}_3(\theta) \mathbf{R}_{xq} \mathbf{q}$$

- فاصله توپوسنتریک و نرخ تغییرات مسافت (range-rate) یک ماهواره از ایستگاه ردیابی (tracking station) با مختصات ژئودتیک ϕ و λ و ارتفاع بیضوی h بسهولت قابل تهیه هستند از:

$$\rho = \|\mathbf{r} - \mathbf{R}\|$$

$$\partial \rho / \partial t = (\partial \mathbf{r} / \partial t)^T (\mathbf{r} - \mathbf{R}) / \rho,$$

که

$$\partial \mathbf{r} / \partial t = \partial \mathbf{R}_3 / \partial \theta \mathbf{R}_{xq} \mathbf{q} \partial \theta / \partial t + \mathbf{R}_3(\theta) \mathbf{R}_{xq} \partial \mathbf{q} / \partial t$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} (N+h) \cos \phi \cos \lambda \\ (N+h) \cos \phi \sin \lambda \\ [N + (1 - e_e^2) h] \sin \phi \end{bmatrix},$$

$$\partial \mathbf{q} / \partial t = n a / (1 - e \cos E) \begin{bmatrix} -\sin E \\ (1 - e^2)^{1/2} \cos E \\ 0 \end{bmatrix}$$

$N = a_e / (1 - e_e^2 \sin^2 \phi)^{1/2}$ شعاع انحناء زمین بیضوی در راستای قائم اولیه می باشد. a_e و e_e نیم قطر اطول و خروج از مرکزیت زمین بیضوی شکل هستند، و $\partial \theta / \partial t = \omega_e \approx 0.729 211 514 7 \times 10^{-4} \text{ rad/sec}$ سرعت دوران زمین می باشد.

- مشاهدات مختلف ماهواره مانند فاصله، اثر داپلر و فاز را می توان بر حسب ρ یا $\partial \rho / \partial t$ بیان نمود.

5. 12 اثر میدان ثقل غیر مرکزی زمین

❖ در قسمتهای قبلی اشاره نمودیم که با صرف نظر کردن از نیروهای اختلاقی یک مدار دقیق و هموار که مدار کیلری نامیده می شود، حاصل می گردد.

❖ برای ماهواره های GPS انحراف موقعیت حقیقی ماهواره از مدار کیلری بیش از چند کیلومتر در طی مسیر یک دور حرکت (pass) نمی باشد. دقت مورد نیاز تعیین مدار برای محاسبه موقعیت دقیق ممکن است حدود 1000 برابر بهتر از این مقدار باشد. در نتیجه نیاز داریم که اثرات نیروهای اختلاقی را مدل سازی نماییم تا به دقت مورد نیاز دست یابیم.

❖ قسمت غیر مرکزی کشش جاذبه زمین: توزیع دانسیته در زمین بنحو قابل ملاحظه ای از تقارن شعاعی دور است. در نتیجه شتاب جاذبه علاوه بر تغییر فاصله ژئوسنتریک با تغییر مکان (عرض و طول جغرافیایی) نیز تغییر می نماید. نیروی جاذبه غیر مرکزی اصولاً بدلیل برآمدگی استوایی زمین است. همچنین زمین در قطب جنوب اندکی بیشتر نسبت به قطب شمال فشرده است که در نتیجه شکل زمین گلابی شکل است.

❖ آنامولی های جرم کمتری نیز وجود دارد که در غیر مرکزی (عدم شعاعی بودن) کشش جاذبه سهم دارند. نیروی کشش سرعت با افزایش ارتفاع کاهش می یابد. بنابراین فقط چند ترم اول پتانسیل جاذبه برای مدل نمودن مدار GPS کفایت می نمایند.

❖ برآمدگی استوایی زمین منجر به دو اختلال (آشفتگی) در مدار ایده ال کیلری می شود:

1. دوران صفحه مداری در فضا در جهت مخالف حرکت شرقی – غربی ماهواره. این حرکت وابسته به زاویه میل می باشد ($\cos i$). از این رو مداری با زاویه میل کمتر از 90 درجه متمایل به سمت غرب می شود. برای یک مدار کاملاً قطبی (زاویه میل 90 درجه) این اثر صفر است و برای یک مدار استوایی (زاویه میل صفر درجه) این اثر حداکثر می باشد. آشفتگی را می توان با استفاده از Ω مدل نمود.

2. دوران محور اصلی (نیم قطر اطول) در صفحه مداری. این آشفتگی نیز وابسته به زاویه میل می باشد ($1-5 \cos^2 i$) که یک دوران در جهت رو به جلو برای مدار های استوایی (equatorial orbit)، برای زاویه میل 63.4 درجه صفر است و در سمت رو به عقب برای مدار های قطبی (polar orbit) است. این آشفتگی را می توان با استفاده از ω مدل نمود.

❖ بعنوان مثال جدول زیر آشفتگی های مدار GPS را برای یک دوره زمانی 4 ساعته به دلیل اثرات میدان غیر مرکزی جاذبه نمایش می دهد.

Orbital element	Effect of Equatorial bulge (m)	Effect of Higher order terms (m)
a	2600	20
e	1600	5
i	800	5
Ω	4800	3
$\omega + M$	1200	40

13.5 اثر جسم سوم و جذر و مد

- اثرات **جسم سوم** (third-body): نیروی جاذبه بر حسب جرم واحد (معادل یک) ماهواره تحت تاثیر کشش **جسم سوم** با جرم M^* و بردار موقعیت ژئوسنتریک r^* برابر است با:

$$F_{tb} = G M^* [(r^* - r) / |r^* - r|^3 - r^* / |r^*|^3]$$

- معمولاً اثرات جسم سوم برای فقط **ماه و خورشید** نیاز به مدل شدن برای کمانهای متوسط مداری می باشند.
- آشفتگی کمانهای مداری GPS برای یک دوره زمانی 4 ساعته به دلیل اثر جسم سوم ناشی از **ماه** (lunar) در جدول ذیل داده شده است.

Orbital element	Lunar third body effect (m)
a	220
e	140
i	80
Ω	80
$\omega + M$	500

- چون مقدار $M^* / |r^*|^3$ برای **خورشید** 0.46 ماه است، اثر جسم سوم خورشید تقریباً **نصف ماه** است. برای سیارات، جرمهای M^* بسیار کوچکتر از خورشید هستند و فواصل $|r^*|$ بسیار بزرگتر از ماه می باشند، در نتیجه مقادیر $M^* / |r^*|^3$ برای اثر جسم سوم **سیارات** بر روی ماهواره های GPS **بسیار کوچک** و قابل صرف نظر کردن هستند.
- **جذر و مد** (Tides): کشش جاذبه خورشید و ماه تاثیر **غیر مستقیم** بر روی حرکت ماهواره دارند. زمین صلب و اقیانوسها دستخوش **تغییر شکل های** جذر و مدی قابل توجه در فرکانسهای **روزانه** (diurnal) و **نیم روزانه** (semi-diurnal) می باشند.
- تغییر شکل ناشی از جذر و مد ایجاد یک تغییر **متناوب جرم** زمین می نماید که از طرفی کشش **جاذبه زمین** را نیز تغییر می دهد. تغییر پتانسیل وابسته به مشخصات تغییر شکل زمین می باشد و به پتانسیل جسم سوم نیز وابسته است. این اثرات برای ماهواره های GPS در طی پریرود مدارشان **قابل توجه** نیست.

5.14 فشار تشعشعات خورشیدی و اصطحكاك اتمسفریک

✚ **فشار تشعشعات خورشیدی:** فتونهای نوری منتشره از خورشید يك **فشار دفع کننده** بمجرد برخورد با ماهواره ایجاد می نماید. تشعشع خورشیدی **غیر مستقیم** دریافت شده در ماهواره بعد از منعکس شدن از سطح زمین که بازتاب (albedo) نامیده می شود نیز قابل توجه است. فشار تشعشع مستقیم **صفر** است و قتیکه ماهواره در **سایه زمین** قرار می گیرد. بنابراین می باید منطقه سایه زمین و فشار مستقیم تشعشع را با در نظر گرفتن حرکت زمین و ماهواره نسبت به خورشید مدل نمود.

✚ **نیروی تشعشع خورشید** بر حسب جرم واحد برای ماهواره بر طبق $v p A r / m$ تغییر می نماید، که **v** فاکتور **کسوف** – **خسوف** (1 برای نور خورشید و صفر برای سایه)، **p** فشار تشعشع خورشید، **r** بازتاب ماهواره و **m** جرم ماهواره است.

✚ با در نظر گرفتن شتاب ماهواره بمقدار $10^{-7} m / s^2$ به دلیل فشار تشعشع خورشیدی، آشفتگی کمانهای مداری GPS برای يك دوره 4 ساعته بدلیل فشار تشعشع خورشیدی به صورت زیر است:

Orbital element	Solar radiation effect (m)
a	5
e	5
i	2
Ω	5
$\omega + M$	10

✚ **اصطحكاك اتمسفریک (Atmospheric drag):** اصطحكاك اتمسفریک يك نیروی **غیر پایستار** ناشی از اصطحكاك بین سطح ماهواره و اتمسفر پیرامون آن است.

✚ نتیجه پراکندگی اصطحكاکی این است که ماهواره **انرژی** از دست می دهد که باعث **تغییرات دوره ای (secular)** و غیر بازیافتنی در پارامترهای **a** و **M** می شود.

✚ نیروی اصطحكاك اتمسفریک بر حسب جرم واحد برای ماهواره بر طبق فرمول $\rho v^2 A / m$ تغییر می نماید که **p** دانسیته اتمسفریک برای ماهواره، **v** سرعت نسبی ماهواره نسبت به اتمسفر، **A** مساحت سطح مقطع (cross sectional) ماهواره، و **m** جرم ماهواره است. **دانسیته اتمسفر** در ارتفاع ماهواره GPS (حدود 20000 کیلومتر) **بسیار کوچک** است و در نتیجه این تاثیر قابل صرف نظر کردن است.

5.15 پیش بینی مختصات مداری (ephemeris) ماهواره

❖ اطلاعات **افمریز منتشره** توسط ماهواره های GPS توسط ایستگاه کنترل زمینی مرکزی محاسبه و کنترل می شوند. پیش بینی افمریزها در دو مرحله انجام می شوند:

1. يك برازش **برون خطی** با استفاده از کمترین مربعات برای معرفی يك **افمریز مبنا**

2. اعمال يك **تصحیح مرتبه اول خطي** با استفاده از فیلتر Kalman (جهت کاهش اثر خطاهای وابسته به زمان) و اندازه گیریهای اضافه که تخمین وضعیت فعلی ماهواره را فراهم می نماید و از طرفی برای پیش بینی وضعیت در آینده استفاده می شود.

❖ **افمریز مبناء** يك تخمین اولیه از منحنی مسیر ماهواره می باشد که با استفاده از تقریباً **يك هفته** اطلاعات جمع آوری شده در 5 ایستگاه کنترل زمینی قابل محاسبه است. این کمیته برای مهیا ساختن شرایط **خطي نمودن** مدل مدار در فیلتر Kalman استفاده می شود. خطای در حد 100 متر برای افمریز مبناء باعث **ایجاد خطا** در تخمین افمریز ماهواره معادل 1 متر در روز میشود.

❖ **پیش بینی افمریز خطي** با استفاده از شبه فاصله و اندازه گیریهای یکپارچه داپلر (در فواصل 6 ثانیه زمانی) از هر ماهواره قابل رویت در هر ایستگاه کنترل، بدست می آیند. بعد از اعمال تصحیحات اولیه این اندازه گیریها با مقادیر معادل محاسبه شده با استفاده از افمریز مبناء **مقایسه** می شوند و خطای بست (misclosure) بدست می آید. این خطاها برای **انواع بایاسهای** شناخته شده مانند، تاخیر یونسفریک، انکسار تروپوسفریک، اثرات نسبی، و خروج از مرکزیت مرکزفاز آنتن ماهواره و ایستگاههای کنترل؛ تصحیح می شوند. سپس اندازه گیریهای فاصله **هموار** می شوند (smoothed) تا يك سری اطلاعات شبه فاصله نرم شده برای هر 15 دقیقه زمانی برای هر جفت ماهواره-ایستگاه بدست می دهند.

❖ اجزاء مربوط به **اختلال مدار** استفاده می شوند برای **اعمال تصحیحات** بر روی افمریز مبناء و در نتیجه يك افمریز برون یابی شده برای انتقال به ماهواره **تخمین زده** می شود. بطور مشابه وضعیت **ساعت ماهواره** ها در طی مرحله بعدی محاسبه (تخمین) منتشر می شوند. خطاهای تخمین افمریز در حد 1 متر شعاعی، 7 متر در طول مسیر (along track) و 3 متر در عرض مسیر (cross track) قابل دستیابی می باشند.

5. 16 افمریزهای محاسبه شده دقیق

✓ افمریزهای **تخمینی منتشره** همواره نیاز مندیهای تمام کاربران را برآورده نمی سازد. بعضی از آنها **اطلاعات مداری دقیق** تری نیاز دارند. یک جایگزین برای افمریزهای پیش بینی شده (تخمینی) افمریزهای **محاسبه شده** می باشد که به آنها افمریز دقیق می گویند.

✓ عملیات تعیین مدار مشابه تعیین منحنی خط سیر مبناء برای محاسبه **افمریزهای منتشره** است. ضمن اینکه اطلاعات جمع آوری شده توسط 5 ایستگاه کنترل زمینی با اطلاعات **ایستگاههای دیگر** در استرالیا، سشیل، انگلستان و آرژانتین ترکیب می شوند تا دقت بهتری حاصل شود.

✓ اکنون شبکه بین المللی متراکم تری جهت انجام این محاسبات استفاده می شود. موسسات و دانشگاههای متعددی (مانند دانشگاه تگزاس، ماساچوست و کشورهای کاندا و آلمان) اکنون در محاسبه **مدار دقیق ماهواره** ها نقش دارند.

5. 17 پارامترهای پیام افمریز منتشره

▪ پیامهای افمریز برای ماهواره های GPS در **پیام ناوبری** که بر روی سیگنالهای حامل سوار شده اند، بهسولت قابل دستیابی می باشند. پارامترهایی که توصیف کننده حرکت مداری ماهواره هستند خیلی شبیه نمایش **کلبری مدار** می باشند. زیرا که افمریز منتشره نتیجه یک **برون یابی** از مدار محاسبه شده برای آینده است که بدقت با استفاده از انتگرال گیری عددی معادلات

حرکت تعیین شده اند. این پارامترها در ظاهر فقط کپلری می باشند یعنی فقط مدار ماهواره را برای دوره زمانی که مورد نظر است توصیف می نمایند (حدود 1.5 ساعت از زمان مبناء).

