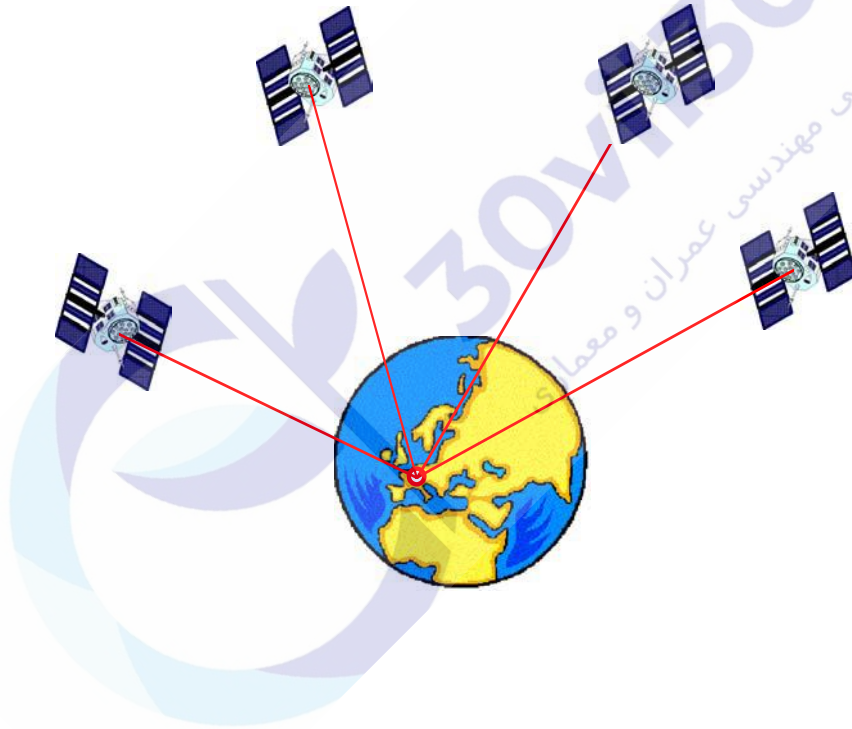


جزوه درسی

سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای در مهندسی نقشه برداری



تهیه کننده : یحیی جمور

پاییز ۱۳۸۸

پیشگفتار

سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای GNSS، سامانه های ناوبری مبتنی بر فضا، ۲۴ ساعته و دارای قابلیت کارکرد در تمام شرایط آب و هوایی هستند که عموماً توسط کشورهای توسعه یافته سرمایه گذاری، طراحی، راه اندازی و مدیریت می شوند. نمونه موفق این نوع سامانه ها، سامانه GPS بود که از اواسط ۱۹۹۳ بطور کامل عملیاتی شد و بهبود قابل ملاحظه ای در ناوبری و تعیین موقعیت بوجود آورد. هرچند در دهه ۱۹۸۰ نیز سامانه GPS قبل از تکامل آرایش فضایی خود در خیلی از کشورها برای مقاصد نقشه برداری کنترلی بمیزان خوبی معرفی و بکار گرفته شد. برخلاف مقاصد اولیه نظامی طراحی و راه اندازی GPS، اولین استفاده غیر نظامی از این سامانه در زمینه نقشه برداری کنترلی و شبکه های ژئودزی اتفاق افتاد.

امروزه فناوری نقشه برداری با GNSS بطور کامل جایگزین فناوری هایی نظیر تعیین موقعیت ماهواره ای داپلر و حتی فاصله یاب های الکترونیکی با برد بلند در شبکه های ژئودزی کلاسیک درجه یک گردیده است. البته بکارگیری GNSS در سایر کاربردها مانند نقشه برداری کاداستر، توپوگرافی و مهندسی راه و ساختمان بیش از پیش متداول شده است. همچنین هزینه های مربوط به تولید و استفاده از GNSS نیز بطور قابل ملاحظه ای نسبت به قبل کاهش یافته است و این روند همچنان ادامه دارد تا جائیکه پیش بینی می شود تمام مهندسی نقشه بردار از آن برای اجرای اهداف خود استفاده نمایند.

بر اساس تجربه آموزشی نگارنده جزوه در دانشگاه ها و مراکز مختلف آموزش عالی و محتوای کتب موجود در زمینه GNSS، مطالبی که در این کتاب در نظر گرفته شده اند به شرح ذیل در ۹ فصل دسته بندی شده اند.

- ژئودزی ماهواره ای و سیر تکوینی آن
- برخی سامانه های ژئودزی ماهواره ای
- دستگاه های مرجع مختصات و زمان
- مدارات، سیگنال ها و مشاهدات ماهواره ای
- منابع خطاها و روش های مقابله با آنها
- مدل های ریاضی تعیین موقعیت ماهواره ای و پردازش داده ها
- گیرنده ها و نرم افزار های پردازش داده های ماهواره ای

- معرفی برخی سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای
- کاربردهای سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای

نگارنده امیدوار است این جزوه موجب رضایت کلیه خوانندگان محترم بویژه دانشجویان عزیز قرار بگیرد و با این وسیله توانسته باشد خدمتی هر چند کوچک در جهت توسعه و اعتلای مهندسی نقشه برداری به علاقمندان و دانش پژوهان و جامعه دانشگاهی رشته مهندسی نقشه برداری کرده باشد.

یحیی جمور



30vil30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

فصل اول



30vil30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

ژئودزی ماهواره ای و سیر تکوینی آن

ژئودزی فضایی

ژئودزی عبارتست از علم اندازه گیری و تعیین شکل و ابعاد زمین، میدان ثقل زمین و بررسی تغییرات زمانی آنها [1]. بنا به این تعریف یکی از وظایف اصلی ژئودزین ها و مهندسین نقشه بردار تعیین مختصات نقاط واقع بر سطح زمین و تغییرات زمانی آنهاست.

امروزه ژئودزی ماهواره ای، فناوری های مشاهداتی و محاسباتی مربوط به حل مسائل تعیین موقعیت را با استفاده از مشاهدات دقیق ماهواره های مصنوعی دگرگون ساخته است. ژئودزی فضایی صورت کلی تری از ژئودزی ماهواره ای است که در آن علاوه بر ماهواره های مصنوعی از ماه، سیارات، امواج رادیویی ستاره ها و کوازرها نیز استفاده می شود. با توجه به تعریف ژئودزی اهداف عمده ژئودزی ماهواره ای عبارتند از:

- تعیین دقیق مختصات سه بعدی در مقیاس های جهانی، منطقه ای و محلی،
- تعیین میدان ثقل زمین،
- اندازه گیری و مدلسازی پدیده های ژئودینامیکی نظیر حرکت قطبی، دوران زمین و تغییر شکل پوسته ای زمین.

لازم به توضیح است که در حال حاضر سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای بویژه سامانه تعیین موقعیت جهانی GNSS نقش بسزایی در موارد فوق ایفا می کند.

مفاهیم اساسی در ژئودزی ماهواره ای

ماهواره های مصنوعی در ژئودزی ماهواره ای به دو صورت ممکن است مورد استفاده قرار گیرند:

(۱) نشانه های هندسی قرار گرفته در ارتفاع مداری بالا و قابل رویت در فواصل بلند

(۲) حسگرهای میدان ثقل زمین

ارتباط بین ایستگاههای مشاهداتی و ماهواره ها نیز در سه روش دسته بندی شده اند که عبارتند از:

(۱) روشهای زمین به فضا (مانند SLR, TRANSIT, GNSS)

(۲) روشهای فضا به زمین (مانند Radar Altimetry, InSAR)

(۳) روشهای فضا به فضا (مانند ردیابی ماهواره به ماهواره)

تاریخچه توسعه ژئودزی ماهواره ای

آنچه در طی چند دهه اخیر با بهره گیری از ماهواره های تعیین موقعیت بدست آمده است، انقلابی بزرگ در ژئودزی و سایر رشته های علوم زمین بوده است. سرعت بکارگیری و توسعه سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای پس از جنگ جهانی دوم با پیشرفت علوم و فنون بویژه در حوزه فیزیک و الکترونیک دچار یک انقلاب و دگرگونی شگرف شد. مطابق بندهای زیر این تکامل از سال ۱۹۵۸ با مطالعه و توسعه روشهای مورد نظر شروع و در حال حاضر با طراحی و ساخت سامانه هایی نظیر گالیله با شتابی وصف ناپذیر ادامه دارد [2].

- ۱۹۵۸ الی ۱۹۷۰: توسعه روشهای اساسی در مشاهدات و محاسبات ماهواره ای
- ۱۹۷۰ الی ۱۹۸۰: پروژه های علمی و فناوری های جدید مشاهداتی نظیر SLR, TRANSIT Satellite Altimetry
- ۱۹۸۰ الی ۱۹۹۳: استفاده عملی از فناوری های ماهواره ای در ژئودزی، ژئودینامیک و نقشه برداری و جایگزینی روشهای نجومی با GPS
- ۱۹۹۳ تا کنون: توسعه کاربری های GNSS، ارتفاع سنج ها، SAR، TOPEX، ERS-I، ERS-II، ENVISAT، طراحی و راه اندازی سامانه گالیله و ...

ایران نیز مانند سایر کشورها در زمینه یادگیری دانش ژئودزی ماهواره ای و بکارگیری آن در تعیین موقعیت و ناوبری تلاش های قابل توجهی انجام داده است که مختصراً به سابقه تاریخی آن اشاره می شود. در واقع سابقه استفاده از سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای در ایران به سال ۱۳۶۶ بر می گردد که شبکه ای از نقاط کنترل در سطح کشور طراحی و برای اولین بار با بهره گیری از سامانه تعیین موقعیت جهانی GPS اندازه گیری شد [3]. در این شبکه تعداد ۳۸ ایستگاه از ایستگاههای شبکه ماهواره ای با شبکه ژئودزی کلاسیک مشترک بودند. گیرنده های مورد استفاده در این اندازه گیری ها ۳ دستگاه گیرنده WM101 ساخت

شرکت لایکا از اولین نسل گیرنده های GPS بودند. اندازه گیری ایستگاه های این شبکه از شهریور ۱۳۶۷ شروع شد و تا اواخر پاییز ۱۳۶۹ ادامه یافت. از مجموع ایستگاه های طراحی شده تعداد ۲۴۲ ایستگاه مورد اندازه گیری قرار گرفتند [3]. نگاره ۱ شبکه ژئودزی ماهواره ای درجه یک کشور را که طی سالهای ۱۳۶۷ تا ۱۳۶۹ اندازه گیری شده است، نشان می دهد [4].



نگاره ۱- شبکه ژئودزی ماهواره ای درجه یک [4]

اندازه گیری ها در ژئودزی ماهواره ای

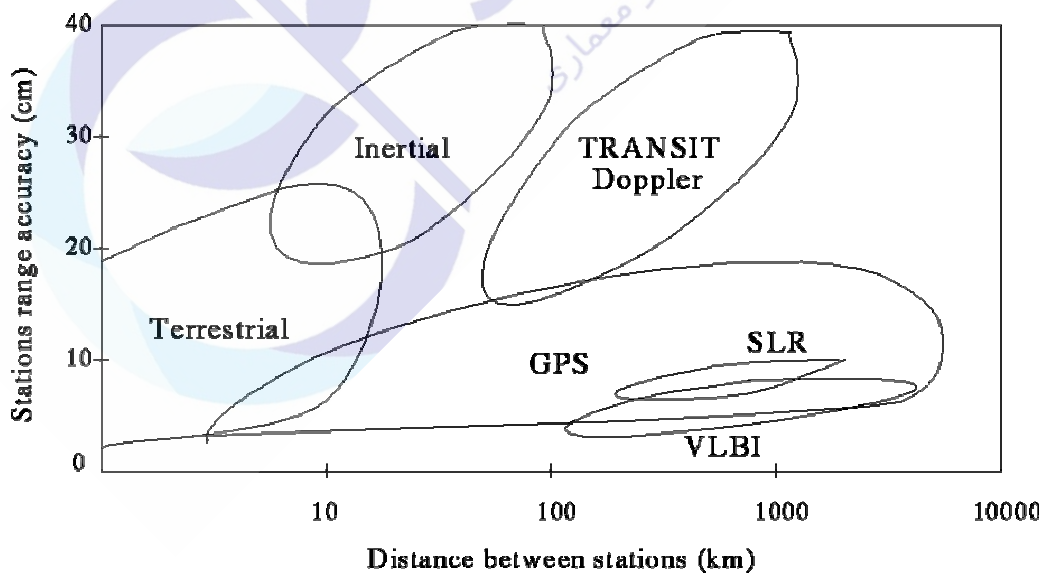
آنچه از آن به عنوان مشاهدات ژئودزی ماهواره ای در تعیین موقعیت یاد می شود، معمولاً مشاهدات طولی مبتنی بر ماهواره های مصنوعی واقع در فضا است که به دو روش متمایز هندسی و دینامیکی بدست می آیند. در روش هندسی ماهواره ها به عنوان یک هدف هندسی معلوم در فضا قرار گرفته اند و از ایستگاه های زمینی مورد مشاهده قرار می گیرند که منجر به تعیین موقعیت می شود. در روش دینامیکی، حرکت ماهواره

تابعی از میدان ثقل زمین است و با توجه به ارتباط بین مشاهدات حاصل از این روش و مختصات ایستگاه های مورد اندازه گیری می توان به موضوع تعیین موقعیت پرداخت.

کاربردهای ژئودزی ماهواره ای

امروزه ژئودزی ماهواره ای در موارد زیادی بسته به فواصل بین ایستگاه ها و دقت مورد نیاز (شکل ۱-۱) از کارهای عمومی و عادی گرفته تا موضوعات تحقیقی و دقیق مطرح و مورد استفاده قرار می گیرد. بخشی از این کاربردها به شرح زیر به آنها اشاره می شود [5].

- ایجاد شبکه های مرجع مختصات جهانی، منطقه ای و ملی
- بررسی رفتار پوسته زمین و مسایل ژئودینامیکی
- امور ناوبری و تهیه نقشه
- کنترل پایداری سازه ها و بناهای مهم
- مشارکت در اندازه گیری ها و پایش های جوی



نگاره ۲- دقت تعیین موقعیت ماهواره ای بر حسب فاصله بین ایستگاه ها [5]

فصل دوم



30vil30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

آشنایی با برخی سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای

سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای بر پایه آن دسته از ماهواره هایی که در حال چرخش به دور زمین هستند و با کمک دریافت امواج ارسالی یا انعکاسی از آنها در گیرنده ها، موقعیت نقاط تعیین می شوند، تعریف می شود. سابقه ایجاد این نوع سامانه ها به دهه ۱۹۷۰ میلادی بر می گردد که در ادامه به برخی از آنها اشاره می شود.

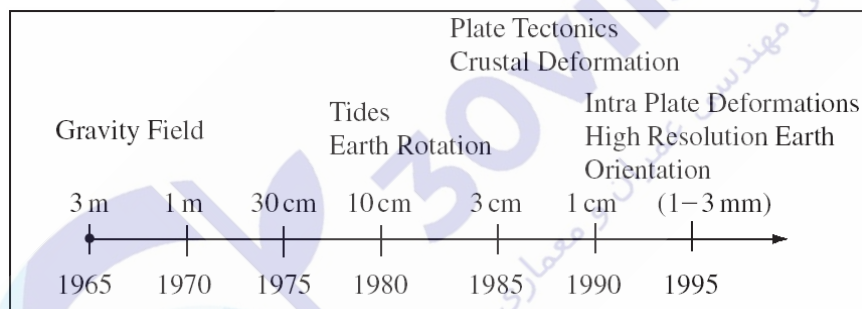
سامانه فاصله یابی لیزری ماهواره ای (SLR)

سامانه SLR بر پایه اندازه گیری زمان رفت و برگشت یک پالس لیزری ارسالی از ایستگاه زمینی به ماهواره کار می کند. اولین ماهواره حامل بازتابنده های لیزری، BEACON-B، در ۹ اکتبر ۱۹۶۴ به فضا پرتاب شد و در مداری با ارتفاع تقریبی ۱۰۰۰ کیلومتری و زاویه میل ۸۰ درجه قرار گرفت. اولین اندازه گیری های موفقیت آمیز همراه با نتایج در حد چند متر دقت در سال ۱۹۶۵ بدست آمدند [1].



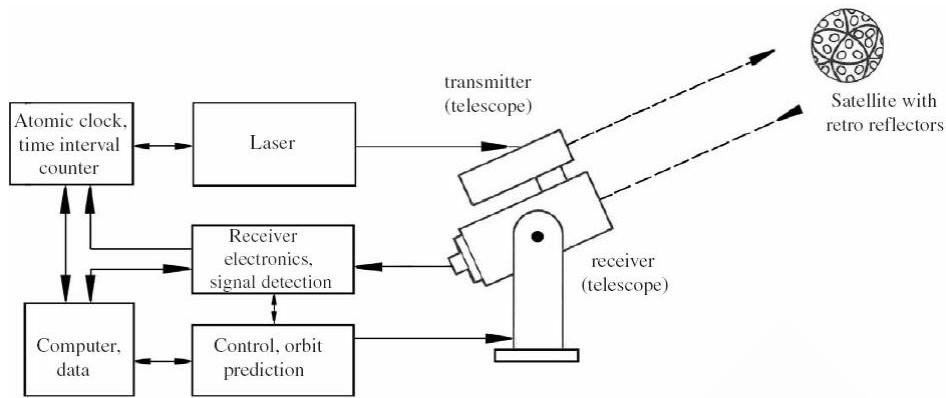
نگاره ۱- ایستگاه زمینی سامانه SLR مستقر در رصد خانه ژئودزی Bavaria، Wetzell (آلمان)

سرعت پیشرفت در این فناوری در سال های بعد به اندازه ای بود که دقت فاصله یابی از چند متر به چند سانتی متر رسید. دقت قابل اکتساب در این سامانه شدیداً وابسته به طول پالس و قدرت تفکیک پالس های لیزری است. به عنوان مثال اندازه گیری زمان رفت و برگشت پالس با دقت ۱ نانو ثانیه (10^{-9} sec) منجر به اندازه گیری فاصله با دقت ۱۵ سانتی متر خواهد شد. همگام با افزایش دقت این سامانه، کاربردهای جدیدتر و وسیع تری نیز پیدا شده است. بویژه با دسترسی به دقتی در حدود سانتی متر و بهتر، این سامانه مشارکت قابل توجهی در مطالعات ژئودینامیک و حرکات پوسته زمین، تجزیه و تحلیل و تعیین دقیق مدارات ماهواره ها، تعیین پارامترهای توجیه زمین و بهبود دستگاه های مختصات دارد. به همین دلیل اندازه گیری های فاصله ای لیزری از اهمیت ویژه ای در ژئودزی ماهواره ای برخوردارند و به طور پیوسته در مسایل علوم زمین مورد استفاده قرار می گیرند.