- **6 پارامتر** ($\sqrt{a}, e, i_0, \omega, \Omega_0, M_0$) یک مدار **هموار و بیضوی** شکل را توصیف می نمایند که موقعیت ماهواره تابعی از زمان به مبداء t_0 است. پارامترهای اضافه $\Delta n, \Omega\text{-dot}, i\text{-dot}$, and the six sine and cosine **جدایی حرکت واقعی** ماهواره را نسبت به **بیضی هموار** بیان می کنند. این پارامترها اصولاً **اثرات آشفتگی** را برای یک زمین غیر کروی در حالیکه اثرهای اختلالی کوچکتر بدلیل کشش جاذبه خورشید و ماه و فشار تشعشع خورشیدی را نیز در بر دارند، را بیان می کنند.
- هر مجموع پارامتر افریز منتشره **فقط** بمنظور استفاده طی دوره یکساعته ای است که به آن رجوع داده می شوند. برون یابی افریز منتشره برای زمانی بیش از این منجر به **خطای افزایشی** می شود که مستقیماً هر گونه **دقت** تعیین موقعیت تفاضلی را تحت تاثیر قرار می دهد. بخصوص هنگامی که فاصله بین ایستگاهها **زیاد** باشد.

5. 18 طول جغرافیایی نقطه گره صعود

✚ ما نیاز داریم که بمنظور محاسبه مختصات ماهواره در **سیستم CT** طول جغرافیایی **نقطه گرهی صعود** (λ_{obs}) را در صفحه مدار و در زمان مشاهدات (t_{obs}) بدانیم. با استفاده از شکل در قسمت A به سادگی مشخص است که

$$\lambda_{obs} = \Omega_{obs} - GAST_{obs}$$

در این فرمول Ω_{obs} زاویه بین نقطه **اعتدال بهاری** (vernal equinox) و **نقطه گرهی صعود** (که معادل بعد نقطه گرهی صعود می شود) در لحظه t_{obs} است و $GAST_{obs}$ زاویه بین نقطه اعتدال بهاری و **نصف النهار گرینویچ** (زمان نجومی ظاهری گرینویچ) در لحظه مشاهدات t_{obs} می باشد. هرچند که چون افریز منتشره مقادیر Ω و $GAST$ را در لحظه t_{obs} فراهم نمی نماید این موضوع مسئله را اندکی پیچیده می کند.

✚ همانطور که در شکل قسمت B نشان داده شده است مقداری که ما برای Ω استفاده می کنیم برای زمان مبناء افریز t_{oe} صدق می کند. چون که **نرخ تغییرات بعد $\Omega\text{-dot}$** داده شده است می توانیم بنویسیم:

$$\Omega_{obs} = \Omega_{oe} + \Omega\text{-dot} * (t_{obs} - t_{oe})$$

✚ $\Omega\text{-dot}$ (**نرخ تغییرات پرسش صفحه مدار**) معمولاً چند هزارم درجه در ساعت می باشد. اکنون مقادیر $\Omega\text{-dot}$ و t_{oe} در **افریز منتشره** هر یک ساعت یکبار داده شده است.

✚ در قسمت C شکل نشان داده شده است که مقداری که برای $GAST$ استفاده می کنیم برای **آغاز هفته** (نیمه شب بین شنبه و یکشنبه در سیستم زمانی GPS) می باشد، t_{week} . چون مقدار **نرخ دوران زمین ω_e** معلوم است بنابراین:

$$GAST_{obs} = GAST_{week} + \omega_e * (t_{obs} - t_{week})$$

ω_e تقریباً 15 درجه در هر ساعت است (نرخ دوران زمین). زمانهای t_{obs} و t_{oe} زمانهای سپری شده از t_{week} هستند، بنابراین ما می توانیم آن را بعنوان یک مقدار صفر در نظر بگیریم.

ما هنوز می باید مقادیر Ω_{oe} و $GAST_{week}$ را تهیه نماییم (در حقیقت اختلاف آنها را). در قسمت D شکل نشان داده شده است که پارامتر بعد در افریز منتشره عبارت است از $\Omega_o(\text{broadcast}) = \Omega_{oe} - GAST_{week}$ مساوی Ω_{oe} بتنهایی نیست. بنابراین می توان گفت که این پارامتر بنادرستی بعد نامیده می شود.

با جایگذاری تمام عبارات فوق (و قرار دادن $t_{week} = 0$)، در نهایت می توان نوشت:

$$\lambda_{obs} = \Omega_o(\text{broadcast}) + (\Omega\text{-dot} - \omega_e) * (t_{obs} - t_{oe}) - \omega_e * t_{oe}$$

5.19 توصیف مدار GPS

✓ 4 نقطه مهم در امتداد مدار بیضوی وجود دارند:

1. نقطه گرهی صعود (ascending node): هنگامیکه ماهواره از نیمکره جنوبی به نیمکره شمالی حرکت می نماید، نقطه تقاطع صفحه مداری و صفحه استوا می باشد.

2. نقطه حضیض (perigee): نقطه ای است که ماهواره می باید نزدیکترین فاصله را تا زمین داشته باشد. زاویه بین نقطه گرهی صعود و نقطه حضیض در صفحه مداری اندازه گیری می شود.

3. موقعیت مبناء: مکانی است که ماهواره در لحظه مبناء t_{oe} دارد (زمانی که پارامترهای Ω_o , i_o , M_o داده شده اند).

4. موقعیت ماهواره: این کمیتی است که ما نیاز داریم تعیین نماییم و از نقطه حضیض با آنامولی حقیقی (f) جدا شده است و از نقطه گرهی صعود با آرگومان عرض $f + \omega = u$.

✓ بمنظور انتقال پارامترهای مدار به سیستم مختصات CT، 3 دوران برای 4 سیستم مختصات استفاده می شوند:

1. موقعیت ماهواره در صفحه مدار ماهواره در سیستم مختصات x''', y''', z''' تعریف می شود که x''' به سمت ماهواره، y''' در صفحه مداری و z''' عمود (نرمال) بر صفحه مداری است.

2. یک دوران برای سیستم x''', y''', z''' حول محور z''' از ماهواره به نقطه گرهی (با استفاده از آرگومان عرض) سیستم x'', y'', z'' را تولید می نماید که محور x'' به سمت نقطه گرهی صعود، y'' در صفحه مداری و $z'' = z'''$ است.

3. یک دوران برای سیستم x'', y'', z'' حول محور x'' از صفحه مداری به صفحه استوا (به مقدار زاویه میل) سیستم x', y', z' را ایجاد می کند که $x' = x''$ ، y' در صفحه استوا و z' به سمت محور دوران زمین می باشد.

4. یک دوران نهایی برای سیستم z' , y' , x' حول محور z' از نقطه گرهی صعود به نصف النهار گرینویچ (با استفاده از طول نقطه گرهی صعود در لحظه مشاهدات) منجر به یافتن مختصات ماهواره x, y, z در سیستم CT می شود. این مختصات می توانند برای هر لحظه از یک دوره معین مشاهدات محاسبه شوند.

5. 20 محاسبه مختصات ماهواره

❖ ما موقعیت ماهواره را در سیستم مختصات CT می خواهیم، بنابراین ابتدا موقعیت ماهواره را در سیستم RA با استفاده از مراحل ذیل محاسبه می کنیم:

1. یافتن آنامولی حقیقی f_K با استفاده از

a. یافتن t_K یعنی زمان سپری شده از لحظه مبناء t_{oe}

b. محاسبه M_K یعنی آنامولی متوسط در لحظه t_K

c. حل معادلات کپلر با استفاده از روش تکرار برای یافتن آنامولی خروج از مرکز E_K

d. در نهایت محاسبه آنامولی حقیقی f_K

2. یافتن آرگومان عرض u_K با اضافه نمودن

a. آرگومان نقطه حضیض ω

b. آنامولی حقیقی f_K

c. تصحیحات با استفاده از ضرائب C_{us} و C_{uc}

3. محاسبه شعاع مدار r_K با استفاده از

a. بیان فاصله شعاعی برای بیضوی

b. اعمال تصحیحات با ضرائب C_{rs} و C_{rc}

4. محاسبه زاویه میل صفحه مدار i_K با استفاده از

a. زاویه میل i_0 در لحظه مبناء t_{oe}

b. تغییرات خطی زاویه میل از لحظه مبناء

c. اعمال تصحیحات با ضرائب C_{is} و C_{ic}

5. محاسبه طول جغرافیایی نقطه گرهی صعود λ_K با افزودن

a. پارامتر بعد منتشره Ω_0 (broadcast)

b. تغییر زمان نجومی ظاهری (GAST) بین آغاز هفته و زمان مبناء t_{oe}

c. تغییر در طول نقطه گرهی صعود از لحظه مبناء t_{oe}

6. محاسبه مختصات در سیستم CT با اعمال 3 دورانی که قبلا شرح داده شد (با استفاده از u_k, i_k, λ_k)

فصل هشتم معادلات مشاهدات

➤ در این فصل ابتدا معادلات دو نوع مشاهده عمده GPS را توضیح می دهیم، که عبارتند از:

1. معادلات مدل شبه فاصله مربوط به کد

2. معادلات مدل اندازه گیری فاز موج حامل

➤ هر دو نوع معادلات مشاهدات شامل **ترمهای بایاس** مربوط به اثرهای **خطای ساعت گیرنده، خطای ساعت ماهواره، تاخیرهای یونسفریک و ترویسفریک** می باشند. معادله مشاهدات فاز موج حامل شامل یک جمله اضافی بایاس مربوط به **ابهام فاز اولیه** می باشد.

➤ سپس انواع **ترکیبات خطی** (یک گانه، دو گانه و سه گانه) این معادلات مشاهدات توضیح داده می شود. این ترکیبات خطی اغلب برای **پردازش اطلاعات GPS** استفاده می شوند. دلیل آن است که انواع ترکیبات خطی اثرات **بعضی از بایاس های خطی** را معادلات مشاهدات **حذف یا کاهش** می دهند.

➤ مانند **حذف** خطاهای مربوط به **ساعت گیرنده و ماهواره و ابهام فاز اولیه**. مشاهدات تفاضلی همچنین باعث **کاهش** اثر خطاهای **مدار، یونسفر و اتمسفر** می شوند. کاهش خطاها و قتیکه گیرنده هایی که بطور همزمان در حال مشاهده هستند **فاصله کمتری** دارند، موثرتر می باشند.

➤ در نمایش **معادلات مشاهدات** هنگامی که نیاز باشد برای نشان دادن **گیرنده از اندیس زیر نویس** و برای **ماهواره از اندیس بالانویس** استفاده می نماییم.

1.8 مشاهدات شبه فاصله (pseudo-range)

✓ **اصلی ترین** کمیت مشاهده شده در شبه فاصله $d\tau$ ، یعنی **اختلاف بین زمان انتشار** (در مقیاس زمان ماهواره t) و **زمان دریافت** (در مقیاس زمان گیرنده T) یک سیگنال معین منتشره توسط ماهواره می باشد.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

✓ علاوه بر **مقیاسهای زمانی ماهواره** و گیرنده، یک مقیاس زمانی کمابیش ایده آل که **زمان GPS** (τ) نامیده می شود نیز وجود دارد. بنابراین برای **شبه فاصله** می توان نوشت:

$$d\tau = T(\tau_b) - t(\tau_a)$$

✓ با **افزودن و سپس کم کردن** زمان سپری شده GPS، $\tau_b - \tau_a$ خواهیم داشت:

$$d\tau = (\tau_b - \tau_a) + [\tau_a - t(\tau_a)] - [\tau_b - T(\tau_b)]$$

✓ **جمله اول** در معادله بالا بصورت ایده آل **زمان طی مسیر سیگنال** است که وقتی در سرعت نور در خلاء $299\,792\,458\text{ m/sec}$

ضرب شود با صرف نظر کردن از **اثرهای اتمسفریک**، معادل **فاصله حقیقی تا ماهواره** می شود (ρ). **جمله دوم** نمایش دهنده

اختلاف زمان **ماهواره** و زمان GPS می باشد (dt) و **جمله سوم** بیانگر اختلاف زمان **گیرنده** و زمان GPS می باشد

(dT).

✓ هنگامیکه تاخیرات زمانی **یونسفریک و تروپوسفریک** در نظر گرفته شوند **معادله کامل شبه فاصله** بشکل زیر خواهد شد:

$$p = c \cdot d\tau = \rho + c \cdot (dt - dT) + d_{ion} + d_{trop}$$

✓ ما علاقه مند به یافتن **مختصات گیرنده** می باشیم ولی آنها در این معادله کجا هستند؟ در حقیقت آنها در درون فاصله ρ **نهفته** هستند. اگر

مختصات ماهواره بطور کامل معلوم باشند، بنابراین $\rho = \|\mathbf{r} - \mathbf{R}\|$. هر چند که \mathbf{r} معمولاً بطور کامل (**بدون خطا**) مشخص

نیست، بنابراین باید ترم $d\rho$ را برای در نظر گرفتن اثر **خطای افریز** اضافه نماییم و به معادله $\rho = \|\mathbf{r} - \mathbf{R}\| + d\rho$

برسیم.

✓ پس معادله مشاهدات بصورت زیر خواهد شد:

$$p = \|\mathbf{r} - \mathbf{R}\| + d\rho + c \cdot (dt - dT) + d_{ion} + d_{trop}$$

که بصورت معادله تابعی $l = f(\mathbf{R}, \mathbf{r}, \mathbf{b})$ می باشد، \mathbf{b} یک بردار است که بعنوان **بایاس** (شامل موارد معادله فوق) است.

روشهای رو در رو شدن با این بایاس ها در فصل 9 بحث خواهد شد.

✓ در انتها باید خطاهای ناشی از **نویز اندازه گیری** و اثرهای **مدل نشده** را که می توان بعنوان **خطای اتفاقی** در نظر گرفت، نیز

ملاحظه نمود. اینها را می توان در مدل با اضافه نمودن یک **ترم باقیمانده** (**residual**) در سمت راست معادله مشاهده در نظر

گرفت.

2.8 مشاهدات تغییرات فاز حامل (carrier beat phase)

❖ بعضی گیرنده ها قادر به اندازه گیری **اختلاف بین سیگنال** حامل تولید شده توسط نوسان ساز داخلی و سیگنال حامل وارده از

طرف ماهواره می باشند. این اختلاف را **مشاهده تغییر فاز حامل** یعنی فازی از سیگنال که باقی می ماند، و قتیکه سیگنال حامل

تغییر فرکانس یافته وارده از **ماهواره** با فرکانس ثابت تولید شده در گیرنده **تداخل** می کند:

$$\phi = \phi_i^k = \phi^k(t) - \phi_i^k(T)$$

که ϕ^k فاز سیگنال منتشره توسط ماهواره k ام در زمان t و ϕ_i فاز i امین گیرنده در زمان دریافت T (هر دو بر حسب سیکل بیان می شوند) است.

❖ مدل تغییر فاز حامل را می توان با استفاده از دو رابطه زیر از نو فرمول بندی نمود:

1. ارتباط فاز و فرکانس که برای نوسان سازهای بسیار پایدار در طی یک بازه زمانی کوتاه برابر است با:

$$\phi(t + \delta t) = \phi(t) + f \cdot \delta t$$

با قرار دادن $\delta t = T - t$ می توان نوشت $\phi_i(T) = \phi^k(t) + f \cdot (T - t)$ و در نهایت

$$\phi = \phi^k(t) - \phi_i(T) = -f \cdot (T - t)$$

2. تقریب بنیادی که زمانهای انتشار و دریافت سیگنال را به یکدیگر مرتبط می سازد، عبارت است از:

$$t + dt + (\rho - d_{ion} + d_{trop}) / c = T + dT$$

سپس

$$T - t = dt - dT + (\rho - d_{ion} + d_{trop}) / c$$

و مدل جدید برای تغییر فاز موج حامل برابر است با:

$$\phi = - (f/c) \cdot \rho - f \cdot (dt - dT) - (f/c) \cdot (-d_{ion} + d_{trop})$$

3.8 فاز حامل پیوسته

✚ در عمل اندازه گیری فاز حامل تغییر یافته در یک بازه زمانی بر اساس تطابق فاز ساعت گیرنده با سیگنال وارده (بدون اطلاع از اینکه کدام سیکل نمایش دهنده همزمانی کامل سیکل است) می باشد.

✚ از این رو فاز کلی ϕ_{total} شامل یک قسمت کسرفاز $Fr(\phi)$ و یک قسمت صحیح $Int(\phi)$ از سیکلهای فاز از زمان اولیه t_0 تا زمان t (که بصورت پیوسته پس از اولین اندازه گیری توسط گیرنده کنترل شده است) و یک عدد صحیح نامعلوم از سیکل ها N در زمان اولیه t_0 می باشد.

✚ شمارش سیکل مجهول N معمولاً ابهام سیکل نامیده می شود. تا زمانیکه گیرنده در طی زمان مشاهدات بطور پیوسته فاز را ردگیری می نماید، (یعنی تا زمانیکه شمارش حفظ شود) فقط یک ابهام برای هر جفت ماهواره - گیرنده وجود دارد. هر چند که اگر در مشاهده فاز وقفه ای بوجود آید چندین ابهام یا cycle slip برای هر ماهواره می تواند بوجود بیاید. روشهای رسیدگی به این مشکل در فصل 9 بحث خواهد شد.

بنابراین چه چیزی توسط گیرنده مشاهده شده است؟ $\phi_{\text{measured}} = \text{Fr}(\phi) + \text{Int}(\phi; t_0, t)$ از این رو می توان نوشت
 که $\phi_{\text{total}} = \phi_{\text{measured}} + N(t_0)$. برای تغییر فاز حامل لحظه ای یک ماهواره و یک گیرنده در یک لحظه از زمان،
 معادله را می توان بصورت ذیل نوشت:

$$\phi_{\text{total}} = - (f/c) \cdot \rho - f \cdot (dt - dT) - (f/c) \cdot (-d_{\text{ion}} + d_{\text{trop}}) + N$$

که اختلاف فاز بین نوسان سازهای ماهواره و گیرنده برای خطاهای ساعت ماهواره و گیرنده بوسیله عبارت $f \cdot (dt - dT)$ بیان می شود.

با ضرب نمودن در طول موج $\lambda = c/f$ و تعریف $\Phi = -\lambda \cdot \phi_{\text{measured}}$ معادله فاز حامل مربوطه را می توان برحسب واحد طول بیان نمود:

$$\Phi = \rho + c \cdot (dt - dT) + \lambda \cdot N - d_{\text{ion}} + d_{\text{trop}}$$

که به غیر از جمله مربوط به ابهام فاز و علامت قسمت یونسفریک، مستقیماً قابل مقایسه با معادله شبه فاصله می باشد. این بوضوح نشان می دهد که بجز ابهام اولیه (N)، Φ را می توان مانند فاصله در نظر گرفت و معادله مشاهده آن تقریباً شبیه مسافت بایاس دار (biased range) می باشد.

بایاس ها برای این نوع اندازه گیری مشابه شبه فاصله ها می باشند، بجز اینکه عبارت مربوط به ابهام افزوده شده است.

4.8 ترکیبات خطی مشاهدات

- بسته به نوع کاربرد و سطح دقتی که از GPS خواستاریم، مزایا و معایب آشکاری در شکل دادن ترکیبات خطی معین مشاهدات اساسی کد شبه فاصله یا تغییرات فاز موج حامل وجود دارد.
- با استفاده از داده های GPS هم تعیین موقعیت نسبی و هم مطلق امکان پذیر است. هر چند که به دلیل عوامل نا مشخص در موقعیت ماهواره، رفتار زمان سنج و تاخیرات ناشی از عوامل اتمسفریک در انتشار امواج؛ تعیین موقعیت مطلق با دقتی در حد چند متر قابل تهیه است.
- برای اغلب نیازمندیها در کاربردهای ژئودتیک و ژئودینامیک ضروری است که در حالت نسبی از GPS استفاده نمود. زیرا که منابع خطایی مانند مدار ماهواره، زمان سنج ماهواره، زمان سنج گیرنده و خطاهای پخش اتمسفریک که سیگنالهای GPS را تحت تاثیر قرار می دهند؛ در سیگنالهای دریافت شده توسط چندین ایستگاه که بطور همزمان چندین ماهواره مشابه را ردیابی می نمایند دارای همبستگی هایی می باشند.
- هدف پردازش تفاضلی این است که از این همبستگی (correlation) بهره گرفته و دقت تعیین موقعیت نسبی را افزایش داد. استفاده از اندازه گیریهای کد یا فاز حامل برای تعیین موقعیت نسبی عبارت از تفاضل نمودن اندازه گیریها از یکدیگر است. با این روش اثر خطاهای مختلف مشترک بین اندازه گیریهایی که از هم کم می شوند، حذف شده یا تا حد زیادی کاهش می یابند.

▪ اندازه گیریهای GPS را می توان **بین گیرنده ها، بین ماهواره ها و بین زمانها** یا ترکیبی وابسته به آنها از هم **کم نمود**. چندین **ترکیب تفاضلی** مختلف امکان پذیر است. متداولترین روشهای انجام تفاضل به همان ترتیب فوق است یعنی بین گیرنده ها، بین ماهواره ها و آخر از همه بین زمان ها.

▪ **نمادهایی** که برای این روشهای تفاضلی استفاده می کنیم عبارتند از:

Δ نمایش دهنده اختلاف **بین گیرنده ها** است (دو راس مثلث پایین هستند). ∇ نمایش دهنده اختلاف **بین ماهواره ها** است (دو راس مثلث بالا هستند). δ نمایش دهنده اختلاف **بین زمان ها** است.

5.8 تفاضل یک گانه بین زمانها (داپلر)

- سیگنال دریافتی از یک ماهواره GPS با **فرکانس** منتشره توسط ماهواره **اختلاف** دارد و به دلیل **حرکت نسبی** ماهواره نسبت به گیرنده **پیوسته** در حال تغییر است. این پدیده اثر **داپلر** است.
- مشاهده اساسی داپلر GPS لزوماً **تغییر فاز** بین **دو دوره زمان** (epoch) می باشد. معادله مترادف داپلر (اختلاف منفرد بین زمان) با کسر نمودن دو معادله فاز لحظه ای بشکل زیر است:

بنابراین

توجه نمایید که این مشاهده **عاری از هر ابهام فازی** می باشد.

- چنین مشاهداتی را می توان با استفاده از **بیان نمود**، که **b** بردار **بایاس** شامل هر جمله ای که می توان بعنوان بایاس در نظر گرفت می باشد؛ **R** و **r** در جمله باشند و **تغییر فاز مشاهده شده** است.
 - **تکنیکهای پردازش** مورد نیاز برای تفسیر صحیح اطلاعات با استفاده از **ارتباط بین زمانهایی** که تغییر فاز اندازه گیری شده است، تعیین می شوند:
1. اگر **شمارش داپلر** برای یک **بازه کوتاه** ثبت شده باشد، شمارشگر به عدد صفر **reset** می شود و **مکرراً مدت زمانی بعد** از آن یک شمارش داپلر (Doppler count) دیگر **ثبت** می شود و می توانیم اندازه گیریهای **یکپارچه شده** داپلر **بطورمتناوب** (Intermittently Integrated Doppler: IID) را تهیه نماییم.
 2. روش دوم **reset** کردن شمارشگر به صفر، بعد از هر بازه شمارش و **بلافاصله آغاز شمارش** مجدد بدون از دست دادن **هیچ سیکلی** است. این نوع داده را **شمارشهای پی در پی داپلر** (Consecutive Doppler Counts: CID) می گویند. این اندازه گیریها را می توان بعنوان **تغییرات فاصله** در طی بازه های زمانی تفسیر نمود.
 3. روش سوم این است که به سادگی CID ها را در **سراسر مسیر حرکت** ماهواره جمع نمود تا اندازه گیریهای **یکپارچه شده** داپلر **پیوسته** (Continuously Integrated Doppler: CID) را تهیه نمود. این اندازه گیریها را می توان بعنوان **تغییرات فاصله**

از بعضی زمانهای اولیه تعبیر نمود. اگر فاصله اولیه بعنوان یک کمیت نامعلوم (ابهام) در نظر گرفته شود، مشاهده داپلر را می توان بعنوان یک اختلاف از دو مشاهده فاصله دارای بایاس در نظر گرفت.

6.8 تفاضل یک گانه بین گیرنده ها

➤ برای یک جفت گیرنده که بطور همزمان یک ماهواره مشابه را مشاهده می نمایند، مدل ریاضی برای یک مشاهده اختلاف شبه فاصله یک گانه بین گیرنده ها از طریق اندازه گیریهای کد P یا C/A می تواند توسط تفاضل دو شبه فاصله همزمان از یک ماهواره بصورت زیر بدست آید:

$$\Delta(\cdot) = (\cdot)_{\text{receiver 2}} - (\cdot)_{\text{receiver 1}}$$

بنابراین

$$\Delta\rho = \Delta\rho - c \cdot \Delta dT + \Delta d_{\text{ion}} + \Delta d_{\text{trop}}$$

که Δd_{ion} و Δd_{trop} صحیحات تفاضلی برای تاخیرهای یونسفریک و تروپوسفریک می باشند و ΔdT یک تصحیح تفاضلی برای خطاهای ساعت گیرنده می باشد.

➤ بطور مشابه اگر دو ایستگاه اطلاعات فاز حامل را جمع آوری نمایند یک مشاهده اختلاف فاز حامل یک گانه بین گیرنده ها را بصورت زیر می توان استنتاج نمود:

$$\Delta\Phi = \Delta\rho - c \cdot \Delta dT + \lambda \cdot \Delta N - \Delta d_{\text{ion}} + \Delta d_{\text{trop}}$$

➤ تفاضل های یک گانه بین گیرنده اثرهای خطاهای وابسته به ماهواره را حذف یا تا حد زیادی کاهش می دهد که عبارتند از خطاهای ساعت ماهواره و تا حد زیادی خطاهای مدار و تاخیرهای اتمسفریک (اگر طول خط میناء در مقایسه با ارتفاع 20000 کیلومتری ماهواره های GPS کوتاه باشد).

7.8 تفاضل یک گانه بین ماهواره ها

❖ نوع دیگر تفاضل با کم نمودن مشاهدات دو ماهواره که بصورت همزمان در یک ایستگاه اطلاعاتشان ثبت می گردد، می تواند شکل بگیرد. چنین اختلافی بعنوان تفاضل یک گانه بین ماهواره ها شناخته می شود.

❖ مدل ریاضی مشاهده اختلاف فاصله یک گانه بین ماهواره بصورت زیر است:

$$\nabla(\cdot) = (\cdot)_{\text{satellite 2}} - (\cdot)_{\text{satellite 1}}$$

و در نتیجه

$$\nabla\rho = \nabla\rho + c \cdot \nabla dt + \nabla d_{\text{ion}} + \nabla d_{\text{trop}}$$

❖ مدل معادل برای مشاهده اختلاف فاز حامل یک گانه بین ماهواره عبارت است از:

$$\nabla\Phi = \nabla\rho + c \cdot \nabla dt + \lambda \cdot \nabla N - \nabla d_{\text{ion}} + \nabla d_{\text{trop}}$$

❖ مشاهده اختلاف یک گانه بین ماهواره عاری از خطاهای ساعت ماهواره می باشد. اگر هدف یک عملیات خاص مشاهدات GPS سرانجام تشکیل تفاضل های دو گانه باشد، تفاضل یابی بین ماهواره ها در هر گیرنده خاص در زمان انجام مشاهدات می تواند انجام شود.

8.8 تفاضل دوگانه گیرنده - زمان

✚ مشاهده تفاضل دوگانه گیرنده - زمان عبارت از تغییر تفاضل یک گانه بین گیرنده از زمانی به زمان دیگر برای یک ماهواره مشابه است. این معادله ترکیبی سودمند است.

✚ معادله برای مشاهده اختلاف فاز حامل در تفاضل دوگانه گیرنده - زمان بصورت زیر می باشد:

$$\delta\Delta\Phi = \delta\Delta\rho - c \cdot \delta\Delta t - \delta\Delta d_{ion} + \delta\Delta d_{trop}$$

اختلاف معادلات تفاضلی بین زمان برای دو گیرنده، نیز معادل فرمول فوق خواهد بود.

✚ توجه کنید که ابهام های سیکل صحیح وابسته به ماهواره که در $\Delta\Phi$ وجود دارد، اکنون در این حالت $\delta\Delta\Phi = \Delta\delta\Phi$ حذف شده است. این فرمول روش تصحیح ساده تری را برای خطای cycle slip فراهم می نماید.

9.8 تفاضل دوگانه گیرنده - ماهواره

✓ دو گیرنده و دو ماهواره را در یک زمان مشابه در نظر بگیرید. در نتیجه سه حالت تفاضلی امکان پذیر می باشند:

1. دو تفاضل یک گانه بین گیرنده که هر کدام برای یک ماهواره مختلف هستند.
2. دو تفاضل یک گانه بین ماهواره که هر کدام برای یک گیرنده مختلف می باشند.
3. یک تفاضل دوگانه گیرنده - ماهواره که هر دو گیرنده و هر دو ماهواره را شامل می شود.