نگاره ۲- روند بهبود دقت و توسعه کاربرد های SLR [2]

همانطور که اشاره شد اساس اندازه گیری فاصله در سامانه SLR بر پایه اندازه گیری زمان رفت و برگشت پالس لیزری از ایستگاه زمینی تا ماهواره مجهز به بازتابنده های مخصوص است. در واقع همزمان با ارسال پالس های لیزری یک شمارشگر زمانی نیز در ایستگاه زمینی شروع به ثبت زمان می کند و پس از دریافت، تشخیص، تقویت و تجزیه و تحلیل پالس برگشتی برای توقف شمارشگر الکترونیکی استفاده می شود [2].



نگاره ۳- اساس فاصله یابی لیزری ماهواره ای [2]

از آنجا که SLR یک نوع روش اندازه گیری دو طرفه (رفت و برگشت) فاصله است، بنابراین معادله مشاهده آن بسیار ساده به صورت زیر نوشته می شود [2].

$$d = \frac{\Delta t}{2} c + \Delta d_0 + \Delta d_s + \Delta d_b + \Delta d_r + \eta \quad (1)$$

که در آن Δt زمان رفت و برگشت سیگنال، c سرعت انتشار سیگنال و d مسافت بین ایستگاه زمینی و ماهواره در لحظه اندازه گیری، Δd_0 تصحیح خروج از مرکزیت ایستگاه زمینی، Δd_s تصحیح خروج از مرکزیت ماهواره، Δd_b تاخیر سیگنال در ایستگاه زمینی، Δd_r تصحیح انکسار و η خطای مشاهداتی تصادفی و سیستماتیک باقیمانده است.

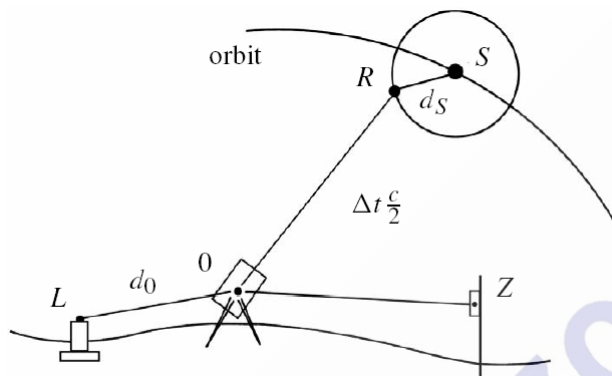
اجزای اصلی ایستگاه زمینی عبارتند از:

الف) واحد تولید و ارسال پالس های لیزری،

ب) واحد تشخیص و تجزیه و تحلیل پالس ها،

ج) واحد اندازه گیری زمان رفت و برگشت پالس ها.

به عنوان یک قاعده عمومی، تمام تصحیحات فیزیکی و هندسی می بایستی با یک درجه دقت بالاتر از قدرت تفکیک پالس ها محاسبه و اعمال شوند. این بدین معنی است که برای فاصله یابی لیزری با دقت ۱-۳ سانتی متر باید تصحیحات با دقت ۱-۳ میلی متر در نظر گرفته شوند.



نگاره ۴- ارتباط هندسی در SLR [2]

توضیح بیشتر در مورد نحوه فاصله یابی لیزری بر اساس معادله (۱) به شرح زیر آمده است.

الف) اندازه گیری زمان Δt

چالش مهم در اندازه گیری زمان رفت و برگشت پالس های لیزری، وجود برخی عدم قطعیت ها در شناسایی و تشخیص سیگنال هاست. کیفیت اندازه گیری های اختلاف زمان Δt یکی از بحرانی ترین محدودیت های دقت را در بین سایر منابع خطاها تشکیل می دهد.

ب) تصحیحات خروج از مرکزیت Δd_s و Δd_0

معمولاً محل تقاطع محورهای افقی و قائم تلسکوپ زمینی به عنوان نقطه مرجع زمینی در سامانه SLR در نظر گرفته می شود (نقطه 0). موقعیت این نقطه می بایست با دقت میلی متر نسبت به نشانه هندسی ایستگاه زمینی معلوم باشد. همچنین ارتباط هندسی بین مرکز جرم ماهواره با مرکز نوری یک بازتابنده لیزری، موسوم به تصحیح مرکز جرم، باید مشخص باشد. این موضوع برای ماهواره های غیرمنظم نمی تواند با دقت بالایی انجام پذیرد ولی برای ماهواره های کروی شکل خیلی مشکل نیست.

ج) تصحیح انکسار Δd_r

عبور امواج لیزری از اتمسفر همراه با تاخیر ناشی از شکست امواج است که برای مثال حدود ۲,۵ متر در راستای زینتی و ۱۳ متر در زاویه ارتفاعی ۱۰ درجه برآورد شده است. از آنجا که امکان اندازه گیری پارامترهای اتمسفر در طول کامل مسیر وجود ندارد، از مدل های استاندارد موجود که توسط داده های هواشناسی در ایستگاه های اندازه گیری پشتیبانی می شوند استفاده می شود. یکی مدل های موفق تصحیح انکسار مورد تایید مراکز علمی معتبر نظیر IERS که معمولاً برای زاویه ارتفاعی بالای ۱۰ درجه بکار می رود، معروف به فرمولسازی Murray و Marini، به صورت زیر بیان می شود [3].

$$\Delta d_r = \frac{f(\lambda)}{f(\varphi, H)} \cdot \frac{A + B}{\sin E + \frac{B/(A+B)}{\sin E + 0.01}} \quad (2)$$

که در آن

$$A = 0.002357P_0 + 0.000141e_0$$

$$B = (1.084 \times 10^{-8})P_0T_0K + (4.734 \times 10^{-8}) \frac{P_0^2}{T_0} \cdot \frac{2}{3 - (1/K)}$$

$$K = 1.163 - 0.00968 \cos 2\varphi - 0.00104T_0 + 0.00001435P_0$$

Δd_r : تصحیح فاصله (متر)

E: ارتفاع ماهواره (درجه)

P_0 : فشار هوا در ایستگاه زمینی (میلی بار)

T_0 : دمای هوا در ایستگاه زمینی (کلوین)

e_0 : فشار بخار آب در ایستگاه زمینی (میلی بار)

$f(\lambda)$: پارامتر فرکانس لیزر (λ طول موج بر حسب میکرو متر است)

$f(\varphi, H)$: تابع ایستگاه زمینی (φ عرض جغرافیایی ایستگاه و H ارتفاع ایستگاه بر حسب کیلومتر است)

پارامتر فرکانس لیزر و تابع ایستگاه زمینی عبارتند از

$$f(\lambda) = 0.9650 + \frac{0.0164}{\lambda^2} + \frac{0.000228}{\lambda^4}$$

$$f(\varphi, H) = 1 - 0.0026 \cos 2\varphi - 0.00031H$$

(د) تاخیر سیگنال Δd_b در ایستگاه زمینی

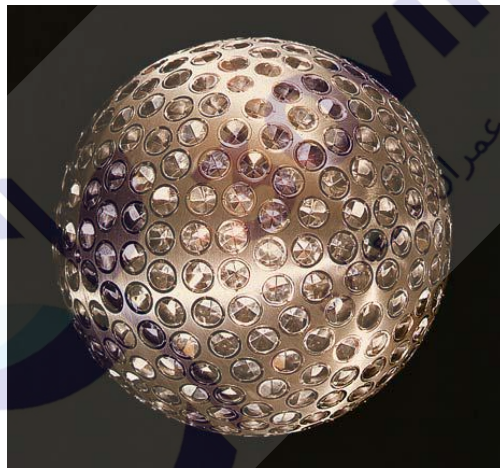
نقطه مرجع هندسی 0 در ایستگاه زمینی فاصله یابی لیزری لزوماً بر نقطه مرجع الکتریکی (مرکز تولید و ارسال پالس های لیزری) آن منطبق نیست. این عدم انطباق می بایست به عنوان یک خطای سیستماتیک در نظر گرفته شده و با انجام کالیبراسیون به طور دقیق تعیین گردد.

همانطور که گفته شد دقت قابل دستیابی در سامانه های SLR وابسته به طول پالس و قدرت تفکیک آن می باشد. در جدول زیر دسته بندی نسل های مختلف SLR بر حسب طول پالس و متناظر با آن دقت فاصله یابی آمده است.

جدول ۱- نسل ها و دقت های مختلف سامانه SLR [4]

| طول پالس و دقت فاصله یابی متناظر با آن | نسل SLR |
|---|-----------------|
| ۱۰ تا ۴۰ نانو ثانیه معادل ۱ تا ۶ متر در فاصله | اول (۱۹۶۵) |
| ۲ تا ۵ نانو ثانیه معادل ۳۰ تا ۱۰۰ سانتی متر در فاصله | دوم (۱۹۷۰-۱۹۷۵) |
| ۰,۱ تا ۰,۲ نانو ثانیه معادل ۱ تا ۳ سانتی متر در فاصله | سوم (۱۹۸۰-۱۹۹۰) |
| ۱۰ تا ۲۰ پیکو ثانیه معادل ۱ تا ۳ میلی متر در فاصله | چهارم (۱۹۹۵) |

فاصله یابی لیزری تنها با ماهواره هایی امکان پذیر است که مجهز به بازتابنده های خاصی به نام retro-reflector باشند. این نوع بازتابنده ها نور لیزر دریافتی را دقیقاً در همان مسیری که آمده است بر می گردانند. ابعاد این نوع بازتابنده ها باید به اندازه ای بزرگ باشد تا پالس های لیزری بتوانند با انرژی کافی به سوی ایستگاه های زمینی منعکس شوند. برای همین منظور در بیشتر موارد چندین بازتابنده با قطر ۲ تا ۴ سانتی متر با هم ترکیب می شوند و در یک رشته منظم در کنار یکدیگر قرار می گیرند. در ماهواره هایی که صرفاً به منظور فاصله یابی لیزری پرتاب شده اند، بازتابنده ها به صورت یکنواخت روی پوسته خارجی کروی شکل ماهواره توزیع شده اند. این مورد را می توان در ماهواره های LAGEOS-1 و LAGEOS-2، پرتاب شده بوسیله آژانس فضایی آمریکا (NASA) به ترتیب در تاریخ های ۴ می ۱۹۷۶ و ۲۲ اکتبر ۱۹۹۲، و ماهواره STARLETTE، پرتاب شده بوسیله آژانس فضایی فرانسه (CNES) در تاریخ ۶ فوریه ۱۹۷۵، مشاهده نمود.



نگاره ۵- ماهواره LAGEOS پرتاب شده بوسیله آژانس فضایی آمریکا (NASA)

همانطور که اشاره شد برخی از ماهواره های پرتاب شده در فضا مانند LAGEOS، STARLETTE، AJISAI و ETALON تنها برای هدف فاصله یابی لیزری بوده اند. برای آشنایی بیشتر خوانندگان مشخصات مداری دو ماهواره LAGEOS-1 و LAGEOS-2 در زیر آمده است [2].

جدول ۲- مشخصات مداری دو ماهواره LAGEOS-1 و LAGEOS-2 [2]

| | LAGEOS-1 | LAGEOS-2 |
|-------------------|------------------|------------------|
| Perigee height | 5860 km | 5620 km |
| Orbit inclination | 109.84 degrees | 52.64 degrees |
| Eccentricity | 0.0045 | 0.0135 |
| Period | 225 minutes | 223 minutes |
| Diameter | 60 cm | 60 cm |
| Shape | sphere | sphere |
| Mass | 411 kg | 405 kg |
| Reflectors | 426 corner cubes | 426 corner cubes |

طراحی شکل کروی ماهواره های LAGEOS به منظور کاهش اثرات نیروهای سطحی و دستیابی به فاصله یابی لیزری دقیق تر می باشد. همچنین به دلیل ارتفاع مداری بالای آنها، به نیروی اصطکاک اتمسفری و طول موج های کوتاه میدان ثقل زمین خیلی حساس نیستند. همانطور که از نام کامل (LAsEr LAGEOS (GEodynamic Satellite) بر می آید ماموریت های اصلی این ماهواره عبارت است از: تعیین حرکات صفحات تکتونیکی و جابجایی های پوسته ای منطقه ای، تعیین پارامترهای توجیه زمین، استقرار چارچوب مرجع ژئودزی و مطالعه میدان ثقل زمین.

همانطور که برای ماهواره LAGEOS مطرح شد، در ادامه به برخی کاربردهای SLR در ژئودزی و ژئودینامیک می پردازیم.

الف) موقعیت ها، خطوط مبنا و حرکات صفحه های تکتونیکی

مدلسازی دینامیکی داده های فاصله یابی لیزری ماهواره ای امکان برآورد موقعیت های سه بعدی ژئوسنتریک ایستگاه های زمینی را فراهم می سازد. پردازش نسبی داده های SLR در یک بازه زمانی معین نیز طول (اختلاف مختصات) دقیق بین هر دونقطه را بدست می دهد. به کمک پایش تغییرات زمانی موقعیت ها و خطوط مبناها می توان به نرخ حرکات تکتونیکی رسید که بویژه برای خطوط مبنای بلند از دقت بسیار مناسبی نسبت به سایر مشاهدات برخوردار است. دقت حاصل از SLR در تعیین موقعیت ها و برآورد نرخ حرکات تکتونیکی به ترتیب حدود ۶ میلی متر و ۲ میلی متر در سال گزارش شده است [5].

ب) تعیین مدارات ماهواره ها و میدان ثقل زمین

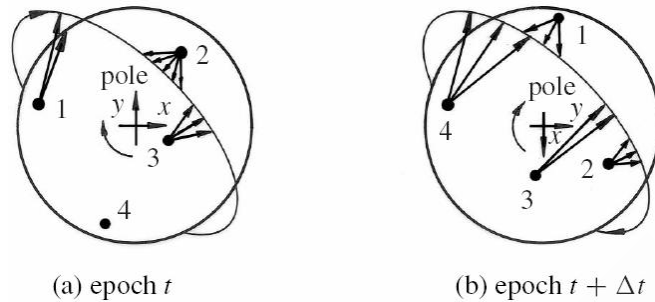
با توجه به اغتشاش حرکات مداری ماهواره های SLR ناشی از میدان ثقل زمین و پایش پیوسته ماهواره ها از ایستگاه های زمینی، می توان با تجزیه و تحلیل این حرکات آشفته ضمن دستیابی به پارامترهای مداری دقیق ماهواره ها، بخش قابل توجهی از رفتار میدان ثقل زمین را مدلسازی نمود یا به عبارت دیگر میدان ثقل زمین را تعیین کرد. به همین دلیل در محاسبه و تعیین مدل های ثقل ارائه شده توسط Goddard (وابسته به NASA) موسوم به مدل های GEM، از مشاهدات SLR به خاطر دقت بالای آنها استفاده شده است. به عنوان نمونه می توان به مدل 9 GEM اشاره کرد که در آن ۲۰۰۰۰۰ مشاهده فاصله یابی لیزری به ۹ ماهواره بکار رفته است.

(ج) چارچوب مرجع مختصات و پارامترهای دوران زمین

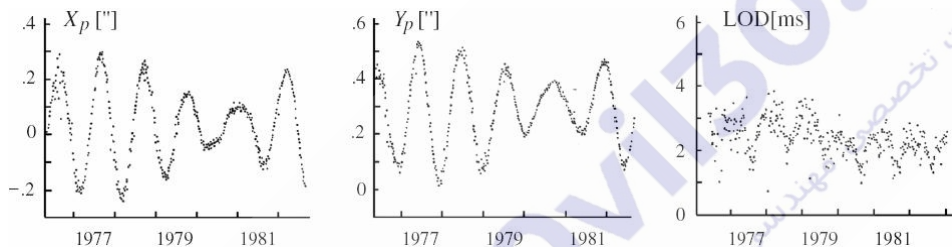
درجه پایداری و ثبات بالای مداری ماهواره های LAGEOS و ETALON، یک چارچوب مرجع مختصات فضایی مناسب (اینرشیا) برای محاسبه پارامترهای توجیه زمین به کمک مشاهدات فاصله یابی لیزری در ایستگاه های زمینی فراهم نموده است. همانطور که می دانیم این پارامترها عبارتند از: مولفه های حرکت قطبی زمین (X_p, Y_p) و زمان نجومی ظاهری گرینویچ $(GAST = \Theta)$. با معادل در نظر گرفتن زمان نجومی ظاهری گرینویچ و زمان $UT1$ می توان به تغییرات سرعت دوران زمین یا به عبارت دیگر به تغییرات طول یک شبانه روز از طریق پارامتر $UT1 - UTC$ پی برد. دقت تعیین مولفه های حرکت قطبی زمین و پارامتر $UT1 - UTC$ به ترتیب حدود یک ده هزارم ثانیه کمانی (0.1 mas) و پنج صد هزارم ثانیه (0.05 ms) گزارش شده است. در واقع با پذیرش موقعیت مداری ماهواره ها در یک چارچوب مرجع اینرشیا و وجود حرکت قطبی و تغییرات روزانه در سرعت دورانی زمین، می توان اختلاف بین دو سامانه مرجع مختصات زمین چسب (CTS) و فضا چسب یا اینرشیا (CIS) را به صورت زیر فرمولسازی نمود [2].

$$X_{CIS} = R_3(-\Theta)R_1(y_p)R_2(x_p)X_{CTS} \quad (3)$$

که در آن X_{CIS} و X_{CTS} به ترتیب بردار مختصات نقاط دلخواهی در سامانه مرجع مختصات زمین چسب قراردادی و سامانه مرجع مختصات فضا چسب لحظه ای می باشند.



نگاره ۶- تعیین مختصات قطب به کمک مشاهدات فاصله یابی لیزری ماهواره ای [2]



نگاره ۷- پارامترهای توجیه زمین بر اساس مشاهدات ماهواره LAGEOS از ۱۹۷۶ الی ۱۹۸۲ [6]

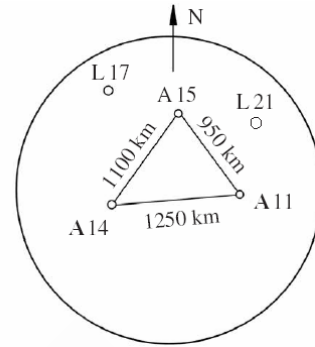
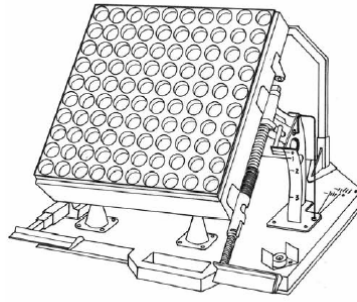
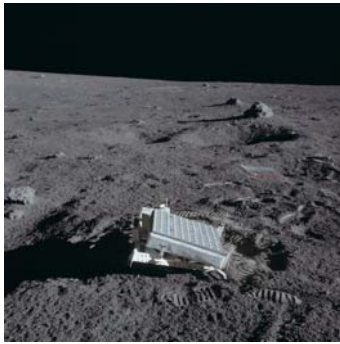
(د) سایر کاربردها

علاوه کاربردهای SLR در موارد فوق، کاربردهای دیگری نیز نظیر: مطالعه و مدلسازی جزر و مد اقیانوسی و صلب زمین و تعیین ضرایب مربوط به الایسیته زمین مانند اعداد لاو، مقایسه و تبدیلات و تنظیمات دقیق زمان، مطالعات فیزیک پایه از طریق ثابت جاذبی زمین مرکز (GM)، تصحیح مرکز جرم یا آنتن ماهواره های حامل بازتابنده های لیزری و امکان ردیابی آنها در صورت از کار افتادن بخش های الکترونیکی و ... می توان نام برد که از توضیح آنها اجتناب می شود.