✓ تفاضل دو گانه گیرنده - ماهواره همچنین می تواند ساخته شود بوسیله:

- در نظر گرفتن دو مشاهده تفاضل یک گانه بین گیرنده که شامل یک جفت گیرنده مشابه ولی ماهواره های متفاوت می باشند و سپس کسر نمودن این معادلات بین دو ماهواره.
- در نظر گرفتن دو مشاهده تفاضل یک گانه بین ماهواره که شامل یک جفت ماهواره مشابه ولی گیرنده های متفاوت می باشند و سپس کم نمودن این معادلات بین دو گیرنده.

✓ هر دو نتیجه $\nabla\Delta(\cdot)$ و $\Delta\nabla(\cdot)$ معادل می باشند.

✓ معادله مشاهدات اختلاف دو گانه گیرنده - ماهواره برای اندازه گیری **شبه فاصله** بشکل زیر است:

$$\nabla\Delta p = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop}$$

✓ همینطور برای حالت اندازه گیری تغییر فاز حامل داریم:

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \lambda\cdot\nabla\Delta N - \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop}$$

✓ تفاضل های دو گانه خطاهای ذیل را **حذف یا به صورت** عمده ای کاهش می دهد:

1. خطاهای وابسته به **عدم همزمانی زمان سنجهای دو گیرنده**، یک عامل مشترک بین هر دو معادله تفاضلی یک گانه بین گیرنده ها.
2. خطاهای وابسته به **عدم همزمانی زمان سنجهای دو ماهواره**، یک عامل مشترک بین هر دو معادله تفاضلی یک گانه بین ماهواره ها.

10.8 تفاضل سه گانه گیرنده - ماهواره - زمان

▪ مشاهده **تفاضلی سه گانه بین گیرنده - ماهواره - زمان** معادل تغییر تفاضل دو گانه بین گیرنده - ماهواره از یک زمان به زمان دیگر است.

▪ معادلات عبارتند از:

$$\delta\nabla\Delta p = \delta\nabla\Delta\rho + \delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop}$$

و برای فاز حامل

$$\delta\nabla\Delta\Phi = \delta\nabla\Delta\rho - \delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop}$$

- خطاهایی که در مشاهدات تفاضلی دوگانه حذف شده اند در حالت تفاضلی سه گانه نیز **وجود ندارند**.
- بعلاوه در حالت اندازه گیری تغییر فاز موج حامل جمله های **ابهام سیکل اولیه** هم حذف می شوند. این مهمترین خاصیت این گونه مشاهدات است که امکان تصحیح اتوماتیک برای **حذف cycle slip** ها را بمراتب ساده تر می نماید.

- مشاهدات غیر تفاضلی تحت تاثیر بایاس های زمان سنجهای گیرنده و ماهواره و در حالت مشاهدات تغییر فاز حامل، ابهام سیکل اولیه می باشند. تمام موارد یاد شده در **ترکیبات خطی تفاضلی سه گانه حذف شده اند**. از طرف دیگر **تعداد مشاهدات** کاهش یافته اند.
- مشاهدات تفاضلی دوگانه و سه گانه **خطاهای زمان سنج** ها را در مدل حذف یا بمیزان قابل توجهی کاهش می دهند. اگر چه اغلب مهم است که **رفتار زمان سنجها** را کنترل نمود.
- در چنین مواردی مناسبتر است که از داده های **غیر تفاضلی** استفاده نمود (برای بررسی هر دو زمان سنج ماهواره و گیرنده) یا از اطلاعات تفاضلی **یک گانه** (برای کنترل فقط زمان سنج ماهواره یا گیرنده) استفاده نمود.
- توجه نمایید که **تفاضل های سه گانه** را می توان با هر نوع تفاضل یابی ایجاد نمود و نتیجه مشابه خواهد بود (ترتیب و الویت برای گیرنده یا ماهواره یا زمان مهم نیست).

$$\delta \nabla \Delta(\cdot) = \nabla \delta \Delta(\cdot) = \delta \Delta \nabla(\cdot) = \nabla \Delta \delta(\cdot) = \Delta \nabla \delta(\cdot) = \Delta \delta \nabla(\cdot)$$

فصل نهم بایاس ها و خطاها

- بطور کلی **بایاس هایی** که اندازه گیریهای GPS را تحت تاثیر قرار می دهند، می توان به **سه دسته** طبقه بندی نمود: بایاس های **ماهواره**، بایاس های **ایستگاه** و بایاس های وابسته به **مشاهدات**.
1. **بایاس های ماهواره** شامل بایاس ها در **افرمیز ماهواره** (ماهواره در جایی که پیام منتشره GPS یا اطلاعات مداری دیگر بما می گویند در آنجا واقع است، نیست)، و بایاس های مدل ارسال شده در پیام منتشره برای **زمان سنجهای** ماهواره (زمان سنجهای ماهواره حتی با استفاده از مدلهای پیام منتشره کاملاً با زمان GPS همزمان نمی باشند). فرض می شود که این بایاسها دارای **همبستگی** بین ماهواره ها نمی باشند. آنها اندازه گیریهای فاز حامل و کد را بصورت **یکسان** تحت تاثیر قرار می دهند. آنها وابسته به **تعداد و محل ایستگاههای** ردیابی که اطلاعات را برای تعیین مدار فراهم می نمایند، مدلهای مورد استفاده برای **نیروهای تاثیر گذار** بر مدار، و **هندسه آرایش** ماهواره می باشند.
 2. **بایاس های ایستگاه** معمولاً شامل بایاس های **زمان سنج** گیرنده، و برای انواع کاربردهای غیر تعیین موقعیت GPS مانند **تبدیل زمان و رد یابی مداری** از نوع بایاس هایی هستند که به دلیل خطاهای موجود در **مختصات ایستگاهها** بوجود می آیند.
 3. بایاس های وابسته به **مشاهدات** شامل آنهایی که وابسته به **انتشار سیگنال** و دیگر بایاس های وابسته به نوع مشاهدات می باشند، بعنوان مثال مانند بایاس های **ابهام در مشاهدات فاز حامل**.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary

surveyingLibrary@gmail.com

➤ تأثیر بایاس ها بوسیله مدل نمودن آنها **حذف می شوند** یا **لااقل کاهش** می یابند. فرض می شود که آنها **تابع پارامترهای** مختلفی مانند زمان، موقعیت و دما ... می باشند.

➤ در کنار بایاس ها دقت موقعیت ها و یا زمان تهیه شده بوسیله GPS وابسته به **دو اثر** عمومی می باشند: **استحکام هندسی** آرایش ماهواره هایی که مشاهده می شوند و خطاهایی که خود مشاهدات را تحت تأثیر قرار داده بعلاوه **باقیمانده** بایاس ها بعد از اینکه اثرهای اصلی توسط **مدل** حذف شدند.

1.9 خطای فاصله هم ارز کاربر (URE)

✓ در بسیاری کاربردها مناسب است که بایاس ها را بر حسب مقدار آنها **بر روی فاصله** بیان نمود. بنابراین **مجموع** تمام این بایاس ها را بایاس بر روی فاصله می نامند و فاصله مشاهده شده قبل از برداشت اثر بایاس ها را **فاصله بایاس دار** می گویند.

✓ بسته به اینکه چه سخت افزار و چه اطلاعاتی برای رسیدن به فاصله بایاس دار مشاهده شده استفاده می شود ، بایاس فاصله می تواند کاملاً **قابل ملاحظه** باشد. برای هر پارامتر مقادیر **حداکثر** در بایاس فاصله می تواند به شکل زیر بیان شود:

○ **بایاس زمان سنج ماهواره:** 300000 متر، که اگر تصحیح منتشره استفاده شود به **10 متر** کاهش می یابد.

○ **بایاس زمان سنج گیرنده:** **10 الی 100 متر** وابسته به نوع نوسان ساز گیرنده.

○ **بایاس مدار:** 10 متر و کمتر.

○ **بایاس تاخیر یونسفر:** 150 متر در افق که در سمت الراس به 50 متر کاهش می یابد.

○ **بایاس تاخیر تروپوسفر:** 20 متر در زاویه 10 درجه بالای افق که در سمت الراس به 2 متر کاهش می یابد.

○ **بایاس فاز حامل:** هر مقداری می تواند باشد.

✓ مشخص است که از **فاصله بایاس دار** نمی توان استفاده نمود بنابراین باید تلاش کرد که بایاس های فوق الذکر را **توسط مدل ها** یا **روشهای تفاضلی** حذف نمود.

2.9 بایاس های زمان

❖ اندازه گیریهای GPS کاملاً وابسته به **اندازه گیری دقیق زمان** می باشند.

- ❖ ماهواره های GPS زمان آغاز **انتشار پیام کد** اختصاصی خود را ارسال می نمایند. گیرنده **زمان دقیق دریافت** هر سیگنال را اندازه گیری نموده و از این رو می تواند با استفاده از **زمان سپری شده** انتشار امواج تا وقتی که آنرا دریافت می کند، **فاصله تا ماهواره** را اندازه گیری نماید.
- ❖ این مسئله ایجاب می کند که فرض کنیم هر دو زمان سنج ماهواره و گیرنده **زمان مشابهی** را حفظ می نمایند. هر اختلافی در زمان ضرب در **سرعت نور** شده و در UERE نتیجه خواهد شد. 1 میکرو ثانیه عدم همزمانی بین زمان سنجهای گیرنده و ماهواره باعث **300 متر** بایاس در محاسبه فاصله خواهد شد.
- ❖ اجازه دهید اول بررسی کنیم که زمان سنجهای گیرنده و ماهواره انتظار می رود **چقدر خوب** رفتار کنند و سپس آنچه ما می توانیم انجام دهیم این است که اطمینان حاصل نماییم که عدم همزمانی هیچگاه **بیش از 1 میکرو ثانیه** نمی باشد.
- ❖ ماهواره های GPS زمان سنج های با فرکانس استاندارد **روبیدیوم و سزیم** حمل می نمایند. **محیط فضا** مشکلی برای زمان سنج ها ایجاد نمی نمایند ولی آنها بصورت فیزیکی نسبت به سیستم زمان GPS **دارای انحراف** می شوند. مقدار این انحراف (**drift**) در حد 1 میکروثانیه نگه داشته می شوند. عملکرد آنها بدقت کنترل می شوند و مقدار انحراف آنها در **پیام منتشره** بشکل **ضرائب** یک چند جمله ای درجه دوم به دقت مشخص است.
- ❖ گاهی اوقات در شرایط ناپایدار که عمدتاً به دلیل **تغییرات دما** می باشد زمان سنج های ماهواره **مرتبه بالاتری** (غیر خطی) را نمایش می دهند که می تواند در طی **بازه های زمانی کوتاه** نادیده گرفته شود.
- ❖ **هم زمانی** بین زمان سنجهای **ماهواره** بوسیله **تصحیحات منتشره** برای زمان سنج در حد **20 نانو ثانیه** حفظ می شود و زمان GPS با زمان **استاندارد جهانی UTC** در حدود 100 نانو ثانیه هماهنگی دارد.
- ❖ **گیرنده های GPS** معمولاً مجهز به زمان سنجهای داخلی **کریستال کوارتز** با کیفیت بالا می باشند ($1 \text{ part in } 10^{10}$). بسیاری از گیرنده ها سنجش زمان با استفاده از ساعت های اتمی توسط زمان سنج های خارجی را نیز قبول می کنند، معمولاً یک زمان سنج **سزیم** ($1 \text{ part in } 10^{13}$) یا **روبیدیوم** ($1 \text{ part in } 10^{12}$).
- ❖ اگر تعداد ماهواره های قابل دسترس **کافی** باشد می توان خطای زمان را بعنوان یک **پارامتر به همراه مختصات مجهول** در نظر گرفت که این روش معمول مورد استفاده در **ناوبری GPS** می باشد. این روش اطلاعات مورد نیاز برای رفتار زمان سنج را به **حداقل** می رساند.

3.9 بایاس های مدار

- ✚ خطاهای افریز ماهواره **مشکل ترین** نوع خطا برای بررسی می باشند.
- ✚ زمان سنج ها باید اصلاح شوند یا اثرهای نامطلوب آنها باید **حذف یا عمدتاً** برطرف شوند. بعنوان مثال با ردیابی **همزمان** توسط دو یا بیشتر گیرنده و استفاده از **مشاهدات تفاضلی**.

✚ از طرف دیگر بررسی خطاهای افریز نیازمند **تخمین بهتری** از مدار می باشند. تعیین مدار یک **پردازش** است که به دلیل عدم آگاهی کامل از **نیروهای وارده** بر ماهواره ها (زیرا که این نیروها از ایستگاههای ردیابی زمینی **مستقیماً** و بطور مناسب نمی توانند اندازه گیری شوند) دچار اختلال می شود.

✚ در ابتدا با استفاده از اطلاعات مداری فراهم شده بوسیله **افریزهای منتشره**، موقعیت ماهواره ها با یک دقت اسمی حدود 20 متر محاسبه می شد. ولی اکنون دقتها با استفاده از شبکه ایستگاههای ردیابی در حدود **5 متر** می باشد.

✚ معمولاً روش اساسی برای حل مشکلات بوجود آمده توسط این نیروها در پردازش **تعیین مدار** (به دلیل مدل نمودن ناقص پدیده های **فیزیکی**)، توجه نمودن به **منبع این نیروها** می باشد. یعنی تهیه **مدلهای دقیق تر** برای این پدیده ها.

✚ در ضمن راه دیگر این است که از **مدلهای پارامتریک** برای پارامترهای مختلف اثر گذار بر **بایاس های افریز** استفاده نمود (یعنی پارامترهایی که می توانند بعنوان قسمتی از پردازش تخمین مدار، تعدیل شوند).

4.9 مدل نمودن بایاس های مدار

- مسلماً **ساده ترین** روش برای بررسی بایاس ها این است که وجود آنها را **نادیده** بگیریم، یعنی فرض نماییم که افریز های داده شده کامل هستند (**بی خطا**). این روشی است که در حقیقت در بسیاری از **کاربردهای کینماتیک GPS** استفاده می شود.
- روش دیگر این است که فرض کنیم خطاهای افریز ماهواره بصورت **بایاس های هندسی کمان مدار** نسبت به مدار واقعی آشکار می شوند. در این حالت بسته به **طول کمان**، 1 تا 6 پارامتر بایاس مداری برای هر کمان در **مدل** وجود دارد. معمولاً در **چارچوب مبناء** وابسته به ماهواره (محورها به سمت جهت های در طول، در عرض و خارج از صفحه می باشند) برای کمان های **کوتاه 3** بایاس بیان می شوند.
- یک روش که از نظر **فیزیکی** معنی دارتر است آن است که بر اساس یک **مدل نیروی فرضی**، مدل شرایط **اولیه مدار** ماهواره را در نظر بگیریم (یعنی استفاده از **6 عنصر کپلری**).
- روش سوم عبارت است از مدلی که **مستقل از بایاس های مدار** در هر زمان مشاهدات باشد. این روش مستقل از مدار می باشد. برای پارامترهای مدل بایاس مدار معمولاً یک **وزن اولیه** در هر سه روش بکار برده می شود.
- در روش تعیین **موقعیت نسبی** اثرهای خطاهای **سیستماتیک** مدار می توانند بوسیله مشاهدات از **دو یا بیشتر** ایستگاه که بطور **همزمان** ماهواره مشابهی را مشاهده می نمایند، **حذف** یا به نحو چشمگیری کاهش یابند. این روش **رایجی** است که اغلب بعنوان یک مدل سازی مداری استفاده می شود و همانطور که قبلاً اشاره شد در این روش یک خطای مداری حدود 20 متر در حل برداری طول مبناء خطای نسبی **حدود 1 ppm** را ایجاد می نماید.

5.9 اثرهای پراکندگی یونسفریک

➤ یونسفر معمولاً منطقه ای از اتمسفر که ارتفاع **50 الی 1000** کیلومتر دارد در نظر گرفته می شود و تشعشع **ماوراء بنفش** خورشید بخشی از مولکولهای گاز موجود در این قسمت را **یونیزه** می نماید که در نتیجه **الکترونها آزاد** می شوند.

➤ سیگنالهای GPS مانند هر سیگنال **الکترومغناطیس** منتشره در یک محیط یونیزه تحت تاثیر پارامترهای غیر خطی عوامل **پراکندگی** این محیط قرار می گیرند.

➤ در هر نقطه بر روی منحنی پراکندگی، **شیب خط اتصال** نقطه مبدا به نقطه مورد نظر را **سرعت فاز** ($v_p = \omega/\beta$) می گویند، که $\omega = 2\pi f$ **کانس زاویه ای** سیگنالی است که در **یونسفر** طی مسیر می نماید و $\beta = 2\pi/\lambda$ **شماره موج** انتشار یونسفریک است. **سرعت گروه** $v_g = \partial\omega/\partial\beta$ با **شیب خط مماس** در نقطه داده شده است.

➤ در فرکانسهای GPS اثر **یونسفر بر روی فاصله** می تواند از بیش از **150 متر** (در زمانهای حداکثر فعالیت خورشیدی، ظهر و هنگامی که ماهواره نزدیک افق است) تا **کمتر از 5 متر** (حداقل فعالیت خورشیدی، شب و ماهواره در سمت الراس) تغییر نماید.

➤ از این جهت که اثر یونسفر **وابسته به فرکانس** می باشد، برای تخمین اثر اندازه گیریهای **L1 و L2** می توانند بشکل زیر **مقایسه شوند**

$$d\rho_{ion}(L1) = [\rho(L1) - \rho(L2)][f_2^2/(f_2^2 - f_1^2)]$$

➤ روش مشابه برای **تصحیح فاز حامل** مشاهده شده استفاده می شود

$$d\phi_{ion}(L1) = (f_2^2 - f_1^2)/f_2^2 [\phi(L1) - \phi(L2) f_1/f_2 - (N(L1) - f_1/f_2 N(L2))]$$

که $N(L1), N(L2)$ **پام های فاز** بر روی اطلاعات L1 و L2 می باشند.

➤ تا هنگامیکه فازهای مشاهده شده برای سیگنالهای L1 و L2 بطور **پیوسته شمارش** شوند (یعنی وقتی cycle slips نباشد)، آخرین عبارت سمت راست معادله، **ثابت** (ولی مجهول) باقی می ماند. بنابراین یک سری زمانی از **ترکیب خطی فازهای L1 و L2** عمدتاً تغییرات تاخیر یونسفریک سیگنال L1 را نتیجه می دهد.

➤ **تصحیح دو فرکانسه (dual frequency)** عمده تاثیر یونسفریک را در اندازه گیریهای کد یا فاز حامل **بر طرف** می کند. **اثر باقیمانده** می تواند برای بعضی کاربردها بویژه برای مشاهدات بعد از ظهر و در طی دوره فعالیت خورشیدی حداکثر، قابل توجه باشد.

➤ تکنیک فوق الذکر بوضوح تنها برای داده های **دو فرکانسه** می تواند بکار رود. کاربران گیرنده های **تک فرکانسه** می باید از **مدلهای یونسفریک** استفاده نمایند یا متکی بر پارامترهای مدل یونسفریک **منتشره بوسیله ماهواره ها** باشند.

6.9 اثرهای تروپوسفریک

❖ انکسار در **اتمسفر خنثی** که شامل تروپوسفر و مناطق دیگر تا **ارتفاع 80 کیلومتر** می باشد در واقع در سراسر طیف رادیویی **مستقل از فرکانس** می باشد. بر خلاف یونسفر، تروپوسفر برای فرکانسهای زیر 30 GHz **باعث تفرق** نمی شود، بنابراین تاخیر فاز و گروه یکسان می باشند.

❖ انکسار در اتمسفر خنثی را می توان به **دو قسمت خشک و تر** مجزا نمود. قسمت **خشک** را می توان بصورت ذیل تقریب نمود:

$$DTC = 2.27 \cdot 10^{-3} P_0$$

که DTC سهم جزء خشک برای **فاصله** در جهت سمت الراس و **فشار سطح** بر حسب میلی بار می باشد. برای فشار اتمسفریک متوسط **1013 میلی بار** خطای معادل برای **فاصله 2.3 متر** می باشد. ترم خشک تقریباً شامل **90% خطای کلی** فاصله در زنیط می باشد و از اطلاعات **فشار سطحی** با دقتی در حدود 2% می تواند تخمین زده شود.

❖ **جزء تر** از طرف دیگر وابسته به **شرایط اتمسفریک در طول مسیر سیگنال** می باشد. این شرایط لزوماً با شرایط سطحی بخوبی **همبسته** نمی باشند. برای بررسی این کمیت با در نظر گرفتن فاکتورهایی مانند **بخار آب، دما، ارتفاع و زاویه ارتفاعی** مسیر سیگنال **مدلهای مختلفی** قابل دسترس می باشند.

❖ تا به امروز **مدلهای تروپوسفریک** قابل دستیابی بنظر می رسد که حتی با اطلاعات **آنی هواشناسی** (بسته به اینکه چه مقدار اطلاعات اتمسفریک برای کاربر مهیا باشد) اثرهای ترکیبی تروپوسفریک را تنها تا **95%** کاهش می دهند. کاربرانی که از اطلاعات خوب شرایط اتمسفریک در نزدیکی محل مشاهدات استفاده می کنند دارای **خطای باقیمانده کوچکتری** نسبت به کاربرانی که می باید متکی به **اطلاعات تقریبی** باشند، خواهند بود.

❖ برای **مشاهدات تفاضلی** اختلاف اثرهای تروپوسفریک در دو سر یک **طول مبناء** نیز با اهمیت می باشند. مدل‌های تروپوسفریک در دسترس که **شرایط هواشناسی** را در هر ایستگاه فراهم می نمایند، برای محاسبه این اثر نسبی می توانند استفاده شوند.

❖ در این حالت می توان **ساده ترین** روش را انتخاب نمود، با فرض نمودن اینکه فقط **توسط کسر نمودن** مشاهدات از هر ایستگاه هر گونه اثر تروپوسفریک می تواند **حذف** شود یا بنحو محسوسی کاهش یابد. در حقیقت این روش بویژه هنگامیکه طول مبناءها **کوتاه** باشند، می تواند یک روش مناسب برای **اغلب کاربردهای** مورد نیاز بشمار آید.

❖ برای دستیابی به سطح دقت **سانتی متر** تشعشع سنجهای (radiometer) **بخار آب** بطور مناسب می باید در هر دو سر طول مبناء استفاده شوند تا **حجم یکپارچه بخار آب** را در **طول خط دید** به ماهواره ها، استخراج نمود. دلیل آن است که حجم بخار آب کاملاً **نسبت به زمان** متغیر است و **نسبت به فاصله** در بسیاری مکانها ناهمگن است.

❖ عموماً سهم قسمت تر در **حدود 30 سانتی متر** یا بیشتر برای مشاهدات در ارتفاع 20 درجه می باشد. اگر فقط اندازه گیریهای **در سطح زمین** برای تخمین شرایط کلی تروپوسفریک استفاده شود، خطای تخمین حدود **3.5 سانتی متر** خواهد بود.

7.9 ابهام فاز موج حامل

➤ اندازه گیری تغییر فاز موج حامل بالقوه منجر به دقیق ترین اطلاعات درباره فواصل گیرنده به ماهواره ایی که می تواند بوسیله GPS فراهم شوند، می شود.

➤ مشکل استفاده از این روش ابهام سیکل می باشد. تعیین دقیق سیکل کامل موج حاملی که فازش اندازه گیری می شود کاملا مشکل است.

➤ گیرنده های GPS قادر به فراهم نمودن اندازه گیریهای فاز با دقتی معادل 1 تا 3 میلی متر می باشند که دقت نهایی با در نظر گرفتن تأثیر اتمسفریک در حد سانتی متر بدست می آید.

➤ به هر حال موفقیت دستیابی به این سطح دقت تعیین موقعیت توسط اندازه گیریهای فاز حامل منوط به رفع ابهام فاز می باشد.

➤ این مشکل با وقوع مکرر cycle slips بیشتر پیچیده می شود. در حالیکه cycle slips باید قبل از تخمین نهایی پارامترها کشف شوند و تصحیح شوند، ابهام سیکل معمولا به همراه دیگر پارامترهای مجهول تخمین زده می شود.

8.9 رفع ابهام فاز

➤ یک تکنیک قابل استفاده توسط بعضی گیرنده ها این است که جهت رفع ابهام های سیکل با استفاده از ترکیب اندازه گیریهای شبه فاصله و فاز موج حامل یک ماهواره، موج حامل را بوسیله اطلاعات نویزهای شبه اتفاقی (PRN) کد باز سازی می نماید.

➤ می توان نشان داد که برای هر زمان مشاهدات که کد P شبه فاصله و اندازه گیریهای فاز حامل بر روی فرکانسهای L1 و L2 قابل دسترسی باشند، این ترکیب بوسیله یک الگوریتم بازگشتی اجازه می دهد که ابهام های سیکل را برای L1 و L2 تخمین زد

$$N(L1) = 4.091 f_1 t_1 - 3.967 f_2 t_2 - \phi(L1) + \delta N(L1)$$

$$N(L2) = 3.967 f_1 t_1 - 4.091 f_2 t_2 - \phi(L2) + \delta N(L2)$$

➤ در عمل موفقیت یک رفع ابهام سیکل مورد نظر منوط به توانایی کاهش اثر خطاهای دستگاهی بویژه آنهایی که وابسته به خطاهای چند مسیری (multipath) در اندازه گیریهای کد هستند، می باشد. معمولا چنین محدودیتهایی را می توان با میانگین گیری از مشاهدات طولانی مدت که منجر به تخمین ابهام های میانگین با خطاهای اسمی در حد 1 تا 3 سیکل می شود، رفع نمود.

➤ ترکیب کد و فاز در طی پردازش طولانی مدت میانگین گیری می تواند براحتی تکمیل شود یا چک شود بوسیله الگوریتمهای دیگر که با اصول کاملا هندسی ابهام های سیکل صحیح را جستجو می نمایند.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

➤ بعنوان مثال می توان نشان داد که اگر **مقادیر تقریبی** فرض شوند برای ابهام های سیکل صحیح مورد نظر، **تصحیحات** عدد صحیح آنها می تواند بعنوان جواب یک **معادله خط** یافت شود؛ یعنی:

$$(f_2 / f_1)\delta N(L1) - \delta N(L2) = x$$

در فضای حقیقی دو- بعدی با مختصات $\delta N(L1)$ و $\delta N(L2)$ به **شیب آنها** دقیقاً معلوم است ($f_2 / f_1 = 120/154$)، با در نظر گرفتن اینکه **محل تقاطع** آن متأثر از خطاهای دستگاهی و دیگر خطاها است. بهترین جواب را می توان توسط جستجو بر روی یک **شبکه بندی** از اعداد صحیح برای نقطه ای که بر روی این شبکه نسبت به خط مستقیم فوق الذکر **نزدیکترین** باشد، یافت.

9.9 Cycle slips

✓ وقتی یک سیگنال ماهواره به هر طریقی **مسدود** می شود، نمی تواند **مورد ردیابی** قرار بگیرد. هنگامیکه قفل شدن به سیگنال مجدداً انجام شود **قسمت کسری** فاز اندازه گیری شده هنوز می توانست معادل آن مقداری باشد که اگر ردیابی **حفظ شده** بود. عدد صحیح سیکل ها به هر حال شامل یک **عدم پیوستگی** یا cycle slip می شود. چنین رویدادی می تواند **مکرراً** تکرار شود.

✓ برای بررسی این مسئله چندین روش متفاوت امکان پذیر است. یک روش متداول این است که **موقعیت ایستگاه را ثابت** در نظر گرفت (در اجستمنت اولیه) و اطلاعات را **بصورت دستی** با بازرسی سری باقیمانده معادل **برای گسیختگی** ها تصحیح نمود. این روش موثر است ولی پردازش سخت و بسیار **زمان بر** است.

✓ روش دیگر مدل نمودن اطلاعات با یک **چند جمله ای پیوسته** برای هر ماهواره است. برای انجام این روش داده ها باید برای یافتن **زمانهایی** که گسیختگی (slip) اتفاق می افتد، بررسی شوند. این روش نیز کاملاً **سخت** است و بعلاوه نیازمند تصحیحات بصورت دستی در تعدادی از سیکلها مورد نیاز می باشد.

✓ روش متناوب دیگر استفاده از **روش تفاضلی سه گانه** بین گیرنده ها - ماهواره ها - زمان برای تعیین مکان ایستگاهها می باشد. یکبار که مقادیر مناسب **مختصات ایستگاه** تهیه شوند، یک جستجو بصورت **اتوماتیک** بر روی باقیمانده های تفاضل سه گانه جهت تعیین نمودن **ناپیوستگی های تفاضل های دوگانه** که تفاضلهای سه گانه مشخص را تشکیل می دهند؛ می تواند انجام شود.