هر چند مزیت عمده این سامانه طول عمر بسیار بالای ماهواره ها و دقت یالای آن است ولی از طرف دیگر به شدت به شرایط آب و هوایی وابسته می باشد و با توجه به قیمت بالا و محدودیت در حمل و نقل آن، امکان تهیه آن به سادگی برای همه فراهم نمی باشد.

سامانه فاصله یابی لیزری با ماه (LLR)

مبانی و اصول کار سامانه فاصله یابی لیزری با ماه کاملاً مشابه با سامانه فاصله یابی لیزری ماهواره ای است با این تفاوت که بازتابنده های لیزری به جای ماهواره های مصنوعی بر روی کره ماه قرار گرفته اند. البته بر خلاف ماهواره های مصنوعی SLR که تقریباً تمام سطح خارجی آنها پوشیده از بازتابنده های لیزری است، در سامانه LLR تنها در چند نقطه معین در سطح کره ماه بازتابنده های لیزری با توجه نسبت به زمین کار گذاشته شده اند. سامانه LLR از جولای سال ۱۹۶۹ با استقرار اولین مجموعه بازتابنده های لیزری (مجموعه ۱۰۰ تایی) در سطح کره ماه توسط ماهواره Apollo 11 و اندازه گیری دقیق فاصله بین زمین و ماه به کمک فناوری لیزری شروع به کار نمود. پس از آن دو مجموعه ۱۰۰ تایی و ۳۰۰ تایی از بازتابنده های لیزری توسط ماهواره های Apollo 14 و Apollo 15 به ترتیب در فوریه و جولای ۱۹۷۱ در دو محل متفاوت در سطح کره ماه نصب شده و مورد بهره برداری قرار گرفتند. آرایش بازتابنده های لیزری مستقر در سطح کره ماه با دو بازتابنده دیگر از کشور فرانسه بنام های L17 و L21 در نوامبر ۱۹۷۰ و ژانویه ۱۹۷۳ کامل تر شد [2]. دقت ها و کاربردهای این سامانه نیز مشابه سامانه SLR می باشد با این برتری که امکان مطالعه حرکات ماه و برآورد برخی پارامترهای هندسی و فیزیکی آن را فراهم می سازد.



نگاره ۸- بازتابنده های مخصوص فاصله یابی لیزری حمل شده توسط Apollo11، Apollo14 و Apollo15 و چگونگی توزیع آنها در سطح کره ماه (عکس مربوط به مجموعه بازتابنده های لیزری Apollo14 است)



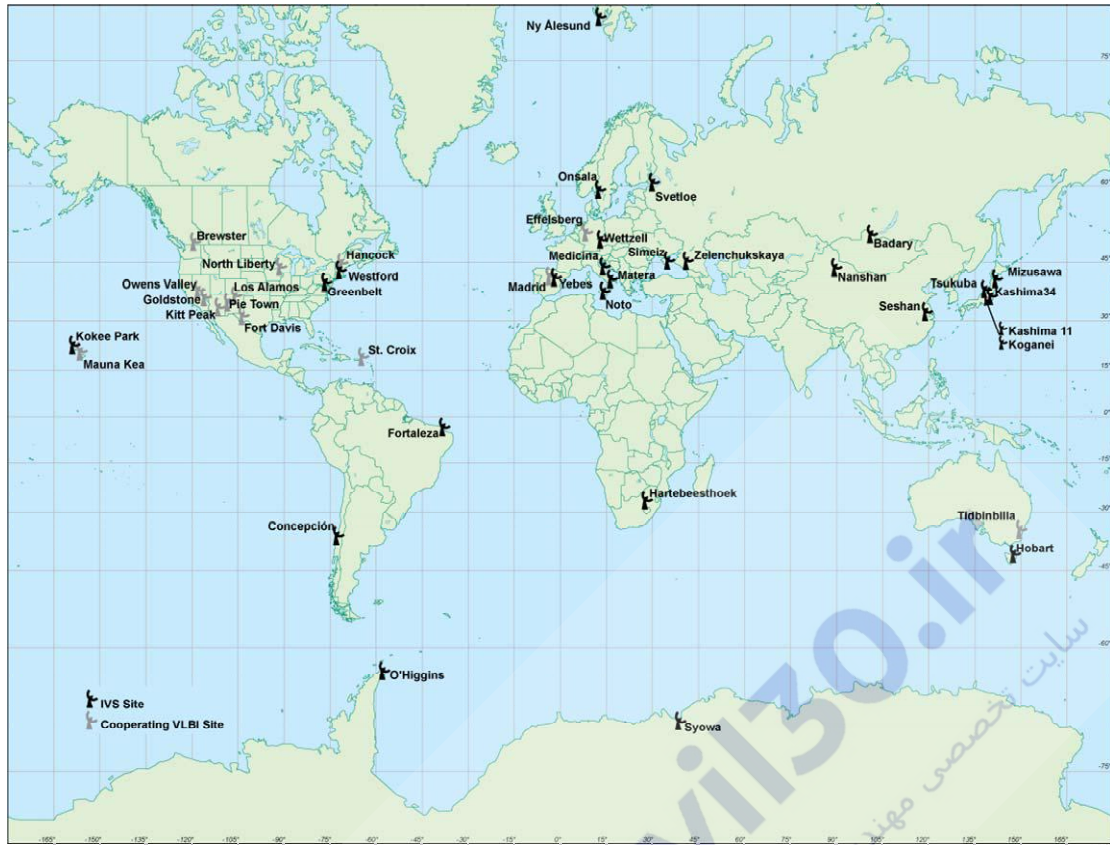
نگاره ۹- فاصله یابی لیزری بین ایستگاه زمینی LLR و کره ماه

سامانه تداخل سنجی فاصله خیلی بلند (VLBI)

VLBI یک فناوری اندازه گیری فاصله است که به کمک امواج رادیویی تولید شده از منابع بسیار در فضا بنام کوازرها صورت می پذیرد. اساس این روش اندازه گیری اختلاف زمان بین دریافت امواج رادیویی از یک منبع توسط دو آنتن می باشد و هدف از آن اندازه گیری فاصله دقیق بین دو آنتن است. میزان دقت در این سیستم بسیار بالا تر از حد تصور است به طوری که اگر مراحل کار و محاسبات قبل از عملیات به درستی انجام شود این دقت حدود ۱ نانو ثانیه است. اختلاف زمان اندازه گیری شده را می توان بر حسب اختلاف فاز یا تاخیر فاز نیز بیان نمود. میزان تاخیر فاز دریافتی در دو آنتن، وابسته به حرکت زمین، خصوصیات منبع انتشار امواج و بردار واصل بین دو آنتن است. با کمک اندازه گیری های متعدد در ایستگاه های مختلف و بکارگیری روش کمترین مربعات می توان به موقعیت منابع تولید موج، پارامتر های حرکت زمین، UT1 و ... رسید.



نگاره ۱۰- یک نمونه ایستگاه سامانه VLBI در استرالیا



نگاره ۱۱- توزیع جهانی ایستگاه های سامانه VLBI

منابع تولید امواج رادیویی، کوازرها (Quasars)، که میلیون ها سال نوری از زمین فاصله دارند و خارج از کهکشان ما واقع شده اند، به طور پیوسته امواج رادیویی با طول موج مشخص ساعت می کنند. هر چند این منابع رادیویی در اوایل قرن قبل کشف شدند، اما کارایی آن ها تا سال ها نا معلوم باقی ماند. در سال ۱۹۶۷ میلادی این منابع رادیویی (کوازرها) برای مقاصد علمی مورد استفاده قرار گرفتند و قوانین تکمیلی تداخل سنجی (Interferometry) رادیویی تدوین شد.

سیستم های تداخل سنجی اولیه به علت نبود سیستم های ارتباطی پیشرفته فقط دارای ارتباط داخلی بودند که مهمترین محدودیت این سیستم ها محسوب می شد و باعث کاهش فاصله بین دو آنتن تا حداکثر چند صد متر می گردید. از دیگر اشکالات سیستم های اولیه عدم وجود سنجنده های دقیق بود که دقت محاسبه اختلاف زمانی و در نتیجه فاصله محاسبه شده را کاهش می داد. همچنین حمل و نقل و نگهداری نوار های مغناطیسی داده ها از معضلات سیستم های اولیه بود. با ابداع سیستم های ارتباطی پیشرفته و فرا گیر شدن

اینترنت، نحوه تعامل بین ایستگاه ها دگرگون شد و VLBI توسعه چشمگیری یافت. پس از گذشت سال ها فعالیت و استفاده از آنتن های مخصوص، نه تنها اندازه و شکل بلکه موقعیت منابع تولید امواج به راحتی تعیین شد.

اولین سیستم تداخل سنجی در سال ۱۸۹۰ میلادی به وسیله Albert A. Michelson عرضه شد. این روش در واقع برای بهبود کارایی تلسکوپ های اپتیکی به کمک دریافت نور ستارگان از دو مسیر جداگانه و اندازه گیری توجیه زاویه ای آن ها به کمک طول موج دریافتی بود. اما تا سال ۱۹۲۰ این تئوری صورت عملی به خود نگرفت. در این سال اولین نسل سیستم های تداخل سنجی اپتیکی با تلسکوپ های ۱۰۰ اینچی عرضه شد. نحوه کار آن ها این گونه بود که امواج را از یک ستاره دریافت می کردند و به وسیله آینه های مخصوص آن ها را به یک نقطه مشترک هدایت می کردند. اگر طول مسیر طی شده توسط آن ها یکی نبود، با ترکیب آن ها و انجام یکسری محاسبات میزان اختلاف به عنوان فاصله بین دو آنتن در نظر گرفته می شد. توسعه و بهبود سیستم اپتیکی بسیار سخت بود زیرا همگرا کردن امواج نورانی با خط مبنای بزرگ، همچنین هدایت موج بدون تغییر طول موج میسر نبود. اما استفاده از امواج با طول موج بالا در حیطه امواج رادیویی کلید حل این مشکلات است [7].

فرکانسی که اغلب از طرف اجرام آسمانی دریافت می شود بین 0.5 GHZ تا 22 GHZ معادل ۷۳ تا ۱,۳ سانتی متر طول موج است که به آن پنجره رادیویی اتمسفر زمین می گویند. برای بهبود قدرت تفکیک پذیری تلسکوپ های رادیویی، قطر موثر آنتن با بکارگیری چندین تلسکوپ متصل به هم افزایش می یابد که رابطه تقریبی آن به صورت زیر نوشته می شود [2].

$$\varepsilon \approx \frac{\lambda}{d} \quad (4)$$

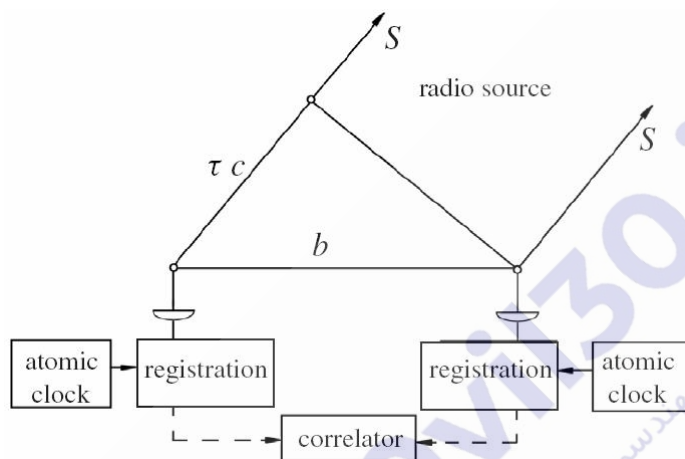
که در آن

ε : قدرت تفکیک پذیری،

λ : طول موج سیگنال های رادیویی، و

d : قطر تلسکوپ است.

به عنوان مثال با در نظر گرفتن یک سیگنال با طول موج ۲۱ سانتی متر و رسیدن به قدرت تفکیک پذیری ۱ ثانیه کمائی، باید قطر تلسکوپ یا فاصله بین دو تلسکوپ متصل به هم حداقل ۴۲ کیلومتر باشد. امروزه این اتصال از طریق ساعت های اتمی بسیار دقیق فراهم شده است و با داشتن فاصله بین دو تلسکوپ به اندازه قطر زمین می توان به دقتی بهتر از ۰,۰۰۱، ثانیه کمائی رسید. در هر ایستگاه VLBI یک ساعت بسیار دقیق اتمی وجود دارد که همزمان با ثبت سیگنال های رادیویی، سیگنال های زمانی نیز ثبت می شوند.



نگاره ۱۲- اساس کار سامانه VLBI [2]

زمان تاخیر سیگنال در دو آنتن $\tau(t)$ (اختلاف زمان در دریافت سیگنال یکسان) با تطبیق دو سیگنال دریافتی در دو آنتن و مشخص نمودن حداکثر همبستگی بین آنها اندازه گیری می شود. این اندازه گیری اساس کار سامانه VLBI را تشکیل می دهد و معادله مشاهده آن به صورت زیر نوشته می شود [2].

$$\tau(t) = -\frac{1}{c}b \cdot s(t) + \Delta\tau_{Ab}(t) + \Delta\tau_{Instr} + \Delta\tau_{Atm} \quad (5)$$

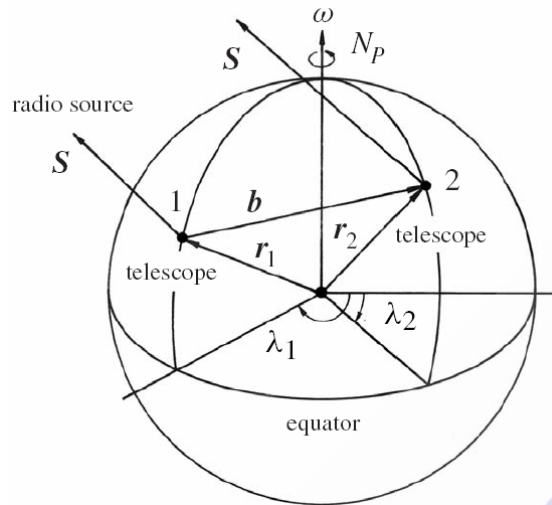
که در آن $\Delta\tau_{Ab}(t)$ ابیراهی شبانه روز به صورت

$$\Delta\tau_{Ab}(t) = -\frac{1}{c}(\dot{r}_2 s)\tau(t)$$

و $\Delta\tau_{Instr}$ تصحیح اربیی و دریافت ساعت های ایستگاه به صورت

$$\Delta\tau_{Instr} = a_1 + a_2 t$$

و $\Delta\tau_{Atm}$ تصحیح انکسار تروپوسفر است.



نگاره ۱۳- ارتباط هندسی در VLBI [2]

با توجه به ارتباط هندسی در VLBI ضرب اسکالر می تواند در یک دستگاه مرجع مختصات زمین چسب به صورت زیر بازنویسی شود [2].

$$bs(t) = b_x \cos \delta_s \cosh_s + b_y \cos \delta_s \sinh_s + b_z \sin \delta_s \quad (6)$$

که در آن

b_x, b_y, b_z : مولفه های بردار خط مبنای b .

α_s, δ_s : مختصات منبع رادیویی در دستگاه مرجع نجومی بعدی، و

$h_s = GST - \alpha_s$: زاویه ساعتی گرینویچ منبع رادیویی است.

سیستم VLBI بعلت عدم وابستگی به شرایط آب و هوایی به SLR برتری دارد و از آن جا که از دقت بسیار بالایی برخوردار است، کاربرد های بسیار وسیعی در ژئودزی، ژئودینامیک، ژئوفیزیک و نجوم دارد. برخی از این کاربرد ها عبارتند از:

الف) مطالعات مربوط به حرکت های پوسته ای و پیش بینی زلزله

ب) بررسی سرعت دورانی و حرکت قطبی زمین

ج) توسعه و نگهداری چارچوب مرجع سماوی جهانی (ICRF)

د) توسعه و نگهداری چارچوب مرجع زمینی جهانی (ITRF)

و) تعریف سیستم زمانی وابسته به پارامترهای حرکت زمین

مزایا :

الف) VLBI متاثر از خطای مداری ماهواره ها به علت جاذبه نیست.

ب) VLBI متاثر از تغییر مرکز جرم نیست.

ج) VLBI متاثر از عدم قطعیت ثابت جاذبی زمین و بنابراین مشکلات مقیاس مرتبط با آن نیست.

معایب :

الف) هزینه بسیار بالای تهیه، راه اندازی و نگهداری تجهیزات

ب) خطاهای دستگاهی مثل تغییر شکل تلسکوپ

ج) غیر قابل دسترس بودن و عدم توانایی ارائه نتایج به صورت آنی

د) عدم توانایی محاسبه موقعیت مطلق ایستگاه ها

سامانه ترانزیت (TRANSIT)

سامانه تعیین موقعیت ماهواره ای ترانزیت یا NNSS (Navy Navigation Satellite System) بر پایه اصل تغییر فرکانس ناشی از حرکت نسبی بین فرستنده و گیرنده امواج بنا شده است. این اصل را یک فیزیکدان اتریشی بنام Doppler کشف کرد و به همین دلیل گاهی این سامانه را داپلر نیز می نامند [2]. در تعیین موقعیت ماهواره ای ما با تعدادی ماهواره در فضا و تعدادی گیرنده در زمین سروکار داریم که نسبت به هم در حال حرکت می باشند. بنابراین با توجه به اصل فوق در صورت انتشار و دریافت سیگنال در چنین ترکیبی شاهد پدیده داپلر و تغییر فرکانس خواهیم بود. میزان تغییر فرکانس یا به عبارت صحیح تر میزان داپلر شیف به سرعت و جهت حرکت ماهواره نسبت به گیرنده بستگی دارد و می تواند به نوعی بیانگر موقعیت گیرنده نسبت به موقعیت ماهواره باشد. بنابراین می توان یک مدل ریاضی مناسب برای تعیین موقعیت گیرنده نسبت به ماهواره برقرار نمود.