✓ از آن جائیکه **تفاضلهای سه گانه** تحت تاثیر خطاهای زمان سنج های گیرنده و ماهواره نمی باشند، برای استفاده در این زمینه مناسب هستند. یکبار که **باقیمانده های** بزرگ در طی تمام بازه زمانی مشاهدات خنثی شوند، می توان با بررسی **باقیمانده تفاضلهای** سه گانه ترکیب جفت ماهواره های مختلف، بسادگی تعیین نمود که **کدام ماهواره** موجب وقوع cycle slip است.

- Multipath پدیده ای است که بموجب آن یک سیگنال از طریق دو یا بیشتر مسیر مختلف به گیرنده می رسد. اختلاف در طول مسیرها موجب می شود که سیگنالها در گیرنده تداخل یابند.
- چند مسیری شدن معمولا وقتیکه عملیات نزدیک موانع انعکاس دهنده بزرگ مانند ساختمانها و کشتی های عظیم الجثه انجام می شود، اتفاق می افتد.
- تنها روشی که اثر چند مسیری شدن را به حداقل می رساند عبارت است از شکل دهی عرض پرتو آنتن بنحوی که سیگنالهای رسیده از سمتهای معین را متمایز نماید.
- یک پدیده وابسته که تا حدی مشابه Multipath می باشد، تصویر سازی (imaging) نامیده می شود که آن نیز در ارتباط با موانع بزرگ انعکاس دهنده سیگنالها می باشد. اشیاء انعکاسی تولید یک تصویر از آنتن می کنند و مشخصات دامنه و فاز منتهج دیگر مانند خود آنتن به تنهایی نیست بلکه ترکیبی از آنتن و تصویر آن است.
- توجه ویژه ای باید معطوف به اثر این پدیده بر روی مشخصات مرکز فاز آنتن می باشد. روش کاهش دادن اثر تصویر سازی استفاده از مواد جذب کننده و تکنیکهای شکل دهی پرتو برای کاهش پیوست آنتن - تصویر می باشد.
- اثرهای چند مسیری شدن و تصویر سازی در یک محیط منعکس سازنده کمابیش فاکتورهای محدود کننده برای کاربردهای شبه فاصله استاتیکی برای یک بار مشاهدات در سطح دقت 10 متر و برای کاربردهای استاتیکی موج حامل در حد چند سانتی متر و برای کاربردهای کینماتیکی به دلیل سطح نویز بالاتر مانند اثرهای چند مسیری شدن و تصویر سازی، موجب از دست دادن سیگنال می شود.
- توجه دقیق به محل قرار دادن آنتن برای کاهش دو اثر یاد شده وقتیکه دقتهای تعیین موقعیت در حد سانتی متر و بهتر مطلوب است، الزامی است.
- سیگنالهای کد شده (مانند شبه فاصله ها) خصوصیات طیف منتشره خود را دارند و دارای توانایی ذاتی برای متمایز نمودن شکل های مختلف پدیده چند مسیری شدن می باشند. سیگنالهای کد با طول چیپ خود مشخص می شوند و روزه کنترل کننده طول چیپ (chip length) گیرنده را قادر به رد کردن هر سیگنال دیگری می شود که در خارج محدوده می باشند، هر چند که به دلیل طول موج بلند کدها تاخیرات کوتاه در محدوده روزه (window) نمی توانند باز پس زده شوند.
- Multipath اندازه گیریهای موج حامل را نیز تحت تاثیر قرار می دهند. این اثر وقتی که در طی یک زمان به اندازه کافی بلند برای فاز نسبی سیگنالهای مستقیم و منعکسه که لاقل در یک سیکل تغییر یافته باشند، میانگین گرفته می شود، بنحو قابل ملاحظه ای هر گونه بایاس در اندازه گیریها را کاهش می دهند. این حالت فقط برای کاربردهای استاتیکی صحیح می باشد. اثر تصویر سازی را نمی توان حذف نمود و بعنوان بایاس در مشاهدات باقی می ماند.

11.9 خطاهای مشاهدات

- ❖ **تاخیرهای زمانی** مشاهده شده که تبدیل به فواصل می شوند شامل بعضی خطاهای وابسته به مشاهدات می باشند. این ها بدلیل **محدودیت‌های الکترونیک** گیرنده ها می باشند و دارای ماهیت **اتفاقی** هستند. بعنوان یک قانون عمومی آنها متناسب با طول موج سیگنال و در نتیجه دارای مقادیر کاملاً متفاوت می باشند.
- ❖ علاوه بر خطاهای مشاهداتی حقیقی، **خطاهای اتفاقی مدل** باید در نظر گرفته شوند. خطاهای مدل خطاهای **باقیمانده ای** هستند که در فواصل و موقعیت ماهواره ها (بعد از این که **بایاس های** که در این فصل برشمرده شدند مدل شدند) باقی می مانند. این خطاها معمولاً نسبت به خطاهای واقعی مشاهدات بیشتر **زیان آور** هستند و هیچ تلاشی نباید برای کاهش آنها مضایقه شود.
- ❖ اغلب خطاهای مدل می توانند بوسیله **تفاضل نمودن** فواصل مشاهده شده بین ماهواره ها، بین گیرنده ها، و بین زمانها حذف شوند یا لاقلاً بنحو چشمگیری **کاهش** یابند. تفاضل نمودن همچنین بعضی از خطاها را حذف می نمایند زیرا که آنها بین فواصل **تفاضلی مشترک** می باشند (خطاهای زمان سنج) یا دیگر خطاها را بدلیل **ارتباط زمانی و مکانی** کاهش می دهند (خطاهای انتشار سیگنال و خطاهای مدار).
- ❖ این تقلیل اگر **دو گیرنده** اندازه گیری کننده همزمان فواصل به یکدیگر **نزدیکتر** باشند، می تواند موفقیت آمیز باشد. خطاهای چند **مسیری شدن** را نه می توان مدل نمود نه با تفاضل از بین برد. تنها محافظت در مقابل **multipath جایگذاری با دقت آنتن** با هدف اینکه از انعکاس ساختمانهای مجاور احتراز شود، خواهد بود.

12.9 مختصات ایستگاه

- ✚ برای کاربردهایی که مربوط به تعیین موقعیت **نمی باشد**، مانند تعیین مدار و انتقال زمان، موقعیت آنتن (ایستگاه) می باید با **دقت بالا** یا با بعضی خطاها معلوم فرض شود. حالت دوم به لحاظ **تئوری** مناسبتر است زیرا که موقعیتهای زمینی **هرگز** بطور کامل معلوم نیستند و بنابراین باید همواره مجاز به تعدیل حتی در تقریب برای پارامترهای غیر موقعیت باشند.
- ✚ واضح است که اگر بتوان **مدار** را با دقت بیشتر پیش بینی نمود موقعیت های زمینی را **بهتر** می توان تعیین نمود. بنابراین بعنوان مثال اگر یک دقت 3 متر برای تعیین موقعیت ماهواره مطلوب باشد، مختصات نسبی ایستگاه باید با **دقت نسبی 0.5 ppm** باید معلوم باشند. بعلاوه فواصل ایستگاههای ردیابی باید تا جایی که ممکن است **وسیع** باشد. برای **تبدیل زمان** یک خطای 1 متر در مختصات دو ایستگاه موجب خطایی در حد 3 ns در زمان تبدیل شده خواهند شد.
- ✚ واضح است که در تعیین موقعیت، **دقت مختصات** مورد نیاز نیز بر روی مختصات تعیین شده نهایی دارای تاثیر می باشند. این اثر **با صرف زمان بیشتر** در ردیابی (مشاهدات) کوچکتر و کوچکتر می شود.

فصل ششم ساختار سیگنال GPS

- در این فصل ما ساختار سیگنال فرستاده شده توسط ماهواره های GPS را بررسی می نمایم زیرا که بسیاری از قابلیت های GPS وابسته به خصوصیات مختلف ساختار سیگنال می باشد.
- سیگنال GPS شامل یک حامل است که 3 مدولاسیون بر روی آن انجام شده است: کدهای C/A, P و پیام منتشره. دو کد فوق الذکر نویز های شبه اتفاقی می باشند و توسط یک دستگاه تولید می شوند.
- روش هایی که اجزاء سیگنال را می توان ترکیب نمود تا سیگنالی که واقعا ماهواره ارسال می نماید ایجاد شود، با ردگیری سیگنال بوسیله یک الگوی ساده شده داخل ماهواره مورد ملاحظه قرار می گیرد.

1.6 دلایل اینکه چرا سیگنال GPS پیچیده است.

دلایل اصلی عبارتند از:

1. سیستم چند کاربری: ماهواره های GPS جهت انجام ارتباط دو طرفه با هر کاربری، سیستم را بسیار پیچیده می نمایند. امنیت نظامی نیز حکم می کند که کاربران قادر به ارسال سیگنال به ماهواره نباشند.
2. تعیین موقعیت آنی: برای تهیه مختصات لحظه ای، اندازه گیری به چندین ماهواره باید بطور همزمان انجام شود. مشکل تعیین اینکه چه سیگنالی از چه ماهواره ای ارسال می شود توسط شماره گذاری هر ماهواره حل شده است. ابهام های فاز اندازه گیری شده بطور لحظه ای قابل حل نیست، بنابراین سیگنال باید بنحوی مدوله شده باشد که اندازه گیری تاخیر زمانی امکان پذیر باشد. در نهایت اینکه موقعیت ماهواره ها باید بصورت آنی مشخص باشند که توسط افریز پیام ماهواره ارسال می شوند.
3. دقت بالایی موقعیت و سرعت: اندازه گیری سرعت در حد cm/s نیازمند اندازه گیری داپلر شیفیت بر روی یک موج حامل مایکروویو با طول موج در حد 1 سانتی متر می باشد. و اندازه گیری موقعیت در حد متر نیازمند مدولاسیون بر طول موج های در حد متر مانند کد P می باشند. تعیین موقعیت در حد متر همچنین نیازمند اعمال تصحیح انکسار یونسفریک می باشد که بهترین روش استفاده از تصحیح دو فرکانسه می باشد.
4. نویز طیف الکترو مغناطیس: سیستم براحتی قادر به تحصیل اجازه برای استفاده از قسمتی از طیف الکترومغناطیس نمی باشند. برای مقاصد نظامی ایجاد نویز بر روی امواج تعددی می باشد و موضوعی

5. ترکیب کاربران نظامی و غیر نظامی: GPS هر دو سرویس نظامی تعیین موقعیت دقیق (PPS) را با استفاده از کد P و سرویس استاندارد غیر نظامی (SPS) با استفاده از کد C/A را دارا می باشد.

2.6 تعریفها

❖ کد نویز شبه اتفاقی: یک کد سیستمی برای بیان اطلاعات به همراه قوانین استفاده از این سیستم می باشد. کدها بایناری (دو دویی شامل رشته‌های از اعداد 0 و 1) می باشند زیرا که بسادگی توسط کامپیوترها قابل استفاده می شوند. نویزهای اتفاقی حاوی بعضی خواص آماری می باشند بویژه این خاصیت که تابع اتو کورولیشن (autocorrelation function) صفر است مگر اینکه تاخیر زمانی صفر باشد. به همین دلیل است که به آنها شبه اتفاقی می گویند. از طرف دیگر نویزهای شبه اتفاقی قابل پیش بینی هستند و ممکن است شامل اطلاعاتی باشند (اطلاعات زمان سنج). کدهای نویز شبه اتفاقی مورد استفاده در GPS با دقت توسط یک الگوریتم مشخص تولید می شوند و کدهای مشابه توسط ماهواره ه و گیرنده های مختلف بصورت مستقل تولید می شوند.

❖ مدولاسیون فاز بایناری: این روشی است که برای به کار بردن کد نویز شبه اتفاقی در سیگنالهای GPS استفاده می شود. یک سیگنال حامل خالص (مدوله نشده) هیچ اطلاعات یا کدی را حمل نمی کند. تعداد بسیاری روش مدولاسیون امکان پذیر است: فرکانس، دامنه، یا فاز حامل می تواند تغییر یابد. مدولاسیون تغییر فاز برای GPS انجام می شود. چون کد بایناری استفاده می شود می باید دو حالت مدولاسیون فاز انجام شود.

❖ برای GPS این دو حالت عبارتند از حالت نرمال که بایناری 0 را نمایش می دهد و یک حالت تصویر که بایناری 1 را نمایش می دهد. حالت نرمال می تواند با ضرب حامل خالص در +1 (هیچ تغییری) مدل شود. حالت تصویر می تواند با ضرب در -1 (فاز معکوس می شود تا یک تصویر تهیه شود) مدل شود. تغییر کد از 0 به 1 یا برعکس شامل تغییر یا شیفت فاز 180 درجه می شود.

❖ طیف گسترده: یک حامل غیر مدوله دارای پهنای باند نزدیک صفر است (طیف آن شبیه یک سیگنال تیز است). مدولاسیون باید انجام شود تا اطلاعات در پهنای باند وسیع تری نتیجه شود. اگر نتایج مدولاسیون در یک

3.6 تکنیک مدولاسیون کد

چگونگی اثرگذاری مدولاسیون کد بر روی حامل بشرح ذیل است:

- **آهنگ تغییرات زمان سنج:** تمامی اجزاء سیگنال GPS بر اساس فرکانس اساسی زمان سنج که 10.23 مگا هرتز می باشند.
- **حامل:** حاملهای GPS در 154 برابر و 120 برابر فرکانس میناء f_0 می باشند.
- **اجزاء کد:** کد P در فرکانس f_0 و کد C/A یک دهم آن می باشد. مقادیر 0 یا 1 را chips می گویند تا نشان دهیم که آنها حامل اطلاعات نمی باشند.
- **وضعیت کد:** یک چیب کد با مقدار 0 منطبق بر وضعیت کد نرمال (+1) و یک چیب کد با مقدار 1 معادل وضعیت تصویر (-1) می باشند.
- **حامل مدوله شده:** حامل با ضرب آن در وضعیتهای کد مدوله می شود و هر تغییر وضعیتی از +1 به -1

یا بر عکس منجر به کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

- ✓ چه پیش می آید اگر از مقادیر +1 و -1 بیان می شود، وقتی دو کپی در هم ضرب می شوند وضعیت سیگنال منتهی به معادل حاصلضرب وضعیت سیگنالهای مجزا می شود.