نگاره ۱۴- آرایش فضایی سامانه ترانزیت

بر همین اساس سامانه تعیین موقعیت ماهواره ای ترانزیت با ۶ ماهواره در ۴ صفحه مداری با زاویه میل تقریبی ۹۰ درجه، دوره تناوب ۱۰۶ دقیقه و ارتفاع تقریبی ۱۱۰۰ کیلومتر از سطح زمین توسط ایالات متحده بنا نهاده شد (نگاره ۱۴). به منظور حذف اثر یونسفر دو موج با فرکانس های ۴۰۰ و ۱۵۰ مگاهرتز توسط ماهواره ها در این سامانه منتشر می شد. سامانه ترانزیت عملاً از سال ۱۹۶۴ خدمات خود را شروع کرد و پس از فراز و نشیب های زیاد سرانجام پس از ۳۲ سال خدمات رسانی در سال ۱۹۹۶ به فعالیت خود خاتمه داد و جای خود را به سامانه GPS داد. از آنجا که یکی از روش های تعیین موقعیت بر پایه اصل داپلر است، جزئیات فنی مربوط به این روش تعیین موقعیت را در بخش مرتبط به خود خواهیم دید [7].

سامانه مدار نگاری داپلر و موقعیت یابی رادیویی به همراه ماهواره (DORIS)

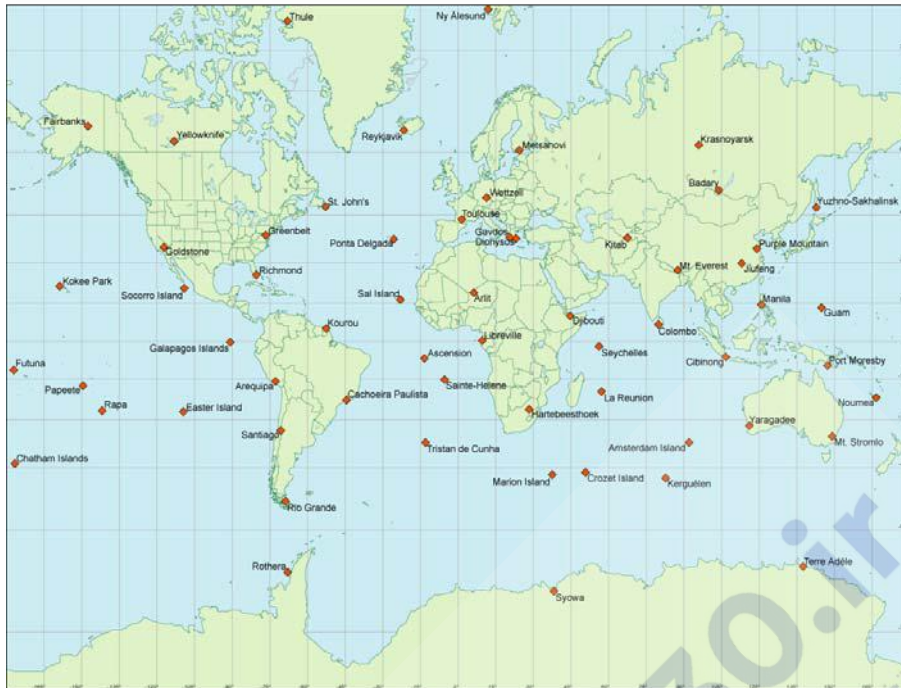
سامانه مدار نگاری داپلر و موقعیت یابی رادیویی به همراه ماهواره که به اختصار من بعد به آن DORIS می گوئیم، در واقع یکی سامانه های فوق دقیق یک طرفه برای تعیین مدار ماهواره ها است که از سال ۱۹۹۰ فعال شده است و هدف نهایی آن رسیدن به دقت ۱ سانتی متر می باشد. این سامانه توسط سازمان فضایی فرانسه (CNES) و با همکاری سازمان نقشه برداری فرانسه (IGN) و موسسه تحقیقات و ژئودزی فضایی فرانسه (GRGS) طراحی و ایجاد شده است. سامانه DORIS در ماهواره های Jason1، Envisat، Topex/Poseidon، Spot1، Spot2، Spot3، Spot4 و Spot5 بکار گرفته شده است. DORIS در واقع بخشی از تجهیزات ماهواره های فوق است که شامل یک گیرنده دو فرکانسه، یک نوسان ساز فوق پایدار و یک آنتن جهت یاب بسیار دقیق است. DORIS در هر ۱۰ ثانیه داپلر شیفت در دو فرکانس رادیویی 401.25

MHz و 2036.25 MHz که از ۶۰ ایستگاه زمینی با توزیع جهانی ارسال می شوند را اندازه گیری می کند. البته نسل جدید سامانه DORIS علاوه بر داپلر شیفت قادر به اندازه گیری و ثبت فاز نیز می باشد. ایستگاه های زمینی علاوه بر تولید و انتشار دو سیگنال رادیویی فوق، مجهز به ریزپردازنده، آنتن جهت یاب، زمان سنج، دماسنج و فشار سنج دقیق می باشند که به همراه امواج انتشاری به سوی ماهواره ها گسیل می شوند. مرکز کنترل و هدایت این سامانه در شهر تولوز واقع در جنوب فرانسه است که مسئول پردازش و تجزیه و تحلیل کلیه اطلاعات دریافتی از ماهواره های مجهز به DORIS می باشد [8].

این سامانه نیز مشابه VLBI در تمام شرایط آب و هوایی فعال و قادر به اندازه گیری است. از کاربرد های مهم DORIS می توان به تعیین دقیق مدار ماهواره ها، تعیین موقعیت های دقیق و مشارکت در تعریف دستگاه های مرجع مختصات جهانی، تعیین میدان ثقل زمین و مطالعات حرکات پوسته ای اشاره نمود.



نگاره ۱۴- یک نمونه ایستگاه زمینی سامانه DORIS در یونان (DIONYSOS)



نگاره ۱۵- توزیع جهانی ایستگاه های زمینی سامانه DORIS

سامانه تجهیزات فاصله و نرخ فاصله دقیق (PRARE)

سامانه تجهیزات دقیق فاصله و نرخ فاصله موسوم به PRARE مانند سامانه DORIS برای تعیین مدار ماهواره ها بکار می رود. این سامانه از اول ژانویه سال ۱۹۹۶ توسط دولت آلمان ایجاد و راه اندازی شده است و در مقایسه با برخی سامانه های دیگر یک سامانه دو طرفه است. ماهواره های PRARE دو سیگنال با فرکانس های ۲۲۴۸ و ۸۴۸۹ مگاهرتز تولید و منتشر می کنند. ۲۹ ایستگاه زمینی با توزیع جهانی سیگنال ها را دریافت و پس از تعیین فواصل و نرخ فواصل اندازه گیری شده تا ماهواره ها، آنها را به همراه داده های تروپوسفر و یونسفر به ماهواره برگردانده و سپس ماهواره ها مجددا اطلاعات مذکور را به ایستگاه اصلی زمینی ارسال تا موقعیت ماهواره ها را با دقتی حدود ۵ سانتی متر و سرعت آنها با دقتی حدود ۱ میلی متر بر ثانیه تعیین نماید [9].

فصل سوم



30vil30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

دستگاه های مرجع مختصات و زمان

دستگاه های مرجع مختصات

اهمیت توجه بیشتر به تعریف دستگاه های مرجع، با افزایش دقت فناوری های ژئودزی فضائی، روز به روز زیادتر می شود. در ژئودزی ماهواره ای همواره به دو دستگاه مرجع مختصات نیاز است: (۱) دستگاه مرجع سماوی یا اینرشیال قراردادی (CIS) که برای توصیف حرکت ماهواره ها ضروری است، و (۲) دستگاه مرجع زمینی قراردادی (CTS) که برای مشخص ساختن موقعیت ایستگاه های مشاهداتی و بیان نتایج حاصل از ژئودزی ماهواره ای لازم است. البته از آنجا که تفسیر برخی پدیده ها و نتایج حاصل از ژئودزی ماهواره ای در یک دستگاه بیضی وار راحت تر و قابل فهم تر است، لذا می توان گفت به یگ دستگاه مختصات دیگری موسوم به سطح مبنای ژئودتیک مانند بیضوی مرجع WGS-84 نیاز می باشد.

دستگاه مرجع زمینی قراردادی یک دستگاه دورانی چسبیده به سطح زمین و دستگاه مرجع سماوی قراردادی یک دستگاه ثابت و چسبیده به ستارگان است. چارچوب های قابل ذکر برای بیان این دو دستگاه، چارچوب های مرجع زمینی بین المللی ITRF و چارچوب های مرجع سماوی بین المللی ICRF می باشند. بدیهی است در تعیین موقعیت ماهواره ای باید بتوانیم تبدیلات بین این دستگاه های مرجع مختلف را براحتی انجام دهیم. امروزه بمنظور تحقق بخشیدن به نیازهای دانشمندان به تعریف روشن دستگاه های مرجع مختصات و پاسخگویی به نیازهای ناشی از افزایش شگفت انگیز دقت فناوری های ژئودزی فضایی، تعریف و توسعه و تکامل دستگاه های مرجع مختصات برای زمین تغییر شکل پذیر، به یک علم مستقل تبدیل شده است و مراکز متعدد علمی ملی و بین المللی به این امر مبادرت می ورزند. از بین این مراکز، موسسه ی خدمات بین المللی چرخش زمین (IERS) که از سال ۱۹۸۸ تاسیس شده است، به طور رسمی مسئول دایر کردن و حفظ و توسعه ی دستگاه های ITRF و ICRF می باشد. این در حالی است که به طور معمول مسئول برپایی، نگهداری و توسعه ی سطوح مبنای ژئودتیک یک موسسه ملی می باشد. موسسه ی خدمات بین المللی چرخش زمین به تنهایی از عهده این کار بر نمی آید و متکی به همکاری گروه های زیاد تحقیقاتی و مراکز

ملی برای انجام وظایف و ماموریت هایش می باشد. موسسه ی خدمات بین المللی چرخش زمین دارای یک دفتر مرکزی می باشد که مسئول مدیریت عمومی IERS است و به وسیله یک هیات مدیره اداره می شود. پیمان نامه های مربوط به ITRF و ICRF توسط مک کارتی در سال ۱۹۶۶ منتشر گردیدند و به اجرا گذاشته شدند که مرجع و منبع اصلی این فصل نیز است.

تعیین موقعیت دقیق در دستگاه های مرجع مختصات ITRF و ICRF، مستلزم استفاده از روابط ریاضی پیچیده برای در نظر گرفتن پدیده هایی نظیر حرکت قطبی، حرکات تکتونیکی ورقه های سنگ کره، جزر و مد های زمین جامد و اقیانوسی، جابه جایی های ناشی از بارگذاری های مختلف روی پوسته زمین و همچنین حرکات رقص محوری پرشش و ناتیشن، می باشد. اطلاعات و نرم افزارهای مربوط به این تصحیحات عموماً در اینترنت یافت می شوند ولی بهترین جستجوی قابل توصیه مراجعه به سایت IERS می باشد. سایت های مهم دیگر عبارتند از: موسسه ی خدمات بین المللی GNSS موسوم به IGS، رصدخانه ی دریایی ایالات متحده (USNO)، سازمان نقشه برداری ملی (NGS).

اکثر دانشمندان علوم زمین ترجیح می دهند که با مختصات کارتیزین ITRF کار کنند. با این حال، در موارد زیادی تفسیر نتایج برحسب مختصات ژئودتیک منتسب به یک بیضوی مرجع از اهمیت ویژه ای برخوردار است. بر همین اساس تعریف و ایجاد یک بیضوی مرجع مناسب (مرکز، توجیه، اندازه و شکل آن) به عنوان یک دستگاه مختصات و تبیین ارتباط آن با ITRF و دستگاه مرجع زمینی قراردادی (CTRS) ضروری و از وظایف مراکز ملی مرتبط است.

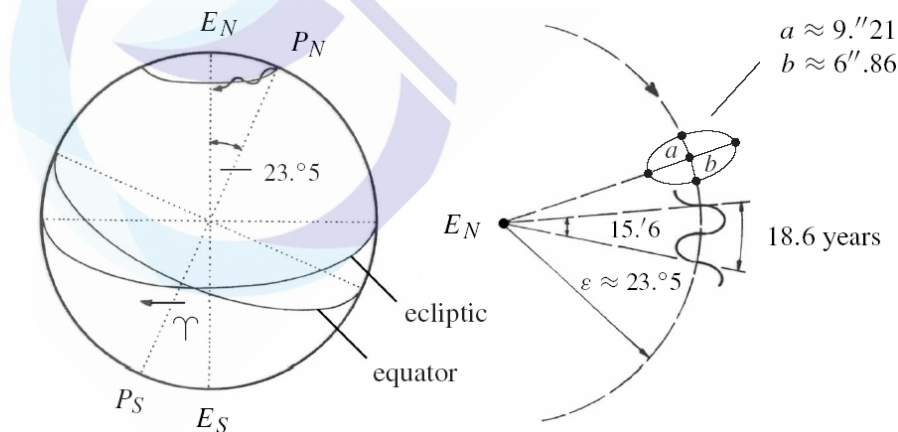
در اینجا لازم است توجه خوانندگان محترم را به تفاوت بین اصطلاحات "دستگاه مرجع مختصات" و "چارچوب مرجع مختصات" جلب نمود. بر خلاف اینکه اصطلاحات "دستگاه مرجع مختصات" و "چارچوب مرجع مختصات" غالباً به صورت معادل و هم ارز مورد استفاده قرار می گیرند، ولی اساساً "دستگاه مرجع" ماهیت تئوری و مفهومی شامل تعریف مبدا و توجیه محورهای مختصات دارد، در حالیکه بروز و تحقق عملی آن در قالب مجموعه ای از نشانه های فضایی یا زمینی مانند ستاره ها و ایستگاه های ژئودزی "چارچوب مرجع" نامیده می شود. نکته دیگر اینکه منظور از عبارات "دستگاه مرجع مختصات اینرشیال"، "دستگاه مرجع مختصات فضا چسب" و "دستگاه مرجع مختصات سماوی" عموماً یکسان می باشد، زیرا

معمولا برای تعریف چنین دستگاه مرجع مختصاتی از اشیاء سماوی و فضایی نظیر سیارات، ستارگان و کوازرها استفاده می شود.

قبل از اینکه به موضوع دستگاه های مرجع پرداخته شود باید پدیده هایی نظیر حرکت قطبی، حرکات تکتونیکي ورقه های سنگ کره، جزر و مدهای زمین جامد و بارگذاری اقیانوسی و حرکات رقص محوری پرسیشن و نوتیشن که در تعریف و تبدیلات دستگاه های مرجع سماوی و زمینی دخالت دارند، مورد بررسی قرار گیرند.

حرکات رقص محوری پرسیشن و نوتیشن زمین

شتاب جاذبی اجرام سماوی، بویژه ماه و خورشید، باعث فشردگی زمین در قطبین و برآمدگی آن در استوا شده است. همین امر موجب شده است تا محور دوران واقعی زمین و صفحه استوایی آن در فضا نباشد و نسبت به یک دستگاه مرجع اینرثیا در حال دوران باشد. این دوران کلی از دو بخش دوران با دوره تناوب بسیار بلند (حدود ۲۶۰۰۰ سال) بنام پرسیشن و دوران با دوره تناوب کوتاه (حدود ۱۸٫۶ سال) بنام نوتیشن تشکیل شده است.



نگاره ۱- حرکات پرسیشن و نوتیشن: چرخش محور دوران لحظه ای زمین (PN-PS) حول محور اینرثیا

[1] (EN-ES)

چنانچه فقط اثر حرکت پرسیشن در نظر گرفته شود، صفحه استوا و نقطه اعتدال بهاری یا نقطه گاما (γ) به صفحه استوای متوسط و نقطه اعتدال بهاری متوسط در یک مقطع زمانی مرجع تبدیل می شوند. اما اگر حرکت نوتیشن نیز در نظر گرفته شود به صفحه استوای واقعی و نقطه اعتدال بهاری واقعی تبدیل می گردند. موقعیت‌های متوسط را به وسیله ماتریس پرسیشن (P)، می‌توان از اپک مرجع t_0 (J2000) به اپک دلخواه t منتقل نمود [1]:

$$P = R_3(-z)R_2(\theta)R_3(-\xi) \quad (1)$$

مقادیر دوران در رابطه فوق به صورت زیر بدست می آیند:

$$\begin{aligned} z &= 0^\circ.6406161T + 0^\circ.0003041T^2 + 0^\circ.0000051T^3 \\ \theta &= 0^\circ.5567530T + 0^\circ.0001185T^2 + 0^\circ.0000116T^3 \\ \xi &= 0^\circ.6406161T + 0^\circ.0000839T^2 + 0^\circ.0000050T^3 \end{aligned} \quad (2)$$

که $T=(t-t_0)$ بر حسب قرن ژولین یعنی ۳۶۵۲۵ روز محاسبه می شود.

تبدیل از استوا و نقطه گامای متوسط به استوا و نقطه گامای حقیقی به وسیله ماتریس نوتیشن زیر صورت می‌گیرد [1]:

$$N = R_1(-\varepsilon - \Delta\varepsilon)R_3(-\Delta\psi)R_1(-\varepsilon) \quad (3)$$

که ε میل اکلپتیک می باشد و از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\varepsilon = 23^\circ 26' 21.448'' - 46.815''T - 0.00059''T^2 + 0.001813''T^3 \quad (4)$$

$\Delta\varepsilon$ نوتیشن در میل اکلپتیک و $\Delta\psi$ نوتیشن در طول اکلپتیکی نقطه گره‌ای صعودی ماه می‌باشد.

در سال ۱۹۸۰، اتحادیه بین المللی نجوم (IAU) تئوری نوتیشن را بر پایه مدل زمین الاستیک پذیرفت. در این تئوری، $\Delta\varepsilon$ و $\Delta\psi$ به ترتیب با استفاده از سری‌های هارمونیک شامل ۶۴ و ۱۰۶ ضریب محاسبه می‌شوند. چند ترم اصلی این سری‌ها به صورت زیر می‌باشد [1]:

$$\Delta\psi = -17''.1996 \sin \Omega - 1''.3187 \sin(2F - 2D + 2\Omega) - 0''.2274 \sin(2F + 2\Omega) \quad (5)$$

$$\Delta\varepsilon = 9''.2025 \cos \Omega + 0''.5736 \cos(2F - 2D + 2\Omega) + 0''.0977 \cos(2F + 2\Omega) \quad (6)$$

که در آن Ω طول اکلپتیکی متوسط نقطه گره‌ای صعودی ماه، D فاصله زاویه‌ای ماه از خورشید و $F = \lambda_M - \Omega$ که λ_M طول اکلپتیکی متوسط ماه است.

با اعمال تبدیل‌های (۱) و (۳)، بردار موقعیت حقیقی بدست می‌آید. برای جزئیات بیشتر به Seidelman (۱۹۹۲) و McCarthy (۲۰۰۰) رجوع شود.

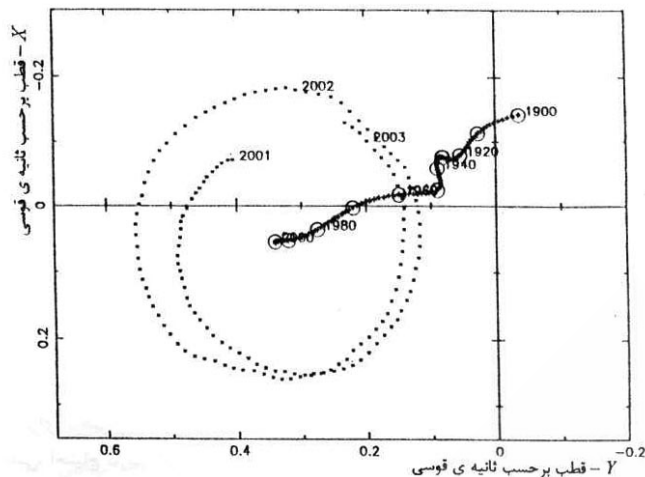
پارامترهای دوران زمین (Earth Rotation Parameters)

پارامترهای دوران زمین یا پارامترهای توجیه زمین (Earth Orientation Parameters) عبارتند از: مختصات قطب زمین (X_p, Y_p) و زمان نجومی ظاهری گرینویچ $(GAST = \Theta)$. با معادل در نظر گرفتن زمان نجومی ظاهری گرینویچ و زمان $UT1$ می‌توان به تغییرات سرعت دوران زمین یا به عبارت دیگر به تغییرات طول یک شبانه روز از طریق $UT1 - UTC$ پی برد.

نقطه تلاقی محور چرخش زمین با پوسته خارجی آن (قطب زمین)، به صورت تابعی از زمان تغییر می‌کند که به آن حرکت قطبی گفته می‌شود. شکل ۱ نمایانگر حرکت قطبی در طی سالهای ۲۰۰۱ تا ۲۰۰۳ می‌باشد. همانطور که میدانیم و از شکل هم پیداست این حرکت تا حدود زیادی دوره‌ای است. این دوره حدود ۴۳۴ روز است که بنام دوره چندر نامیده می‌شود. هر چند دامنه حرکت قطبی متغیر است؛ ولی به نظر نمی‌رسد بیش از ۱۰ متر باشد.

برای پرهیز از تغییرات حدوداً ۱۰ متری ناشی از حرکت قطبی در عرض و طول ژئودتیک، یک قطب زمینی قراردادی (CTP) که چسبیده به پوسته زمین باشد را تعریف می‌کنیم. برای اولین بار، میانگین قطب لحظه‌ای در طول سالهای ۱۹۰۰-۱۹۰۵ به عنوان قطب قراردادی معین گردید. این تعریف، با بهبود فناوری‌های اندازه‌گیری، به طور مرتب مورد اصلاح قرار می‌گیرد.

محور چرخش لحظه‌ای زمین معمولاً با استفاده از مختصات حرکت قطبی (X_p, Y_p) نسبت به CTP بیان می‌گردد. امتداد CTP، در واقع بیانگر جهت محور سوم دستگاه مختصات زمینی قراردادی است و از طرفی به عنوان مبدا دستگاه مختصات حرکت قطبی در نظر گرفته می‌شود. محور X ها در امتداد نصف النهار قراردادی گرینویچ و جهت مثبت محور Y های آن در امتداد نصف النهار ۲۷۰ درجه است.



نگاره ۲- حرکت قطبی در طی سالهای ۲۰۰۱-۲۰۰۳. خط توپر نمایش دهنده ی جابه جایی قطب میانگین در سالهای ۱۹۰۰-۲۰۰۰ می باشد [2].

در اثر حرکت قطبی و تغییرات روزانه در سرعت دورانی، هر چارچوب مختصات زمین چسب تغییراتی را نسبت به چارچوب های فضا چسب تجربه می کند. این تغییرات بدون در نظر گرفتن سایر پارامترها ماتریس تبدیل از یک دستگاه مرجع زمینی قراردادی به یک دستگاه فضا-چسب لحظه ای بصورت زیر نشان داده می شود [1]:

$$S = R_2(-x_p)R_1(-y_p)R_3(GAST) \quad (7)$$

که X_{CTS} و X_{CIS} به ترتیب بردارهای موقعیت نقاط اختیاری در دستگاه های مرجع فضا چسب و زمین،

$$R_3(GAST) = \begin{pmatrix} \cos(GAST) & \sin(GAST) & 0 \\ -\sin(GAST) & \cos(GAST) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

و به علت کوچکی مقادیر مختصات قطب زمین (X_p, Y_p)

$$R_2(-x_p)R_1(-y_p) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -x_p & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -y_p \\ 0 & y_p & 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{pmatrix}$$

با توجه به رابطه تبدیل فوق پارامترهای دوران زمین (یعنی $UTC, UT1, X_P, Y_P$) برای انتقال صحیح بین چارچوب های مرجع زمینی و اینرشیال در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای مورد نیاز هستند. برخلاف پارامتر های پرسیشن و نوتیشن، پارامترهای دوران زمین با مدل بیان نمی شوند و برای تعیین آنها به مشاهدات واقعی نیاز است. انجام این مشاهدات توسط IERS صورت می گیرد و مقادیر آنها در سایت های مرتبط مانند <http://maia.usno.navy.mil/ser7/> در دسترس عموم قرار می گیرند.

حرکت تکتونیک ورقه های سنگ کره

چرخش های اولری ورقه های سنگ کره را می توان با مدل های ژئوفیزیکی کروی یا ژئودتیکی نظیر-NNR NUVEL-1A, B و ITRF2000 محاسبه کرد. مدل های NNR-NUVEL-1A, B، نسخه های اصلاح شده از نسخه اولیه NUVEL-1 می باشند. در جداول ۱ و ۲ مولفه های کارتیزین سرعت زاویه ای و سرعت زاویه ای حول قطب اولر برای ورقه های اصلی آورده شده اند. در مرز بعضی از این ورقه ها، ممکن است نرخ حرکت به ۵ سانتی متر در سال نیز برسد. چنانچه بردار سرعت های چرخش با $\Omega = [\Omega_x \quad \Omega_y \quad \Omega_z]^T$ نشان داده شود و ماتریس دوران R به صورت

$$R(\Omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_z & \Omega_y \\ \Omega_z & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

تعریف گردد، تبدیل بین دو زمان برای یک بردار موقعیت کارتیزین X با استفاده از رابطه ی زیر انجام می شود [3]:

$$X(t) = [I + 4.84813681 * 10^{-9} R(\Omega)(t - t_0)] X(t_0) \quad (8)$$

جدول ۱- الف- پارامترهای کارترین مدل NNR- NUVEL-1A برای ورقه های سنگ کره [4]

| نام ورقه | Ω_x (mas/y) | Ω_y (mas/y) | Ω_z (mas/y) | $\ \Omega\ $ (mas/y) |
|---------------|--------------------|--------------------|--------------------|----------------------|
| Africa | 0.1837 | -0.5392 | 0.8090 | 1.047283 |
| Antarctica | -0.1693 | -0.3508 | 0.7644 | 0.857922 |
| Arabia | 1.3789 | -0.1075 | 1.3943 | 1.963923 |
| Australia | 1.6169 | 1.0569 | 1.2957 | 2.325992 |
| Caribbean | -0.0367 | -0.5982 | 0.3261 | 0.771473 |
| Cocos | -2.1503 | -4.4563 | 2.2534 | 5.436930 |
| Eurasia | -0.2023 | -0.4940 | 0.6503 | 0.841339 |
| India | 1.3758 | 0.0082 | 1.4005 | 1.407265 |
| Nazca | -0.3160 | -1.7691 | 1.9820 | 2.675424 |
| North America | 0.0532 | -0.7423 | -0.0316 | 0.744874 |
| Pacific | -0.3115 | 0.9983 | -2.0564 | 2.307036 |
| South America | -0.2141 | -0.3125 | -0.1794 | 0.419141 |
| Philippines | 2.0812 | -1.4768 | -1.9946 | 3.238944 |

جدول ۱- ب- پارامترهای قطب اولر مدل های NNR- NUVEL-1A، APKIM2000 و ITRF2000

[5]

| Plate | ITRF2000 | | | APKIM2000.0 | | | NNR NUVEL-1A | | |
|------------|-------------|---------------|-----------------|-------------|---------------|-----------------|--------------|---------------|-----------------|
| | Φ [°] | Λ [°] | ω [°/Ma] | Φ [°] | Λ [°] | ω [°/Ma] | Φ [°] | Λ [°] | ω [°/Ma] |
| Africa | 51.0 ± 0.6 | 274.7 ± 1.3 | 0.271 ± 0.003 | 52.7 ± 0.6 | 276.8 ± 1.5 | 0.269 ± 0.003 | 50.6 | 286.0 | 0.291 |
| Somalia | 45.4 ± 4.7 | 269.2 ± 9.8 | 0.290 ± 0.027 | 47.8 ± 4.8 | 267.4 ± 8.7 | 0.292 ± 0.026 | 50.6 | 286.0 | 0.291 |
| Antarctica | 61.7 ± 0.7 | 231.3 ± 1.2 | 0.218 ± 0.005 | 63.2 ± 1.2 | 231.5 ± 2.4 | 0.243 ± 0.011 | 63.0 | 244.2 | 0.238 |
| Arabia | 51.2 ± 2.6 | 353.6 ± 28.0 | 0.472 ± 0.127 | 51.8 ± 2.8 | 350.7 ± 38.7 | 0.467 ± 0.155 | 45.2 | 355.5 | 0.546 |
| Australia | 32.6 ± 0.3 | 38.1 ± 0.6 | 0.622 ± 0.003 | 34.4 ± 0.3 | 36.9 ± 0.6 | 0.619 ± 0.004 | 33.8 | 33.2 | 0.646 |
| Caribbea | 35.0 ± 4.0 | 268.3 ± 8.7 | 0.298 ± 0.073 | 46.3 ± 8.0 | 251.7 ± 30.8 | 0.191 ± 0.068 | 25.0 | 267.0 | 0.214 |
| Eurasia | 56.2 ± 0.3 | 258.6 ± 0.5 | 0.253 ± 0.001 | 57.9 ± 0.6 | 262.9 ± 0.9 | 0.259 ± 0.002 | 50.6 | 247.7 | 0.234 |
| Asia | 52.5 ± 4.8 | 258.3 ± 5.3 | 0.316 ± 0.004 | 68.7 ± 1.1 | 210.1 ± 11.7 | 0.368 ± 0.017 | 50.6 | 247.7 | 0.234 |
| India | 50.9 ± 1.5 | 11.9 ± 6.2 | 0.521 ± 0.015 | | | | 45.5 | 0.3 | 0.545 |
| Nazca | 42.1 ± 1.4 | 257.9 ± 0.4 | 0.647 ± 0.008 | 44.8 ± 1.8 | 262.8 ± 0.7 | 0.644 ± 0.014 | 47.8 | 259.9 | 0.743 |
| N.America | -4.7 ± 0.5 | 276.2 ± 0.3 | 0.193 ± 0.002 | -2.4 ± 0.8 | 280.8 ± 0.4 | 0.198 ± 0.002 | -2.4 | 274.1 | 0.207 |
| Pacific | -63.4 ± 0.6 | 89.1 ± 1.4 | 0.674 ± 0.012 | -65.2 ± 0.2 | 107.1 ± 1.4 | 0.658 ± 0.003 | -63.0 | 107.3 | 0.641 |
| S.America | -18.9 ± 1.7 | 227.6 ± 3.2 | 0.115 ± 0.002 | -21.7 ± 2.0 | 230.7 ± 5.2 | 0.092 ± 0.003 | -25.4 | 235.6 | 0.116 |

جدول ۱- ج- پارامترهای قطب اولر مدل های NNR- NUVEL-1A و NNR-NUVEL-1B [6]

| Plate | NNR-NUVEL-1A | | | NNR-NUVEL-1B | | |
|---------------|-----------------|---------------|---------------|-----------------|---------------|---------------|
| | Ω (°/Ma) | λ (°) | φ (°) | Ω (°/Ma) | λ (°) | φ (°) |
| Africa | 0.291 | -74.0 | 50.6 | 0.291 | -73.591 | 50.640 |
| Antarctic | 0.238 | -115.8 | 63.0 | 0.238 | -115.261 | 63.222 |
| Arabia | 0.543 | -4.5 | 45.0 | 0.544 | -4.437 | 44.935 |
| Australia | 0.646 | 33.2 | 33.9 | 0.647 | 33.154 | 33.866 |
| Caribbean | 0.214 | -93.0 | 25.0 | 0.214 | -92.627 | 25.135 |
| Cocos | 1.510 | -115.8 | 24.5 | 1.509 | -115.758 | 24.526 |
| Eurasia | 0.234 | -112.3 | 50.6 | 0.234 | -111.889 | 50.806 |
| India | 0.545 | 0.3 | 45.5 | 0.546 | 0.348 | 45.432 |
| Nazca | 0.743 | -100.1 | 47.8 | 0.743 | -99.962 | 47.850 |
| North America | 0.207 | -85.9 | -2.4 | 0.207 | -85.540 | -2.299 |
| South America | 0.116 | -124.4 | -25.3 | 0.115 | -123.920 | -25.341 |
| Philippine | 0.900 | -35.4 | -38.0 | 0.900 | -35.319 | -37.948 |
| Pacific | 0.641 | 107.3 | -63.0 | 0.641 | 107.041 | -62.990 |

^a Ω is the rotation rate, and λ and φ are the longitude and latitude of rotation pole, respectively.

رابطه ی (۸) بردار موقعیت x در زمان t را با استفاده از همین بردار در زمان t_0 در یک دستگاه مرجع یکسان، به دست می دهد. مدل NNR-NUVEL1A می تواند برای به روز کردن مختصات ایستگاه های مرجع به ترتیبی که تا حد امکان به زمان واقعی مشاهدات نزدیک باشند، به کار رود.



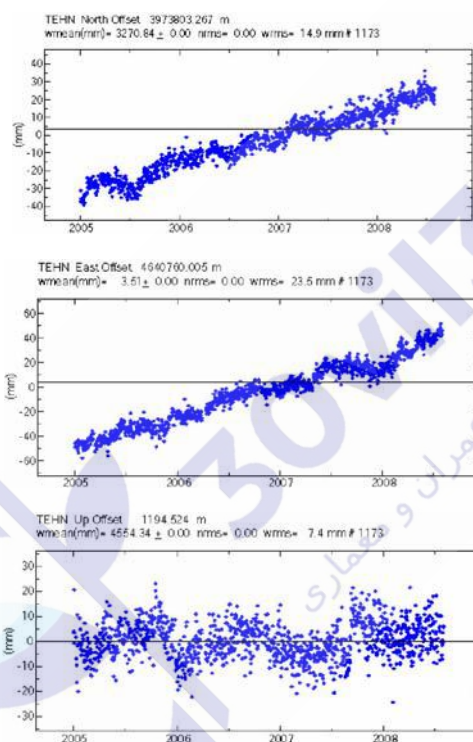
نگاره ۳- سرعت های بدست آمده از داده های GPS در دستگاه مرجع ITRF2000.

به دلیل آن که در تعریف و ایجاد یک چارچوب مرجع از ایستگاههایی که با پوسته زمین حرکت می کنند استفاده می شود، در موقع تبدیل بین چارچوب های مختلف نیز وابستگی پارامترهای تبدیل به زمان باید در نظر گرفته شود. به عبارت ساده تر به جای یک تبدیل معمولی ۷ پارامتری باید با در نظر گرفتن نرخ تغییر آنها از یک تبدیل ۱۴ پارامتری برای انتقال از یک چارچوب به چارچوبی دیگر استفاده شود. توضیحات بیشتر در مورد این انتقال در بخش چارچوب ITRF آورده خواهد شد. موقعیت هر ایستگاه دلخواه در زمان t

منتسب به یک چارچوب ITRF مشخص ($X_{t,ITRF_{yy}}$) با داشتن مختصات و سرعت ایستگاه در زمان t_0 در همان چارچوب ($X_{t_0,ITRF_{yy}}$ و $V_{t_0,ITRF_{yy}}$) از رابطه زیر قابل محاسبه است [7]:

$$X_{t,ITRF_{yy}} = X_{t_0,ITRF_{yy}} + (t - t_0)V_{t_0,ITRF_{yy}} \quad (9)$$

با ید توجه نمود در هنگام استفاده از رابطه فوق ضمن اینکه واحدها باید یکسان باشند، فرض می شود که سرعتهای ایستگاه در دو زمان t و t_0 ثابت و در یک چارچوب واحد هستند.



نگاره ۴- نرخ حرکت مولفه های شمالی، شرقی و قائم ایستگاه دائمی GPS تهران در چارچوب ITRF00 به کمک سری های زمانی روزانه از ابتدای ۲۰۰۵ تا اواسط ۲۰۰۸ [8]

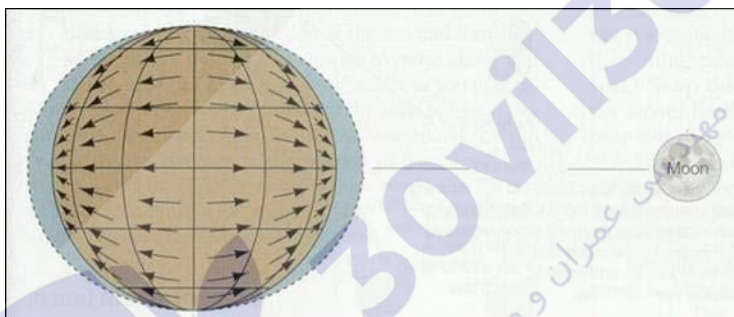
جزر و مد زمین جامد

جزر و مدها به سبب تغییرات زمانی اثر نیروی جاذبه خورشید و ماه بر میدان ثقل زمین، موجب برخی آشفستگی ها در حرکت مداری ماهواره ها می شوند. باید توجه نمود در حالی که جزر و مدهای اقیانوسی به طور قابل ملاحظه ای تحت تاثیر خطوط ساحلی و شکل کف اقیانوس ها در سواحل قراردارند، جزر و مدهای زمین

جامد به طور نسبتاً دقیقی قابل مدلسازی و پیش بینی می باشند. مک کارتی رابطه ی زیر را برای محاسبه تصحیح جزر و مدی ارائه کرده است [9]:

$$\Delta x = \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j}{GM_E} \frac{\|r_E\|^4}{\|r_j\|^3} \left\{ h_2 e \left(\frac{3}{2} (r_j \cdot e)^2 - \frac{1}{2} \right) + 3l_2 (r_j \cdot e) [r_j - (r_j \cdot e)e] \right\} \quad (10)$$

که در آن GM_E ثابت جاذبی زمین، GM_j همین ثابت برای ماه ($j=2$) و خورشید ($j=3$)، e بردار واحد مختصات ایستگاه مشاهده در دستگاه مختصات ژئوسنتریک (x) و r بردار واحد جرم آسمانی می باشد. h_2 و l_2 اعداد لاو و شیدا از درجه اسمی ۲، که خواص کشسانی مدل زمین را توصیف می کنند، می باشند. رابطه ی ۵، جزر و مدهای زمین جامد را حداقل با دقت 5mm به دست می دهد.