- ✓ اگر کد و کپی آن هماهنگ باشند وضعیت هر کپی نیز هماهنگ خواهد بود. $(+1)^2 = +1$ or $(-1)^2 = +1$ یعنی فقط حالت نرمال باقی می ماند و مدولاسیون کد از سیگنال برداشته شده است. از طرف دیگر اگر کد اصلی و کپی آن هماهنگ نباشند پس مدولاسیون از سیگنال منتهی به برداشته نمی شود و اشکار سازی وجود مدولاسیون در سیگنال منتهی به اجازه تعدیل تاخیر زمانی بین کد اصلی و کپی آن را می دهد تا وقتی که مدولاسیون دیگر وجود نداشته باشد.

4.6 محتوای پیام ماهواره

❖ اطلاعات در چارچوبهای مجزاء قرار دارند:

1. شامل ضرائب تصحیح زمان سنج ماهواره، انواع نشانه های تشخیص خطا (flag)، و قدمت اطلاعات است.

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

2. شامل پارامترهاي **افريز منتشره** مي باشد.

3. **مدل يونسفريك، اطلاعات زمان UTC**، نشانه ها براي هر ماهواره كه مشخص كننده وضعيت **antispoofing** بر روي كدها مي باشد و **وضعيت سلامتي ماهواره هاي 24 ام به بعد**.

4. شامل **اطلاعات آلماناك** و وضعيت سلامتي 24 ماهواره اوليه در مدار. اطلاعات آلماناك (اطلاعات **غير دقيق مدار ماهواره**) جهت تعيين اينكه هر ماهواره كجا قرار دارد استفاده مي شود و سپس براي **كشف سيگنالهاي** هر ماهواره كه در بالاي افق مشاهده كننده مي باشند و هنوز ردگيري نشده اند. يكبار كه ماهواره رد گيري شد تحصيل سيگنال ها از تمامي ماهواره هاي ديگر **نسبتا آسان** خواهد بود.

5.6 آنتن ماهواره چه چيزي را ارسال مي كند؟

✚ براي جواب اين سوال مي بايد بدقت بررسي نماييم كه چگونه هر کدام از چندين **اجزاء سيگنال GPS** داخل ماهواره **توليد** مي شوند و سپس چگونه آنها **تركيب مي شوند** تا سيگنالي را كه در نهايت توسط ماهواره **منتشر** مي شود توليد مي نمايند.

✚ تمام اجزاء سيگنالهايي كه از ماهواره ساطع مي شوند بطور **همسان** از يك فرکانس مبناء $f_0 = 10.23 \text{ MHz}$ (نقطه A در شكل) توليد مي شوند.

✚ **دو فرکانس حامل** استفاده مي شوند:

1. **L1 with $f_1 = 154 \hat{f}_0 = 1575.42 \text{ MHz}$** **ل موج حدود 20** سانتيمتر (نقطه B).

2. **L2 with $f_2 = 120 \hat{f}_0 = 1227.60 \text{ MHz}$** **ل موج حدود 25** سانتيمتر (نقطه C).

✚ **سه مدولاسيون فاز** بر روي حاملهاي فوق الذكر اعمال مي شود:

1. **كد C/A** كه با $C(t)$ نمايش داده مي شود و داراي چيپ ريت $f_0 / 10 = 1.023 \text{ Mbps} = f_1 / 1540$.

طول موجي حدود 300 متر مي باشد (نقطه D). يك **كد مختلف C/A** نیز منتصب به هر ماهواره است.

كه يك نوع حامل **L1** مدوله شده **توسط كد C/A** است كه **فازش بميزان 90** درجه شيفت يافته است

(نقطه E).

2. **کد P** که با $P(t)$ نمایش داده می شود و دارای چیب ریت $f_0 = 10.23 \text{ Mbps} = f_1 / 154 = f_2 / 120$ ، **طول موجی در حدود 30 متر** است (نقطه F). یک کد P منتصب شده است به هر ماهواره. هر دو حامل با این کد مدوله شده اند.

3. **رشته اطلاعات** $D(t)$ دارای فرکانس $f_0 / 204\,600 = 50 \text{ bps} = f_1 / 31\,508\,400$ (نقطه G) و دارای دوره تناوب **30 ثانیه** می باشد.

✚ در نتیجه **سیگنال کاملی** از آنتن ماهواره ساطع می شود (نقطه H) می تواند بصورت زیر نمایش داده شود:

$$A_c C(t)D(t) \sin(2\pi f_1 t + \phi_c) + A_p P(t)D(t) \cos(2\pi f_1 t + \phi_{p1}) + A_p P(t)D(t) \cos(2\pi f_2 t + \phi_{p2})$$

که اولین جز **کد C/A** (نقطه J)، دومین جزء **کد P بر روی حامل L1** (نقطه K) و سومین جزء **کد P بر روی حامل L2** (نقطه L) می باشند.

✚ در ضمن در نقاط **M** و **N** به ترتیب **ترکیب مدولاسیون کد و اطلاعات** بشکل $C(t)D(t)$ و $P(t)D(t)$ خواهند بود. $C(t)D(t) = +1$ if $C(t) = D(t)$ - اگر مساوی نباشند. مهم است مجددا تاکید نمایم که مدولاسیون ها را با ضرب حاملها در کپی خودشان یا حتی مربع نمودن آنها می توان انجام داد.

انواع گیرنده بر اساس نوع دریافت سیگنال

1. گیرنده های کد C/A (مثل گیرنده دستی)
2. گیرنده های کد C/A + موج حامل L1 (مثل گیرنده تک فرکانسه)
3. گیرنده های کد C/A + موج حامل L1 & L2 (مثل گیرنده دو فرکانسه)
4. گیرنده های کد C/A + کد P + موج حامل L1+L2 (مثل گیرنده نظامی)
5. گیرنده های کد موج حامل L1 اغلب در آنها بکار نمی رود.
6. گیرنده های کد موج های حامل L1 & L2 در آنها اغلب بکار نمی رود.
7. گیرنده های کد سیگنال تمام سیستم های ماهواره ای را دریافت کنند. GNSS

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف: مهندس رستمی

فصل دهم راه حل ها

- در این فصل بمنظور **تهیه مختصات** منتجه برای گیرنده ها، روشهای متعدد **پردازش معادلات مشاهدات** بحث شده در فصل هشتم را با در نظر گرفتن **بایاس هابی** که در فصل نهم شرح داده شده مورد بررسی قرار می دهیم.
- ابتدا با ملاحظه **نوع مسئله تعیین موقعیت** که با آن مواجه هستیم و روشهای **پردازش** که برای هر حالتی مناسب می باشند آغاز می کنیم. بطور عمومی مسائل را می توان به دو **حالت استاتیک و کینماتیک** تقسیم نمود که در این حالتها گیرنده ها می توانند در حین عملیات مشاهدات GPS به ترتیب **ساکن یا متحرک** در نظر گرفته شوند.
- دو روش تعیین **موقعیت مطلق و نسبی** بحث می شود که در هر کدام **یک گیرنده تک یا حداقل دو گیرنده** همزمان استفاده می شوند. روش نسبی منجر به بحث در مورد **شبکه نقاط** خواهد شد.
- تعیین **موقعیت متحرک** می تواند بوسیله چندین روش انتخابی شامل یک گیرنده یا چندین گیرنده یا استفاده از مشاهدات اضافی انجام شود.

1.10 مسائل تعیین موقعیت

❖ سه نوع روش اساسی در تعیین موقعیت عبارتند از:

1. **تعیین موقعیت مطلق**: شامل یک نقطه.
2. **تعیین موقعیت نسبی**: شامل دو نقطه.
3. **تعیین موقعیت شبکه ای از نقاط**: تعداد بسیاری نقاط.

❖ بیشتر اینکه در حقیقت این نقاط را باید **ساکن** در نظر گرفت یا اینکه **متحرک** فرض نمود که حالت کینماتیک مطرح می شود. مانند وسایل نقلیه بر روی زمین، هواپیماها و کشتی ها بر روی دریا.

2.10 مشخصات اصلی تعیین موقعیت استاتیک و کینماتیک

✚ مسائل **استاتیک** می توانند درگیر یک یا چندین نقطه باشند. از طرف دیگر مسائل **کینماتیک** شامل نقاط متحرک که یا نسبت به یک سیستم مختصات ژئوسنتریک (تعیین موقعیت مطلق) یا نسبت به نقطه دیگر (تعیین موقعیت نسبی) تعریف شده اند.

➤ راه حل های طبقه استاتیک معمولاً با پردازش بعد از مشاهدات که نیازی به نتایج آنی (real time) نمی باشد، انجام می شود. ولی به هر حال برای تضمین کیفیت اطلاعات جمع آوری شده بعضی پردازش ها در موقع عملیات انجام می شود. از دید اطلاعات برای بدست آوردن جوابهای متعدد در حالت استاتیک قابل دستیابی می باشد که در نتیجه بهترین نتایج ممکن حاصل می شود.

➤ راه حل های کینماتیک از طرف دیگر بوسیله پراکندگی مشاهدات که معمولاً فقط یک جواب یکتا حاصل می نماید، مشخص می شوند. جوابهای روش کینماتیک اغلب مورد نیاز در حالت آنی هستند و دقت آنها از روش استاتیک کمتر می باشد. دقت روش کینماتیک را می توان بهبود بخشید با روش نسبی و پردازش ثانویه.

3.10 طبق بندی انواع راه حل ها

▪ جنبه دیگری که می توان در تعریف انواع جوابهای ممکن وارد نمود ، نوع مشاهدات مورد استفاده است. مانند شبه فاصله، داپلر و مشاهدات یک، دو و سه گانه فاز. بنابراین خواهیم داشت:

1. راه حل پردازش ثانویه (postmission) استاتیک که شامل تعیین موقعیت مطلق، نسبی (طول مبناء baseline) و شبکه بندی می باشد.

2. راه حل کینماتیک آنی که شامل تعداد بسیاری راه حل مانند روش مطلق لحظه ای، روش نسبی لحظه ای و روش نسبی یکپارچه (با استفاده از فاصله یا فاز) می باشد.

3. راه حل کینماتیک با پردازش ثانویه که شامل الگوریتم های هموار سازی می باشد.

4.10 تعیین موقعیت مطلق با استفاده از شبه فاصله

• تعیین موقعیت مطلق با استفاده از اندازه گیریهای شبه فاصله که معادله مشاهدات GPS مشهور زیر را بکار می برد:

$$p = \rho + c (dt - dT) + d_{ion} + d_{trop}$$

که فاصله مشاهده شده P معادل فاصله ρ بعنوان تابعی از مختصات گیرنده و ماهواره می باشد. تصحیحات یونسفریک و تروپوسفریک بر روی فاصله اعمال شده اند. همچنین بایاس مربوط به عدم همزمانی بین ساعت های ماهواره و گیرنده نیز بعنوان پارامتر مزاحم در معادله در نظر گرفته شده است که باید به همراه بردار موقعیت گیرنده حل شود.

5.10 استفاده از چند شبه فاصله از ماهواره های مختلف

❖ مدل ریاضی به شکل زیر است:

$$p = f(\mathbf{R}, \mathbf{r}, (dt - dT))$$

که 3 مختصات در بردار \mathbf{R} و $dt-dT$ چهار مجهول می باشند در حالیکه P کمیت مشاهده شده است. در نتیجه واضح است که حداقل 4 فاصله باید مشاهده شوند تا بتوان مجهولات فوق را یافت. توجه کنید که راه حل وقتی امکان پذیر است که موقعیت ماهواره \mathbf{r} معلوم باشد که بدان معنی است که خطای افریز صفر در نظر گرفته شده است و این فرض می تواند دقت جواب را کاهش دهد.

❖ در عمل dt از طریق پیام ماهواره داده شده است و در حقیقت محاسبه فقط برای dT انجام می شود. درجه آزادی معادل برای جواب عبارت است از $v = n - 4$ که n تعداد شبه فاصله های مشاهده شده است. یک کمیت برای بیان کیفیت دقت جواب توسط ماتریس کوواریانس C برای مجهولات داده شده است.

6.10 تعیین موقعیت نسبی با استفاده از شبه فاصله ها

✚ موضوع تعیین موقعیت اجزاء بردار $\Delta R_{ij} (\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)$ یک طول مبناء مسئله مورد توجه در تعیین موقعیت نسبی می باشد. 2 یا بیشتر گیرنده بطور همزمان سیگنالهای GPS را مشاهده می نمایند. بعضی خطاها در اندازه گیریهای انجام شده توسط گیرنده ها مشترک می باشند (یا مشابه هستند). برای یافتن جواب ΔR_{ij} این خطاها از بین می روند یا کاهش می یابند.

✚ روش سر راست بدست آوردن ΔR_{ij} انجام دو تعیین موقعیت مطلق مجزا با استفاده از شبه فاصله ها و سپس کم نمودن نتایج از یکدیگر است. لازم به یاد آوری است که اندازه گیریهای همزمان نیاز است تا با تفاضل گیری دو جواب خطاهای مشترک به هر ماهواره حذف شوند.

7.10 تعیین موقعیت نسبی با استفاده از اندازه گیری فاز

❖ روش دیگر انجام تعیین موقعیت نسبی که دقیق تر می باشد، استفاده از تفاضل یک گانه اندازه گیری فاز یا کد می باشد. از جائیکه اندازه گیری فاز با دقت بیشتری نسبت به کد انجام می شود مدل ریاضی آن بیان می شود:

$$\Delta\Phi = f(\Delta R, \mathbf{r}, \Delta dT, \Delta N)$$

که دو مجموعه از پارامترهای مزاحم باید حل شوند. **بایاس نسبی زمان سنج گیرنده ΔdT** که باقی می ماند و خطای زمان سنج ماهواره حذف شده است. اثرهای افمیزها و خطاهای انکسار عمدتاً برای هر گیرنده مشابه هستند بنابراین در نتیجه تفاضل گیری آنها **بمیزان قابل ملاحظه ای کاهش** می یابند.

❖ توجه شود که در هر حال ابهام فاز موج حامل ΔN وجود دارد. بنابراین مجهولات در **روش نسبی با مشاهدات فاز حامل 5** می باشند، 3 تا برای مختصات، یکی برای زمان سنج گیرنده و یکی برای ابهام فاز و در نتیجه 5 معادله مورد نیاز است.

8.10 تفاضل یابی با استفاده از مشاهدات فاز

➤ یک تکنیک هوشمندانه برای **حذف پارامتر ابهام** مطرح می گردد، بنابراین تعداد مجهولات مدل فقط 4 خواهد شد. این با **تشکیل تفاضلهای** بین ماهواره، بین گیرنده و بین زمان قابل دستیابی است.

➤ مدل بعدی بنابراین مدل **تفاضل دو گانه** خواهد بود:

$$\nabla\Delta\Phi = f(\Delta R, r; \Delta N)$$

که در این حالت **خطای نسبی زمان سنج گیرنده** حذف شده است.