نگاره ۵- جزر و مد زمین صلب در اثر نیروی جاذبه ماه

تصحیح جزر و مدی می تواند به ۳۰ سانتی متر در جهت قائم و ۵ سانتی متر در جهت افقی برسد [9]. این تصحیح شامل یک جابجائی دائمی وابسته به عرض جغرافیائی و یک بخش تناوبی با دوره تناوب روزانه و نیمه روزانه است. بخش تناوبی بصورت گسترده ای برای تعیین موقعیت استاتیک روی یک دوره ۲۴ ساعته متوسط گیری می شود. بخش دائمی که می تواند به ۱۲ سانتی متر در عرضهای متوسط برسد در چنین موقعیت متوسط ۲۴ ساعته ای باقی می ماند [9]. صرف نظر کردن از تصحیح مذکور در تعیین موقعیت نقطه ای، به ترتیب خطاهای سیستماتیک موقعیت، تا ۱۲/۵ و ۵ سانتی متر در جهت قائم و شمال را نتیجه می دهد [9]. باید متذکر شد که برای تعیین موقعیت تفاضلی بر روی خطوط مبنای کوتاه (کمتر از ۱۰۰ کیلومتر) هر دو ایستگاه

تقریباً جابجائیهای جزر و مدی یکسانی دارند و بنابراین موقعیتهای نسبی بر روی خطوط مبنای کوتاه بطور قابل ملاحظه ای تحت تاثیر جزر و مد زمین جامد قرار نمی گیرند.

بار ناشی از جزر و مد اقیانوسی

بارگذاری اقیانوس اساساً ناشی از چگونگی توزیع آب اقیانوس ها در هنگام جزر و مد می باشد که تابع شکل کف دریا و اراضی ساحلی است. هنگام بارگذاری اقیانوس، پوسته ی زمین تحت وزن آب جزر و مد دچار جابجایی و تغییر شکل عمودی می گردد. جابجایی عمودی پوسته زمین در اثر بار جزر و مد اقیانوسی ممکن است به چندین سانتی متر برای مناطق ساحلی برسد. برای یک خط مبنا با طول ۱۰۰ کیلومتر در جهت دور از ساحل، تأثیر بار جزر و مد اقیانوسی نسبی، ممکن است به ۱ سانتی متر برسد. مک کارتی رابطه ی زیر را برای مولفه های جابجایی Δc برای یک ایستگاه مشاهده معین (c، مربوط می شود به مولفه های شعاعی، غربی و جنوبی) در زمان t ارائه کرده است [9]:

$$\Delta c = \sum_j f_j A_{cj} \cos(\omega_j t + \chi_j + u_j - \Phi_{cj}) \quad (11)$$

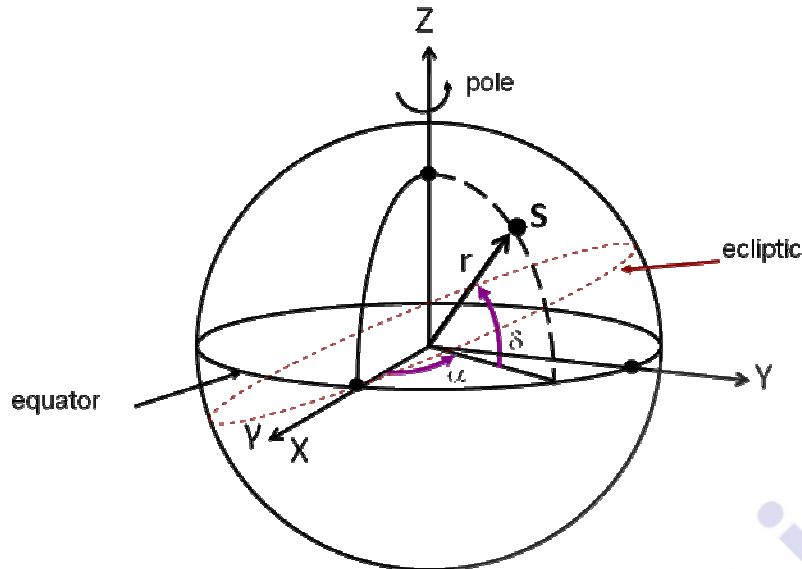
علامت جمع روی j، یازده موج جزر و مدی را با عناوین: نیمه روزانه شامل M_2, S_2, N_2 و K_2 و روزانه شامل K_1, O_1, P_1, Q_1 و دوره ی تناوب طولانی شامل M_f, M_m, S_a نمایش می دهد. در واقع بیش از ۹۵ درصد اثر جزر و مد اقیانوسی بوسیله این ۱۱ مولفه مشخص می شود. نمادهای ω_j و χ_j نشان دهنده سرعت های زاویه ای و آرماگون های نجومی در زمان $t=0^h$ می باشد. آرماگون های بنیادی χ_j منعکس کننده ی موقعیت خورشید و ماه می باشند. u_j و f_j تابع طول گره قمری می باشد و در حد دقت ۱-۳ میلی-متر $f_j = 1$ و $u_j = 0$ است. دامنه های ویژه ی ایستگاه A_{cj} و فازهای Φ_{cj} را با استفاده از مدل های جزر و مد اقیانوسی و داده های خطوط ساحلی می توان محاسبه کرد. این مقادیر را IERS برای بیشتر ایستگاههای مرجع ITRF فراهم می کند و در دسترس قرار می دهد. تغییر شکل های ناشی از بارگذاری M_2 وسیع ترین تغییر شکل می باشد و از ۵ سانتی متر در جهت قائم و ۲ سانتی متر در جهت افقی برای ایستگاههای ساحلی فراتر نمی رود [9].

دستگاه ها و چارچوب های مرجع سماوی قراردادی (CIRF و CIRS)

قوانین حرکت نیوتن تنها در یک دستگاه مختصات اینرشیال معتبر هستند، یعنی در یک دستگاه مختصات مختصات ساکن یا دستگاه مختصات با حرکت مستقیم الخط یکنواخت. تئوری حرکت ماهواره ها بر اساس چنین دستگاه مختصاتی شکل گرفته است.

دستگاه مختصات اینرشیال فضا-چسب معمولاً با اشیاء فrazمینی مانند ستاره ها، کوازارها، سیارات یا ماه مرتبط می باشد. از اینرو چنین دستگاه مختصاتی را دستگاه مرجع مختصات سماوی (CRS) نیز نامیده اند. یک دستگاه مرجع مختصات سماوی بر پایه دینامیک یا کینماتیک استوار است. دستگاه مختصات سماوی کینماتیک بر اساس موقعیت ستاره ها یا کوازارها، و دستگاه مختصات دینامیک بر اساس حرکت سیاره ها، ماه و یا ماهواره ها بیان می گردد [1].

دستگاه مختصات استوایی یا بعدی در اپک T_0 که سال ها در نجوم کروی مورد استفاده بوده است (شکل ۱-۱)، تقریب خوبی از یک دستگاه مرجع مختصات اینرشیال قراردادی است. مبدأ این دستگاه مختصات منطبق بر مرکز زمین، راستای مثبت محور Z در جهت قطب شمال، راستای مثبت محور X به سمت نقطه اعتدال بهاری یا نقطه گاما (γ) و راستای محور Y به گونه ای است که دستگاه مختصات دست راستی باشد. با توجه به اینکه مرکز جرم زمین به علت حرکت سالیانه اش به دور خورشید، دارای شتاب است، این دستگاه مختصات را شبه اینرشیال می گویند [1].



نگاره ۶- دستگاه مختصات استوایی در نجوم کروی [10]

دستگاه ها و چارچوب های مرجع زمینی قراردادی (CTRF و CTRS)

یک سیستم مرجع زمین-چسب بایستی متصل به پوسته زمین باشد. این سیستم زمینی قراردادی (CTS) می تواند بر اساس مجموعه ای از مختصات های کارترین ایستگاه ها یا علائم پایه در یک شبکه جهانی، ایجاد شود [1].

مبدأ یک سیستم مرجع زمینی قراردادی ایده آل متصل بر مرکز جرم زمین (به علاوه جرم اقیانوس ها و اتمسفر) و محور Z سیستم منطبق بر محور دورانی زمین است. به علت عدم دستیابی به مرکز جرم زمین و محور دورانی آن، تقریبی از آنها در نظر گرفته می شود [1]. دستگاه مرجع زمینی قراردادی در طی زمان هیچگونه باقیمانده ای ناشی از چرخش کره نسبت به پوسته زمین ندارد.

تبدیل بین دستگاه های های CIS و CTS :

برای تبدیل مختصات از یک دستگاه مرجع استوایی فضا-چسب (CIS) به یک دستگاه مرجع زمینی قراردادی (CTS) باید سه ماتریس دوران مربوط به پرسشن (P)، نوتیشن (N) و پارامترهای توجیه زمین (S) مطابق رابط زیر اعمال شوند [1].

$$\bar{r}_{\text{CTS}} = \text{SNP} \bar{r}_{\text{CIS}} \quad (12)$$

رابطه فوق در واقع تبدیل بردار موقعیت دلخواه r از دستگاه اینرشیال قراردادی به دستگاه زمینی قراردادی را نشان می‌دهد.

چارچوب مرجع زمینی بین المللی (ITRF)

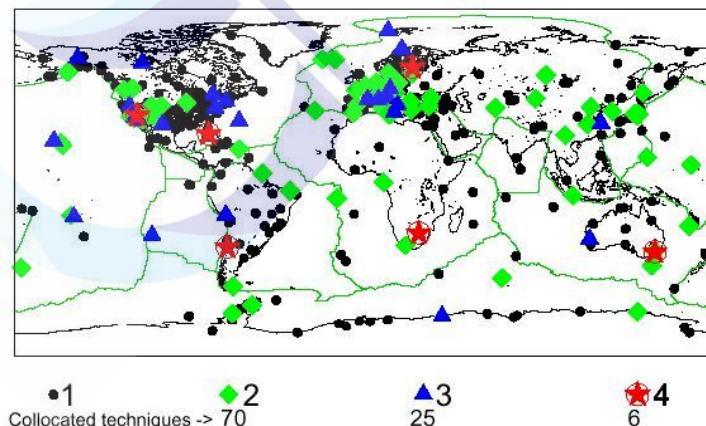
یکی از وظایف اصلی ژئودزی مدرن تعریف و نگهداری یک چارچوب مرجع زمینی بین المللی است. اینکه یک چارچوب مرجع چگونه می‌تواند تحقق پیدا کند، دلالت مهمی بر توانائی ما جهت مطالعه خصوصیات و رفتار جهانی و منطقه‌ای زمین، شامل بازگشت پوسته ای ناشی از دوران یخی، تغییر سطح دریا، تکتونیک صفحه‌ای، فرسایش و بالا آمدگی منطقه‌ای دارد. بنابراین با توجه به اینکه شکل زمین همواره در حال تغییر است باید در بررسی حرکات پوسته زمین از یک چارچوب مرجع زمینی مناسب استفاده شود.

تعریف دستگاه مرجع مختصات قراردادی زمین (CTRS)، به دلیل حرکات تکتونیک ورقه‌های سنگ کره که موجب تغییر مکان کند ایستگاه مشاهده در طول زمان می‌گردد، دائماً پیچیده تر می‌شود. در واقع حرکت ورقه‌های سنگ کره باعث عدم سازگاری مختصات تثبیت شده ایستگاه‌ها نسبت به یکدیگر می‌شود. راه حل رفع مشکل مذکور، تعریف یک دستگاه مختصات مرجع با استفاده از مختصات و سرعت یک مجموعه ی سازگار و مستحکمی از یک شبکه ی جهانی از ایستگاه‌ها در یک زمان مشخص می‌باشد. مرکز جرم زمین یک انتخاب طبیعی برای مبدا مختصات CTRS می‌باشد، زیرا دینامیک و معادلات حرکت ماهواره‌ها نسبت به مرکز جرم زمین بیان می‌شوند. با ملاحظات فوق یک نمونه خاص از CTRS، چارچوب مختصات TRF می‌باشد که در ایجاد آن مختصات و سرعت ایستگاه‌ها توما در نظر گرفته می‌شوند. چارچوب مرجع زمینی (TRF) در واقع مجموعه‌ای از مختصات‌های نقاط زمینی است که جهت ارائه مختصات نقاط، اندازه‌گیری حرکات صفحات تکتونیک، نشست‌ها، بالا آمدگی‌های منطقه‌ای و نیز تعریف حرکات دورانی زمین در فضا استفاده می‌شود. سرویس بین المللی چرخش زمین (IERS) در سال ۱۹۸۸ در ادامه چارچوب مرجع سماوی بین المللی (ICRS)، چارچوب مرجع زمینی بین المللی (ITRF) را تعریف کرد که پارامترهای توجیه زمین این دو چارچوب را بهم متصل می‌کند. با توجه به فراوانی و امکان دسترسی به مشاهدات ژئودزی فضایی و

ماهواره ای نظیر LLR، SLR، VLBI، DORIS و GNSS، چارچوب مرجع زمینی بین المللی به طور پیوسته تحت نظارت IERS به روز می شود. از سال ۱۹۸۸ تا کنون ۱۱ نسخه از ITRF معرفی شده است که جدیدترین آنها ITRF2000 و ITRF2005 منتسب به سال های ۲۰۰۰ و ۲۰۰۵ هستند. تمامی این نسخه ها شامل موقعیت ایستگاه ها و سرعت آنها می باشد و تغییرات پوسته زمین را مدل سازی می کنند. به همین جهت است که از آنها می توان در مقایسه مقاطع زمانی مختلف مشاهدات استفاده کرد. تمامی نسخه های ITRF توسط پارامترهای انتقال، با حداکثر دقت قابل تبدیل به یکدیگر هستند [11]. در ادامه به معرفی بیشتر دو نسخه جدید ITRF2000 و ITRF2005 و تبدیل بین آنها می پردازیم. برای یادآوری یک چارچوب مرجع ITRF یک چارچوب ECEF نیز می باشد.

چارچوب مرجع زمینی بین المللی ITRF2000

چارچوب مرجع زمینی بین المللی ITRF2000 در مارس ۲۰۰۱ ارائه شد. در تعریف این چارچوب از موقعیتها و سرعتهای حدود ۸۰۰ ایستگاه واقع شده در حدود ۵۰۰ مکان بدست آمده از فناوری های مختلف ژئودزی استفاده شد [12].



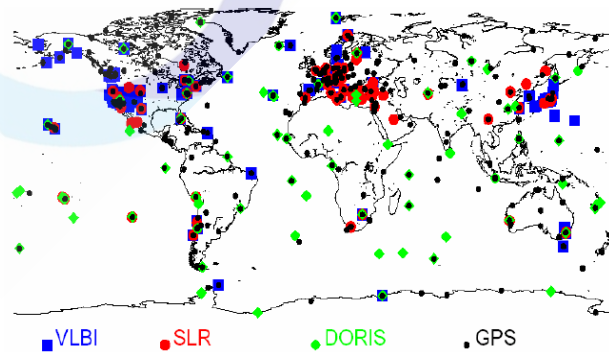
نگاره ۷- موقعیت ایستگاه های ITRF2000

مقیاس در ITRF2000 بوسیله ترکیبی از نتایج VLBI و SLR تعیین شده است. توجیه چارچوب ITRF2000 مانند نسخه قبلی خود یعنی ITRF97 در نظر گرفته شده و سرعت توجیه ITRF2000 مطابق مدل تکتونیک زمین‌شناسی NNR-NUVEL-1A تنظیم گردیده است. مبدأ ITRF2000، مرکز جرم زمین با منظور نمودن توزیع جرم زمین صلب، اقیانوسها و اتمسفر تعیین و انتخاب شده است [12].

چارچوب مرجع زمینی بین‌المللی ITRF2005

برخلاف چارچوب مرجع زمینی بین‌المللی ITRF2000، داده‌های مورد استفاده در تعریف ITRF2005، سری‌های زمانی موقعیتهای ایستگاه‌ها (حل‌های هفتگی فناوری‌های ماهواره‌ای نظیر SLR، GPS، DORIS و حل‌های روزانه VLBI) و پارامترهای توجیه زمین به صورت روزانه هستند [11]. مزیت استفاده از سری‌های زمانی مختصات ایستگاه‌ها امکان پایش حرکات غیر خطی و ناپیوستگی‌ها و بررسی رفتارهای زودگذر پارامترهای فیزیکی چارچوب نظیر مبدأ مختصات و مقیاس می‌باشد. مبدأ مختصات ITRF2005 به گونه‌ای تعریف شده است که کمترین نرخ و حرکت را نسبت به مرکز جرم زمین داشته باشد که بوسیله سری‌های زمانی ۱۳ سال مشاهده سامانه SLR بدست آمده است. مقیاس این چارچوب نیز به کمک سری‌های زمانی ۱۲ سال مشاهده سامانه VLBI محاسبه شده است. توجیه این چارچوب مرجع و نرخ آن، مطابق با ITRF2000 و با استفاده از ۷۰ ایستگاه دارای دقت و کیفیت بالا تعیین شده است [11].

ITRF2005: Co-locations



نگاره ۸- موقعیت ایستگاه‌های ITRF2005

تبدیل بین چارچوب های مرجع ITRF2000 و ITRF2005

جابجائی‌ها و تغییر موقعیتهائی که در مناطق مختلف کره زمین ایجاد می‌شود، برای اینکه با یکدیگر قابل مقایسه باشند باید در یک چارچوب مرجع زمینی قرار داشته باشند. به همین دلیل بایستی نقش تغییر چارچوب های مبنا نیز بر روی مشاهدات GNSS بررسی شود.