➤ مدل نهایی که منتج از مدل فوق است، **مدل تفاضل سه گانه** نامیده می شود:

$$\delta\nabla\Delta\Phi = f(\Delta R, r)$$

در این حالت **ابهام فاز** نیز حذف شده است و مهمترین مزیت این روش **راحت شدن** مشخص نمودن cycle slip ها می باشد

9.10 راه حل شبکه بندی

📌 وقتی راجع به **شبکه های محلی** صحبت می کنیم که فاصله ها بیش از 100 کیلومتر نیست، مختصات گیرنده ها **اصلی ترین مجهولات** می باشند و بایاس های مدار امکان دارد بعنوان پارامتر مزاحم ظاهر شوند. در شبکه های **منطقه ای یا قاره ای** خطای مدار باید با دقت بیشتر بررسی شوند.

📌 دو روش متداول برای شبکه های محلی که می توان استفاده نمود:

1. **کاهش مشاهدات عملیات** با اطلاعات همزمان مشاهده شده از یک **جفت ایستگاه (طول میناء)** و سپس **ترکیب** این طول میناء ها برای تشکیل یک **شبکه** است. در این روش اگر مشاهدات و بایاس های **مشترک** بین طول میناءها وجود نداشته باشد، دقت خوبی ندارد.

2. مستقیماً استفاده از مشاهداتی که در تمامی ایستگاهها همزمان انجام شده و اجستمنت شبکه که تمام مختصات شبکه مجهول در نظر گرفته می شوند.

شبکه با مختصات دقیق برای اصلاح مدار ماهواره نیز استفاده می شود.

10.10 تعیین موقعیت مطلق کینماتیک

✓ تعیین موقعیت مطلق کینماتیک تهیه مختصات یک وسیله متحرک در یک زمان مشخص می باشد. اولین معنی این است که تعداد اطلاعات شبه فاصله اندازه گیری شده معمولاً فقط برای یافتن یک جواب کافی است. معادله ریاضی بکار رفته در این حالت مانند حالت استاتیک مطلق می باشد.

$$p = f(R, dT)$$

که زیادی اطلاعات اگر فقط از 4 ماهواره برای 3 مختصات مجهول و خطای زمان استفاده شود، صفر می باشد. واضح است که کیفیت نتایج حاصله وابسته به توزیع هندسی ماهواره های مورد استفاده است.

11.10 تعیین موقعیت نسبی کینماتیک

- روش نسبی کینماتیک یعنی تعیین مختصات یک یا دو نقطه در حال حرکت نسبت به یک نقطه ثابت.
- مانند تعیین موقعیت نسبی استاتیک، خطاهای متعدد مانند خطاهای زمان سنج، افمریز و اتمسفریک دارای همبستگی بین مشاهدات دریافت شده در ایستگاه مبناء و در نقطه متحرک است. در نتیجه آنها بمیزان زیادی حذف می شوند و بنابراین موقعیت نسبی نسبت به روش مطلق با دقت بیشتری قابل تهیه است.
- مدل ریاضی مشابه مدل تعیین موقعیت نسبی استاتیک می باشد:

$$\Delta p = f(\Delta R, \Delta dT)$$

که ΔR مختصات نسبی مجهول می باشد و ΔdT بایاس مجهول زمان سنج گیرنده متحرک نسبت به یک گیرنده مبناء و Δp تفاضل شبه فاصله های مشاهده شده توسط گیرنده ها می باشد. واضح است که برای رسیدن به یک جواب یکتا برای مجهولات 4 ماهواره نیاز است.

- مدل نسبی برای استفاده از اندازه گیریهای دقیق تر فاز بشکل ذیل می باشد:

$$\Delta \delta \Phi = f(\Delta \delta R, \Delta \delta dT)$$

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

- **عملیات آبی** ارتباط داده ها بین ایستگاه مبناء و گیرنده متحرک برای انتشار اطلاعات بپایاس δR نیاز است.

12.10 تعیین موقعیت ترکیبی کینماتیک

✚ روش **مطلق کینماتیک** شامل ترکیب دو مدل زیر است:

$$\delta\Phi = f_2(\delta R, \delta dT) \quad p = f_1(R, dT)$$

که **مدل اول** تعیین موقعیت مطلق استاندارد برای شبه فاصله ها است در حالیکه **مدل دوم** شامل اندازه گیری **فاز تفاضلی** (تغییر فاز می باشد) می باشد که اطلاعات **تغییر موقعیت بین زمانهای پیوسته** تعیین شبه فاصله ها را حاصل می نماید. توجه کنید که پارامتر خطای **زمان سنج** موجود می باشد.

✚ اساسا مدل فوق مشابه **مدل روش نسبی** شبه فاصله ترکیب شده با یک اندازه گیری **تفاضلی زمان** برای **فاز** بین نقاط ثابت و متحرک می باشد. این مدل دارای تمامی مشخصات مثبت مدل‌های تعیین موقعیت نسبی می باشد ولی علاوه بر آن می بینیم که **تفاضل زمانی فاز اطلاعاتی در مورد تغییر موقعیت نسبی** حاصل می نماید.

13.10 پیدا کردن ارتفاع آنتن نسبت به بیضوی مبناء

❖ بر طبق شکل تمامی پارامترهای ممکنه تاثیر گذار **بر تعیین ارتفاع آنتن** نمایش داده شده است. ما 6 مقدار را بمنظور تهیه ارتفاع لحظه ای **آنتن کشتی** نسبت به بیضوی مبنای انتخاب شده نیاز داریم :

1. **ارتفاع آنتن نسبت به سطح دریا (H)** که می تواند مستقیما یا غیر مستقیم در بندر با دقتی معادل σ_H در **حد چند سانتی** متر تهیه شود. به هر حال این مقدار بسته به **وزن کشتی** و خصوصیات شناور تغییر می نماید.

2. **ارتفاع ژئوئید نسبت به بیضوی مبناء (N)** که این ارتفاع ممکن است به 100 متر برسد. بهترین دقت تعیین ژئوئید در حالت مطلق در حد **چند دسیمتر** می باشد.

3. **زوایای پیشش** (دوران حول محور طولی roll) و یا **شیب (pitch)** که با زاویه ω بیان می شود با دقتی معادل σ_ω .

4. **جزر و مد و وضعیت دریا (Tide and sea state: TS)** که باید از طریق **مدل پیش بینی شوند**. ترکیب این دو پدیده می تواند به **چندین متر** برسد. اگر مدل‌های خوبی در دسترس باشند دقتی در حدود **20 سانتی** متر حاصل خواهد شد.

5. **توپوگرافی سطح دریا (sea surface topography: SST)** که برای تعیین پارامتر نسبتاً مشکلی می باشد و از مدل‌های اقیانوس شناسی با دقتی در **حد 20 سانتی متر** قابل تهیه است. یا اگر مدل ژئوئید با دقت بالا موجود باشد با استفاده از **ارتفاع سنجی ماهواره ای (satellite altimetry)** قابل تهیه می باشد. مقدار SST که نام دیگر آن **توپوگرافی دینامیک (dynamic topography)** می باشد زیرا که ناشی از دینامیک آبها است، به حدود **2 متر** می رسد.

6. **انحراف قائم (θ)** که معمولاً بسیار کوچکتر از یک دقیقه کمانی است و **قابل صرف نظر کردن** می باشد.

Combinations	i	j	$\lambda_{i,j}$ (cm)	$N_{i,j}$	Ionosphere Error		Noise(1-sigma)	
					M	cycle	m	cycle
L1	1	0	19.03	N_1	I_1	$\frac{I_1}{\lambda_1}$	$19\sigma_1$	σ_1
L2	0	1	24.42	N_2	$\left(\frac{77}{60}\right)^2 I_1$	$\frac{77}{60} \frac{I_1}{\lambda_1}$	$24\sigma_1$	σ_1
WL	1	-1	86.19	$N_1 - N_2$	$-\frac{77}{60} I_1$	$\frac{17}{60} \frac{I_1}{\lambda_1}$	$121\sigma_1$	$1.41\sigma_1$
NL	1	1	10.70	$N_1 + N_2$	$\frac{77}{60} I_1$	$\frac{137}{60} \frac{I_1}{\lambda_1}$	$15\sigma_1$	$1.41\sigma_1$
IF	1	$-\frac{\lambda_1}{\lambda_2}$	48.44	$N_1 - \frac{\lambda_1}{\lambda_2} N_2$	0	0	$60\sigma_1$	$1.26\sigma_1$

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف : مهندس رستمی

محاسبه تعداد معادلات مشاهدات روشهای تفاضلی

$(R - 1).S.T$	تفاضلی یک گانه
$(R - 1).(S - 1).T$	تفاضلی دوگانه
$(R - 1).(S - 1).(T - 1)$	تفاضلی سه گانه

تعداد گیرنده (R)، تعداد ماهواره (S)، تعداد اپوک زمانی (T)

مثال: در روش تفاضلی سه گانه 4 گیرنده، 7 ماهواره و 15 دقیقه با نرخ 5 ثانیه. مشاهدات؟

$$(15 \times 60) \div 5 = 180$$

$$(4 - 1) \times (7 - 1) \times (180 - 1) = 18 \times 179 = 3222$$

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف: مهندس رستمی

روشهای اندازه گیری با گیرنده GPS

- 1- روش استاتیک
- 2- روش استاتیک سریع
- 3- روش کینماتیک
- 4- روش کینماتیک ایست-رو
- 5- روش شبه کینماتیک
- 6- روش کینماتیک آنی

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف: مهندس رستمی

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

روش استاتیک (Static)

- یک گیرنده Reference
- یک گیرنده Rover
- اندازه گیری خطوط مبنای 20 کیلومتر و بیشتر
- جمع آوری داده ها با نرخ مشابه
- اندازه گیری با L1 و یا L1, L2
- 45 تا 60 دقیقه مشاهده بسته به طول مبنا و تعداد ماهواره های قابل دید
- کاربرد در ایستگاه های کنترل خیلی دقیق نقشه برداری
- رسیدن به دقت بالای زیر سانتیمتر
- نیاز به پردازش بعدی با نرم افزار مخصوص گیرنده

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف : مهندس رستمی

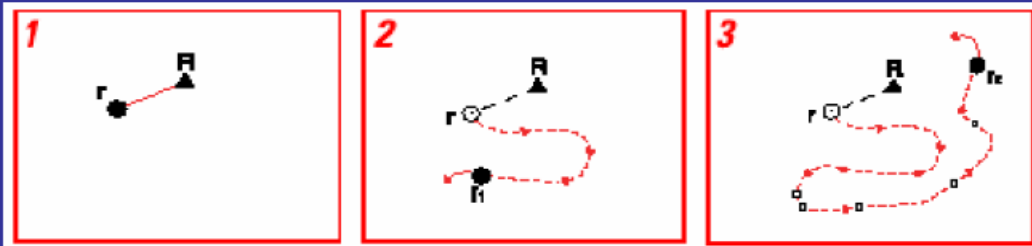
روش استاتیک سریع (Rapid Static)

- یک گیرنده Reference
- یک گیرنده Rover
- اندازه گیری با موج L1 و L2
- برای ایجاد شبکه های کنترل
- و چگال کردن شبکه های موجود
- جمع آوری داده ها با نرخ مشابه
- مدت مشاهده بسته به هندسه ماهواره ها، از 5 تا 20 دقیقه
- رسیدن به دقت متوسط زیر سانتیمتر

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف : مهندس رستمی

روش کینماتیک (Kinematic)

- یک گیرنده Reference
- یک گیرنده Rover در حال حرکت
- اندازه گیری با موج L1
- برداشت جزئیات در نقشه برداری توپوگرافی
- ثبت مسیر حرکت یک متحرک
- حل ابهام فاز و دقت در حد سانتیمتر
- ارتباط مستمر با ماهواره ها



درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف : مهندس رستمی

روش کینماتیک ایست-رو (Stop & Go Kinematic)

روش شبه کینماتیک (Pseudo Kinematic)

- یک گیرنده Reference
- یک گیرنده Rover با چند دقیقه مکث در هر ایستگاه
- اندازه گیری با موج L1
- کاربرد در ایستگاه های کنترل متوسط دقت
- دقت در حد سانتیمتر

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف : مهندس رستمی

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com

روش کینماتیک آنی (Real Time Kinematic)

- تعیین موقعیت آنی یک متحرک
- گیرنده Reference دارای فرستنده رادیویی
- گیرنده Rover در حال حرکت دارای گیرنده رادیویی
- نیاز به حداقل 4800 بیت در ثانیه سرعت انتقال اطلاعات
- نقش مهم ارتفاع آنتن و توان فرستنده
- دقت سانتیمتر و زیر سانتیمتر
- کاربرد در هیدروگرافی دقیق
- کاربرد در کنترل عکس فتوگرامتری
- کاربرد در نقشه برداری توپوگرافی و مسطحاتی
- کاربرد در ایستگاه های کنترل متوسط دقت
- در این روش امکان مشاهدات برای پردازش بعدی نیز وجود دارد (DGPS)

درس ژئودزی ماهواره ای - دوره کارشناسی نقشه برداری - تألیف: مهندس رستمی

این جزوه جهت تدریس درس ژئودزی ماهواره ای در مقطع کارشناسی بر اساس ترجمه کتاب معتبر و نسبتاً ساده Guide to GPS Positioning System گردآوری شده است. در قسمتی از مطالب تهیه شده توسط آقای مهندس رستمی استفاده شده است.

تمامی یا بخشهایی از فصلهای 1 الی 10 (بجز فصل 7) ترجمه شده است. بدیهی است ترجمه سریع این کتاب توسط اینجانب به همراه ادیت همزمان، خالی از اشکالات نگارشی یا فنی نمی باشد. درضمن در قسمتهایی به روز نمودن آخرین اطلاعات (بعنوان مثال سیگنالهای جدید و دقتهای حاصله در سال 2009) نیاز می باشد. مراجع کامل تر انگلیسی نیز موجود است که می توان با افزودن مطالبی از آنها در بهتر نمودن کیفیت این جزوه جهت تدریس به دانشجویان عزیز، استفاده نمود.

بنابراین از تمامی اساتید پیشکسوت، همکاران محترم و دانشجویان گرامی خواهشمندم نظرات، پیشنهادات و تصحیحات خود را به آدرس های الکترونیک ذیل ارسال نمایند.

اگر عمری باقی باشد در آینده، نگارش دوم این جزوه با همیاری و همفکری دوستان عزیز انجام خواهد شد.

موفق باشید

کوروش قضاوی (دکترای ژئودزی)

خرداد ماه 1388

کتابخانه مهندسی نقشه برداری



@surveyingLibrary



surveyingLibrary@gmail.com