رابطه استاندارد تبدیل بین دو سیستم مرجع سه بعدی یک تشابه اقلیدسی ۷ پارامتری است که عبارتند از: سه مؤلفه انتقال، یک فاکتور مقیاس و سه زاویه دوران که به ترتیب عبارتند از: $T_1, T_2, T_3, D, R_1, R_2, R_3$. از آنجا که سرعت و نرخ تغییرات زمانی این پارامترها نیز در چارچوب های مرجع زمینی باید مد نظر قرار گیرد ۷ پارامتر دیگر یعنی مشتقات مرتبه اول زمانی آنها در این تبدیل استفاده می شوند که عبارتند از: $\dot{T}_1, \dot{T}_2, \dot{T}_3, \dot{D}, \dot{R}_1, \dot{R}_2, \dot{R}_3$ تبدیل بردار مختصات X_1 در چارچوب مرجع ITRF2000 به بردار مختصات X_2 در چارچوب مرجع ITRF2005 با معادله زیر نشان داده می‌شود [11]:

$$X_2 = X_1 + T + DX_1 + RX_1 \quad (13)$$

که در آن :

$$T = \begin{pmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \end{pmatrix}$$

$$R = \begin{pmatrix} 0 & -R_3 & R_2 \\ R_3 & 0 & -R_1 \\ -R_2 & R_1 & 0 \end{pmatrix}$$

با این فرض که معادله فوق برای مجموعه مختصات های ایستگاه های مورد استفاده، خطی است (تفاوت مبدأ حدود چند صد متر و تفاوت مقیاس و توجیه از درجه 10^{-5} است)، معادله تفاضلی آن نسبت به زمان به صورت زیر بیان می‌شود [11]:

$$\dot{X}_2 = \dot{X}_1 + \dot{T} + D\dot{X}_1 + D\dot{X}_1 + \dot{R}X_1 + R\dot{X}_1 \quad (14)$$

از آنجا که D, R از مرتبه 10^{-5} و \dot{X} حداکثر ۱۰ سانتی‌متر در سال است، عبارات $D\dot{X}_1$ و $R\dot{X}_1$ بسیار کوچک و قابل صرف‌نظر کردن هستند. بنابراین معادله فوق را می‌توان بصورت زیر نوشت [11]:

$$\dot{X}_2 = \dot{X}_1 + \dot{T} + \dot{D}X_1 + \dot{R}X_1 \quad (15)$$

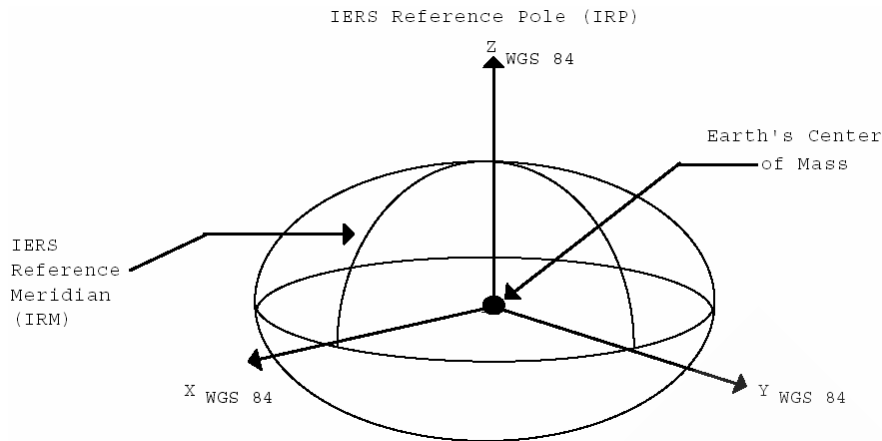
بر اساس روابط ارائه شده، پارامترهای تبدیل بین ITRF2000 و ITRF2005 محاسبه و طبق جدول زیر در سایت ITRF قرار داده شده است.

جدول ۲- پارامترهای تبدیل بین ITRF2000 و ITRF2005 [13]

| | T1 | T2 | T3 | D | R1 | R2 | R3 |
|-------|------|------|------|------|-------|-------|-------|
| | mm | mm | mm | 10-9 | mas | mas | mas |
| | 0.1 | -0.8 | -5.8 | 0.40 | 0.000 | 0.000 | 0.000 |
| ±/ | 0.3 | 0.3 | 0.3 | 0.05 | 0.012 | 0.012 | 0.012 |
| Rates | -0.2 | 0.1 | -1.8 | 0.08 | 0.000 | 0.000 | 0.000 |
| ±/ | 0.3 | 0.3 | 0.3 | 0.05 | 0.012 | 0.012 | 0.012 |

سطح مبنای ژئودتیک در GPS [بیضوی مرجع]

امروزه هر یک از سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای برای ارائه مختصات ایستگاه های مورد اندازه گیری از یک دستگاه مختصات مرجع زمینی قراردادی کارترین و بیضوی دو محوره دورانی مربوط به خود استفاده می کنند که به یکدیگر نزدیک هستند. شناخته شده ترین آنها دستگاه مختصات زمینی و بیضوی مرجع WGS-84 مورد استفاده در سامانه GPS است. این دستگاه در واقع از نوع CTRS است که بنابر تعریف زمین مرکز و زمین چسب می باشد و محور z آن از قطب قراردادی زمین (CTP) نسخه مربوط به سال ۱۹۸۴ با دقت $\pm 0.005''$ می گذرد. محور x آن فصل مشترک نصف النهار گرینویچ و صفحه استوای تعریف شده در سال ۱۹۸۴ با دقت $\pm 0.005''$ می باشد و محور y آن نیز به گونه ای تعریف شده است که یک دستگاه مختصات سه بعدی دست راستی بدست آید [14].



نگاره ۹- تعریف دستگاه مختصات WGS 84

چهار پارامتر اصلی هندسی و فیزیکی مربوط به بیضوی WGS-84 نیز به شرح زیر تعیین و معرفی شده اند [14].

| Parameter | Notation | Value |
|--|----------|--|
| Semi-major Axis | a | 6378137.0 meters |
| Reciprocal of Flattening | 1/f | 298.257223563 |
| Angular Velocity of the Earth | ω | $7292115.0 \times 10^{-11}$ rad/s |
| Earth's Gravitational Constant (Mass of Earth's Atmosphere Included) | GM | 3986004.418×10^8 m ³ /s ² |

همانطور که می دانیم به سادگی می توان مختصات ژئودتیک (φ, λ, h) هر نقطه دلخواه را در دستگاه WGS-84 به مختصات کارتزین (x, y, z) و بر عکس تبدیل نمود. رابطه کلی تبدیل مختصات ژئودتیک به مختصات کارتزین به صورت زیر می باشد [15].

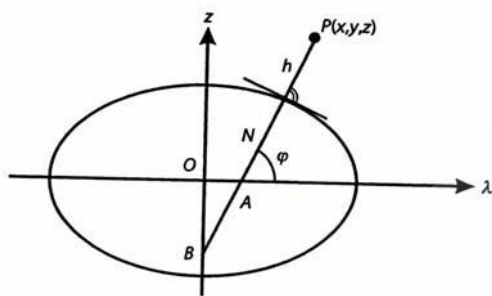
$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N + h) \cos \varphi \cos \lambda \\ (N + h) \cos \varphi \sin \lambda \\ (N(1 - e^2) + h) \sin \varphi \end{bmatrix} \quad (16)$$

همچنین رابطه کلی تبدیل مختصات کارتزین به مختصات ژئودتیک به صورت زیر ارائه می شود [15].

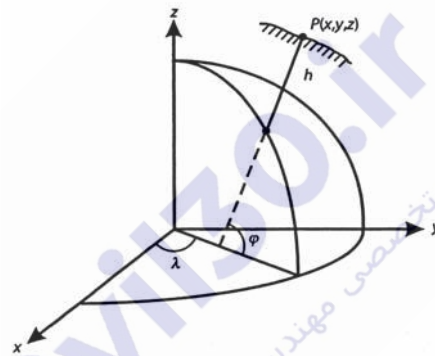
$$\begin{cases} \tan \varphi = \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \left(1 - e^2 \frac{N}{N+h}\right)^{-1} \\ \tan \lambda = y/x \\ h = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{\cos \varphi} - N \end{cases} \quad (17)$$

در روابط فوق e خروج از مرکزیت اول و N شعاع انحنای قائم اولیه است که از رابطه زیر بدست می آید.

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$$



نگاره ۱۰-ب- شعاع انحنای قائم اولیه (N)



نگاره ۱۰-الف- مختصات ژئودتیک (φ, λ, h) و

کارتزین (x, y, z)

البته تبدیل مختصات کارتزین به مختصات ژئودتیک به صراحت و سادگی تبدیل مختصات ژئودتیک به مختصات کارتزین نیست. همانطور که مشاهده می شود در تبدیل مختصات کارتزین به مختصات ژئودتیک نیاز به φ و h می باشد که خود مجهول هستند. لذا برای دستیابی به مختصات ژئودتیک نهایی باید از یک حل تکراری که با مقادیر تقریبی φ و h شروع می شود، استفاده نمود. از آنجا که $h \ll N$ مراحل تکرار به سرعت انجام و همگرا می شود. استفاده از روابط زیر می تواند شروع مناسبی برای تکرارهای بعدی باشد [15].

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$$

$$\cot \text{an } \varphi = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{z + \Delta z}, \quad \Delta z = e^2 N \sin \varphi = \frac{a e^2 \sin \varphi}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}}$$

$$h = \sqrt{x^2 + y^2 + (z + \Delta z)^2} - N$$

تبدیل بین دو بیضوی مرجع

هرچند در اغلب موارد اختلاف بین مختصات نقاط در دو دستگاه مرجع قراردادی زمینی بسیار کوچک است، لیکن در برخی کاربردها تبدیل مختصات کارتیزین و ژئودتیک متناسب به یک بیضوی به یک بیضوی دیگر ضروری است. از این رو در ادامه به شرح و چگونگی این تبدیلات پرداخته می شود. برای دو دستگاه مختصات کارتیزین که در مبدا و واحد طول اختلاف دارند به طور معمول از رابطه تبدیل ۷ پارامتری زیر معروف به تبدیل هلمرت استفاده می شود [16].

$$X_2 = X_0 + \mu R X_1 \quad (18)$$

یا

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} + \mu R \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

که در آن μ ضریب مقیاس (نسبت واحد های طول در دو دستگاه مختصات)، X_0 بردار انتقال (اختلاف مختصات در مبدا دو دستگاه مختصات)، X_1 بردار مختصات در دستگاه اول، X_2 بردار مختصات در دستگاه دوم و R ماتریس دوران های جزئی α_x ، α_y و α_z حول محور های x ، y و z به صورت زیر است.

$$R = R_x(\alpha)R_y(\alpha)R_z(\alpha) \cong \begin{bmatrix} 1 & \alpha_z & -\alpha_y \\ -\alpha_z & 1 & \alpha_x \\ \alpha_y & -\alpha_x & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

$$R_y(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

$$R_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

تبدیل مختصات ژئودتیک از یک بیضوی ($G1$) به یک بیضوی دیگر ($G2$) نیز به صورت زیر قابل بیان می باشد.

$$\begin{aligned} \varphi_{G2} &= \varphi_{G1} + \Delta\varphi \\ \lambda_{G2} &= \lambda_{G1} + \Delta\lambda \\ h_{G2} &= h_{G1} + \Delta h \end{aligned} \quad (20)$$

با استفاده از فرمول های استاندارد Molodensky می توان مقادیر $\Delta\varphi$ ، $\Delta\lambda$ و Δh را بر حسب ثانیه کمانی و متر به ترتیب زیر بدست آورد [14].

$$\begin{aligned} \Delta\varphi'' &= \{-\Delta X \sin\phi \cos\lambda - \Delta Y \sin\phi \sin\lambda + \Delta Z \cos\phi + \Delta a (R_N e^2 \sin\phi \cos\phi)/a + \Delta f [R_M (a/b) + R_N (b/a)] \sin\phi \cos\phi\} \cdot [(R_M + h) \sin 1'']^{-1} \\ \Delta\lambda'' &= [-\Delta X \sin\lambda + \Delta Y \cos\lambda] \cdot [(R_N + h) \cos\phi \sin 1'']^{-1} \end{aligned} \quad (21)$$

$$\Delta h = \Delta X \cos\phi \cos\lambda + \Delta Y \cos\phi \sin\lambda + \Delta Z \sin\phi - \Delta a (a/R_N) + \Delta f (b/a) R_N \sin^2\phi$$

که در آن:

(φ, λ, h) مختصات ژئودتیک در بیضوی $G1$ ،

$(\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)$ اختلاف مختصات در مرکز دو بیضوی،

a ، b و f و e به ترتیب نیم قطر بزرگ، نیم قطر کوچک، فشردگی و خروج از مرکزیت اول بیضوی $G1$ ،

Δa و Δb به ترتیب اختلاف نیم قطر بزرگ و فشردگی در بیضوی های $G1$ و $G2$ ،

R_N شعاع انحنای قائم اولیه،

$$R_N = a / (1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}$$

و R_M شعاع انحنای نصف النهاری است.

$$R_M = a(1 - e^2) / (1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}$$

تبدیل بین WGS-84 و ITRF2000 در ایران

یکی از مشکلاتی که کاربران شبکه ایستگاه های دائم GPS ایران، موسوم به شبکه ژئودینامیک سراسری، در بخش مهندسی و طرح های عمرانی با آن مواجه بودند، عدم همخوانی مختصات ITRF2000 این ایستگاه ها با مختصات WGS-84 بود. هر چند این اختلافات از چند سانتی متر تجاوز نمی کرد ولی برای رفع نگرانی های موجود تصمیم گرفته شد تا ضرایب تبدیل بین این دو دستگاه مختصات محاسبه و در اختیار کاربران قرار گیرند. بر همین اساس توسط یک کار مشترک در سازمان نقشه برداری کشور ضرایب تبدیل مختصات کارترین از ITRF2000 به WGS-84 محاسبه و انتشار یافت [17]. این ضرایب با دقت بسیار بالایی بر اساس مدل تبدیل استاندارد ۷ پارامتری Bursa-Wolf (Bursa, 1962; Wolf, 1963) و استفاده از ۲۶ ایستگاه مشترک در دو دستگاه مختصات (با توزیع سراسری در ایران) مطابق جدول ۳ بدست آمدند.

جدول ۳- ضرایب تبدیل ITRF2000 به WGS-84 در ایران [17]

| | | | | |
|--------------------------|------------------|-----------|--------|-------|
| <input type="checkbox"/> | Shift dX | 0.551 | 0.0028 | m |
| <input type="checkbox"/> | Shift dY | -0.373 | 0.0028 | m |
| <input type="checkbox"/> | Shift dZ | -0.817 | 0.0028 | m |
| <input type="checkbox"/> | Rotation about X | -0.001063 | 0.0013 | ["] |
| <input type="checkbox"/> | Rotation about Y | 0.009047 | 0.0016 | ["] |
| <input type="checkbox"/> | Rotation about Z | -0.011414 | 0.0014 | ["] |
| <input type="checkbox"/> | Scale | 0.004874 | 0.0050 | [ppm] |

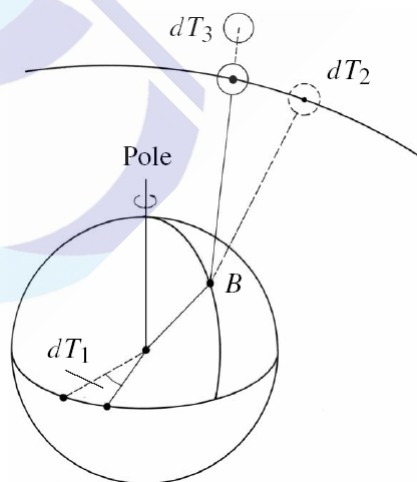
دستگاه های مرجع زمان

هدف اصلی دستگاه های مرجع زمان، تعیین لحظه دقیق یک رویداد است. در مکانیک سماوی و ژئودزی ماهواره ای، زمان از اهمیت ویژه ای برخوردار است، زیرا اجرام سماوی و ماهواره ها با سرعت بسیار زیادی حرکت می کنند. برای داشتن یک دستگاه مرجع زمان به صورت عملی، نیاز به یک بازه زمانی قابل تکرار و دقیق است که بر پایه برخی پدیده های فیزیکی قابل اندازه گیری، استوار باشد. همچنین یک مقطع زمانی

مرجع لازم است تا بازه‌های زمانی نسبت به آن محاسبه شوند. مقطع زمانی مرجع متداول در محاسبات نجومی و ماهواره ای، روز میلاد مسیح است [18].

در حال حاضر سه مقیاس زمانی در ژئودزی ماهواره ای مورد بحث می باشد که عبارتند از: زمان نجومی و خورشیدی، زمان دینامیکی و زمان اتمی. این زمان ها به ترتیب به دلیل ارتباط مشاهدات زمینی به یک چارچوب فضا-چسب، تبیین حرکات مداری ماهواره ها و اندازه گیری دقیق زمان ارسال و دریافت امواج مورد نیاز می باشند. زمان نجومی و زمان خورشیدی بر پایه دوران زمین تعریف شده اند و ارتباط آن‌ها بوسیله روابط ریاضی مشخص می باشد، در حالیکه زمان دینامیکی و زمان اتمی مستقل از دوران زمین می‌باشند.

به منظور دستیابی به دقت های مورد نظر سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای، می بایست ارتباط بین دستگاه های مختلف زمانی با بالاترین دقت مشخص باشد. برای مثال دقت زمانی متناظر با خطای ۱ سانتی متر در موقعیت، با در نظر گرفتن یک نقطه در استوا و دوران زمین $dT_1 = 2 \times 10^{-5} s$ ، یک ماهواره نزدیک به سطح زمین در مدار خود $dT_2 = 1 \times 10^{-6} s$ و یک فاصله بدست آمده از مدت زمان طی شده توسط یک سیگنال از ماهواره تا ایستگاه زمینی $dT_3 = 1 \times 10^{-10} s$ است [1]. بنابراین با توجه به دقت های زمانی ارائه شده در می یابیم که دستگاه های مرجع زمان مربوط به هر یک باید از دقتی بالاتر برخوردار باشند.



نگاره ۱۱- اثر خطاهای زمان سنجی در ژئودزی ماهواره ای [1]

زمان های مبتنی بر دوران زمین

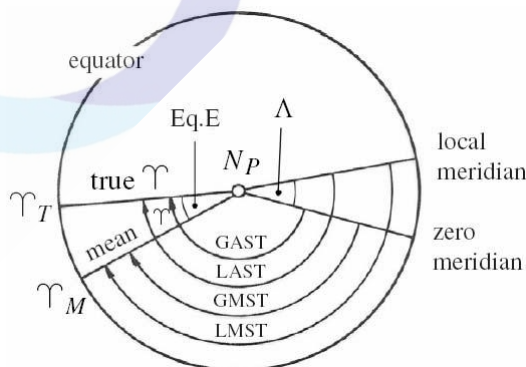
• زمان نجومی

حرکت روزانه زمین نسبت به ستاره‌ها و خورشید، به ترتیب مبنای زمان نجومی و زمان خورشیدی است. یک روز خورشیدی فاصله زمانی میان دو گذر متوالی خورشید از نصف‌النهار محل و یک روز نجومی فاصله زمانی میان دو گذر متوالی یک ستاره از نصف‌النهار محل است. به دلیل حرکت سالیانه زمین به دور خورشید طول روز خورشیدی و روز نجومی یکسان نمی‌باشد و در واقع یک روز در سال با هم اختلاف دارند.

اگر زاویه ساعتی نقطه اعتدال بهاری نسبت به نصف‌النهار نجومی گرینویچ اندازه گیری شود، زمان نجومی ظاهری گرینویچ (GAST) یا زمان نجومی متوسط گرینویچ (GMST) بدست می‌آید که تفاوت آنها در اختلاف بین نقطه اعتدال بهاری حقیقی و نقطه اعتدال بهاری متوسط می‌باشد. به همین ترتیب اگر زاویه ساعتی نقطه اعتدال بهاری نسبت به نصف‌النهار نجومی محلی اندازه گیری شود، زمان نجومی ظاهری محلی (LAST) یا زمان نجومی متوسط محلی (LMST) بدست می‌آید که مجدداً تفاوت آنها در اختلاف بین نقطه اعتدال بهاری حقیقی و نقطه اعتدال بهاری متوسط می‌باشد. روابط بین این زمان‌ها به صورت زیر قابل بیان می‌باشد [10].

$$GMST - GAST = \Delta \psi \cos \varepsilon \quad (22)$$

$$LMST - GMST = LAST - GAST = \Lambda \quad (23)$$



نگاره ۱۲- تعریف و ارتباط بین انواع زمان های نجومی [1]

• زمان خورشیدی

زمان ظاهری خورشیدی، فاصله میان گذرهای متوالی خورشید است که از یک طول جغرافیایی مشخص، مشاهده می‌شود. به صورت قراردادی ۱۲ ساعت به لحظه گذر خورشید نصف النهار محلی یا گرینویچ اضافه می‌شود تا شروع یک شبانه روز در نیمه شب قرار گیرد.

• زمان جهانی (UT)

از آنجا که مدار حرکت زمین به دور خورشید، دایره‌ای شکل نمی‌باشد، لذا شاهد تغییر طول روزها در طی سال هستیم. این بی‌نظمی‌های موجود در حرکت ظاهری خورشید سبب ایجاد مشکل در محاسبات می‌شود. از اینرو زمان جهانی (UT) بر مبنای خورشید ظاهری متوسط که دارای حرکت یکنواخت می‌باشد تعریف شده است.

سه نسخه از زمان جهانی با اندکی تفاوت بنام های UT0، UT1 و UT2 ارائه شده اند که اختلاف میان آن‌ها ناچیز بوده و تنها در کارهای دقیق مورد توجه قرار می‌گیرد. زمان UT0 به عنوان زمان جهانی خام بر اساس مشاهدات نجومی در ایستگاه های زمینی معینی بدون هیچ نوع تصحیحی بدست می‌آید. اگر تصحیح مربوط به حرکت قطبی به زمان UT0 اعمال گردد، در این صورت زمان UT1 حاصل می‌شود که مستقل از موقعیت ایستگاه است. چنانچه تصحیحات مربوط به تغییرات فصلی نیز به زمان UT1 اعمال شود، زمان UT2 بدست می‌آید که مطلق در نظر گرفته می‌شود.

زمان های اتمی

• زمان اتمی بین المللی (TAI)

همان طور که از نام آن مشخص است، در این دستگاه مرجع زمان از ساعت‌های اتمی استفاده می‌شود. زمان اتمی که مقیاس زمانی پایه را برای سرویس‌های نگهداری زمان (time-keeping) تعیین می‌نماید، زمان اتمی بین المللی (TAI) می‌باشد. زمان اتمی بین المللی بر پایه شمارش سیکل‌های یک جریان الکتریکی با فرکانس بالا استوار است که از رزنانس انتقال اتمی سزیم ۱۳۳ حاصل می‌شود. شایان ذکر است که اثرات

نسبیتی مانند موقعیت ساعت نسبت به ژئوئید، بر نرخ این سیکل‌ها اثرگذار است. واحد زمان اتمی در سطح آب‌های آزاد، ثانیه SI است. یک ثانیه SI برابر است با 9192631770 دوره تناوب انتقال الکترون میان دو سطح تراز فوق ظریف از حالت پایه اتم سزیم 133 ، در دمای صفر درجه کلوین [18].

• زمان جهانی هماهنگ (UTC)

رایج‌ترین زمان مورد استفاده، زمان جهانی هماهنگ (UTC) است که از زمان اتمی مشتق شده است. زمان UTC با فاصله $\pm 0,9$ ثانیه، از زمان UT1 تبعیت می‌کند ($\Delta UT1 = UT1 - UTC$). با توجه به تغییرات نامنظم UT1 بر اثر نامنظمی‌های موجود در دوران زمین، می‌بایست ثانیه‌های جهشی به صورت دوره‌ای به زمان UTC اضافه شود تا اختلاف معین میان دو مقیاس زمانی حفظ شود. ثانیه‌های جهشی در آخر ژوئن یا دسامبر اضافه می‌شوند.

• زمان GPS (GPS time)

سامانه‌های تعیین موقعیت ماهواره‌ای هر یک دستگاه مرجع زمان مخصوصی برای خود ایجاد و نگهداری می‌کنند. بر همین اساس سامانه GPS نیز از دستگاه مرجع زمان مختص خود موسوم به زمان GPS برخوردار است. این دستگاه مرجع زمان بر پایه زمان اتمی تعریف شده است و ارتباط مشخصی با زمان جهانی هماهنگ (UTC) دارد. به عنوان مثال اختلاف بین این دو در ۵ ژانویه ۱۹۸۰ صفر و در سال ۲۰۰۳ تقریباً ۱۳ ثانیه گزارش شده است [1]. این اختلافات به طور دائم توسط مراکز ذیربط محاسبه و در سایت‌های مرتبط به خود نظیر USNO و BIPM برای عموم انتشار می‌یابند.

زمان دینامیکی

در بسیاری از معادلات نجومی حرکت، مرکز جرم منظومه شمسی به عنوان مرجع انتخاب می‌گردد و بنابراین دستگاه مرجع زمان مورد نیاز باید مفهوم زمان اینرشیال را در خود حفظ نموده و اثرات نسبیتی را نیز در نظر گرفته باشد. به همین جهت دستگاه‌های مرجع زمان دینامیکی زمینی (TDT) و زمان دینامیکی باریسنتریک (barycentric) (TDB) به ترتیب برای استفاده در معادلات دیفرانسیلی حرکت مداری ماهواره‌ها به دور

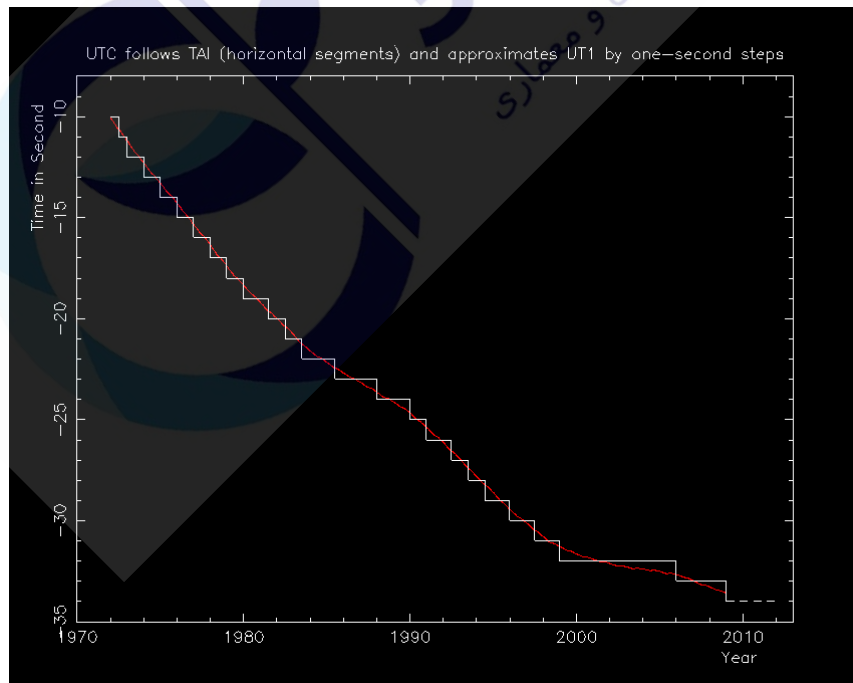
زمین و معادلات حرکت اجرام سماوی معرفی و جایگزین زمان نجومی شدند. بعد ها IAU زمان زمینی (TT) را به عنوان نام جدید زمان دینامیکی زمینی معرفی نمود.

تبدیلات بین زمان های مرجع

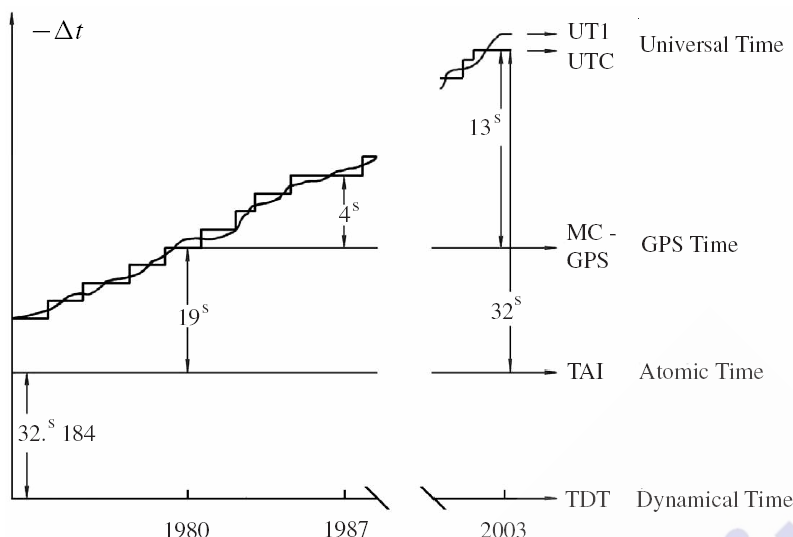
ارتباط این زمان با سایر زمان ها به صورت زیر است (نگاره های ۱۳ و ۱۴) [1]:

$$\begin{aligned} UT1 &= UTC + dUT1 \\ TAI &= GPST + 19.000s \\ TAI &= TDT - 32.184s \\ TAI &= UTC + 1.000s \times n \end{aligned} \quad (24)$$

که در آن $dUT1$ بیانگر تفاوت بین زمان UTC و زمان $UT1$ با قید کمتر از ۰٫۹ ثانیه و n عدد صحیح مربوط به جهش های یک ثانیه ای است که هنگام بروز تفاوت بیش از ۰٫۹ ثانیه اعمال می شود. مقادیر $dUT1$ و n به صورت رسمی توسط IERS محاسبه و منتشر می شوند. برای مثال مقدار n برای اول ژانویه سال ۲۰۰۹ توسط IERS ۳۴ ثانیه محاسبه و اعلام شده است.



نگاره ۱۳- اختلاف بین زمان های UTC و $UT1$ [13]



نگاره ۱۴- ارتباط بین زمان های مورد استفاده در ژئودزی ماهواره ای [1]

تاریخ و تقویم در ژئودزی ماهواره ای

• تاریخ ژولین

یکی از مفاهیم ضروری در مکانیک سماوی، تاریخ ژولین است. تاریخ ژولین (JD) تعداد روزهای خورشیدی متوسط سپری شده از ساعت ۱۲:۰۰ روز اول ژانویه سال ۴۷۱۳ قبل از میلاد در یک دوره ۷۹۸۰ ساله می باشد. تاریخ ژولین از ظهر هر روز آغاز می گردد تا ستاره شناسان بتوانند تمامی مشاهدات خود را در یک روز انجام دهند. تاریخ ژولین در فاصله زمانی بین اول مارس ۱۹۰۰ تا ۲۸ فوریه ۲۱۰۰، با استفاده از الگوریتم زیر بدست می آید [19].

$$JD = INT[365.25y] + INT[30.6001(m + 1)] + D + UT / 24 + 1720981.5 \quad (25)$$

$$y = Y - 1 \quad \text{and} \quad m = M + 12 \quad \text{if} \quad M \leq 2$$

$$y = Y \quad \text{and} \quad m = M \quad \text{if} \quad M > 2$$

در رابطه فوق، سال (Y)، ماه (M)، روز (D) و زمان حقیقی بر حسب ساعت (UT) معلوم هستند و وظیفه تابع INT، گرد کردن عدد حقیقی به یک عدد صحیح می باشد. توجه شود که سال باید به صورت چهار رقمی

وارد شود. از آنجا که مقدار عددی JD بزرگ است، برای سادگی محاسبات، تاریخ ژولین اصلاح شده موسوم به MJD به صورت زیر پیشنهاد شده است:

$$MJD = JD - 2400000.5 \quad (26)$$

به این ترتیب ضمن اینکه مقدار عددی تاریخ ژولین کمتر می‌شود، شروع هر روز نیز از ظهر به نیمه شب تبدیل خواهد شد. همچنین رابطه معکوس تبدیل تاریخ ژولین به تاریخ معمولی به صورت زیر می‌باشد [19].

$$\begin{aligned} a &= INT[JD + 0.5] \\ b &= a + 1537 \\ c &= INT[(b - 122.1) / 365.25] \\ d &= INT[365.25c] \\ e &= INT[(b - a) / 30.6001] \\ D &= b - d - INT[30.6001e] + FRAC[JD + 0.5] \\ M &= e - 1 - 12INT[e/14] \\ Y &= c - 4715 - INT[(7 + M) / 10] \end{aligned} \quad (27)$$

که در آن a, b, c, d, e یکسری ضرایب کمکی و تابع $FRAC$ بخش کسری عدد را بدست می‌دهد. شماره هفته GPS نیز با مبدا قرار دادن ۶ ژانویه ۱۹۸۰ از رابطه زیر بدست می‌آید [19].

$$WEEK = INT[(JD - 2444244.5) / 7] \quad (28)$$

به عنوان مثال تاریخ ژولین و شماره هفته GPS برای اول ژانویه ۲۰۰۰ بر اساس روابط فوق به ترتیب ۲۴۵۱۵۴۵٫۰ و ۱۰۴۲ بدست می‌آیند. نکته حائز اهمیت اینکه بدلیل محدودیت تخصیص فضا در پیام‌های ناوبری GPS برای هفته GPS (۱۰ بیت)، هر ۱۰۴۲ هفته این عدد صفر می‌شود که می‌بایست تصحیح مربوطه در پردازش داده‌ها منظور شود. بطور نمونه در جدول (۴) تقویم GPS برای سال ۲۰۰۹ و ارتباط آن با تقویم معمولی میلادی آمده است (<http://www.ngs.noaa.gov/CORS/gpscal2009.txt>).

جدول ۴ - تقویم GPS برای سال ۲۰۰۹ و ارتباط آن با تقویم معمولی میلادی

| 2009 GPS CALENDAR 2009 | | | | | | | |
|------------------------|-------------|-------------|--------------|----------------|---------------|-------------|---------------|
| GPSwk | Sunday 0 | Monday 1 | Tuesday 2 | Wednesday 3 | Thursday 4 | Friday 5 | Saturday 6 |
| 1512 | | | | | 1 JA 001 | 2 JA 002 | 3 JA 003 |
| 1513 | 4 JA 004 | 5 JA 005 | 6 JA 006 | 7 JA 007 | 8 JA 008 | 9 JA 009 | 10 JA 010 |
| 1514 | 11 JA 011 | 12 JA 012 | 13 JA 013 | 14 JA 014 | 15 JA 015 | 16 JA 016 | 17 JA 017 |
| 1515 | 18 JA 018 | 19 JA 019 | 20 JA 020 | 21 JA 021 | 22 JA 022 | 23 JA 023 | 24 JA 024 |
| 1516 | 25 JA 025 | 26 JA 026 | 27 JA 027 | 28 JA 028 | 29 JA 029 | 30 JA 030 | 31 JA 031 |
| 1517 | 1 FE 032 | 2 FE 033 | 3 FE 034 | 4 FE 035 | 5 FE 036 | 6 FE 037 | 7 FE 038 |
| 1518 | 8 FE 039 | 9 FE 040 | 10 FE 041 | 11 FE 042 | 12 FE 043 | 13 FE 044 | 14 FE 045 |
| 1519 | 15 FE 046 | 16 FE 047 | 17 FE 048 | 18 FE 049 | 19 FE 050 | 20 FE 051 | 21 FE 052 |
| 1520 | 22 FE 053 | 23 FE 054 | 24 FE 055 | 25 FE 056 | 26 FE 057 | 27 FE 058 | 28 FE 059 |
| 1521 | 1 MR 060 | 2 MR 061 | 3 MR 062 | 4 MR 063 | 5 MR 064 | 6 MR 065 | 7 MR 066 |
| 1522 | 8 MR 067 | 9 MR 068 | 10 MR 069 | 11 MR 070 | 12 MR 071 | 13 MR 072 | 14 MR 073 |
| 1523 | 15 MR 074 | 16 MR 075 | 17 MR 076 | 18 MR 077 | 19 MR 078 | 20 MR 079 | 21 MR 080 |
| 1524 | 22 MR 081 | 23 MR 082 | 24 MR 083 | 25 MR 084 | 26 MR 085 | 27 MR 086 | 28 MR 087 |
| 1525 | 29 MR 088 | 30 MR 089 | 31 MR 090 | 1 AP 091 | 2 AP 092 | 3 AP 093 | 4 AP 094 |
| 1526 | 5 AP 095 | 6 AP 096 | 7 AP 097 | 8 AP 098 | 9 AP 099 | 10 AP 100 | 11 AP 101 |
| 1527 | 12 AP 102 | 13 AP 103 | 14 AP 104 | 15 AP 105 | 16 AP 106 | 17 AP 107 | 18 AP 108 |
| 1528 | 19 AP 109 | 20 AP 110 | 21 AP 111 | 22 AP 112 | 23 AP 113 | 24 AP 114 | 25 AP 115 |
| 1529 | 26 AP 116 | 27 AP 117 | 28 AP 118 | 29 AP 119 | 30 AP 120 | 1 MY 121 | 2 MY 122 |
| 1530 | 3 MY 123 | 4 MY 124 | 5 MY 125 | 6 MY 126 | 7 MY 127 | 8 MY 128 | 9 MY 129 |
| 1531 | 10 MY 130 | 11 MY 131 | 12 MY 132 | 13 MY 133 | 14 MY 134 | 15 MY 135 | 16 MY 136 |
| 1532 | 17 MY 137 | 18 MY 138 | 19 MY 139 | 20 MY 140 | 21 MY 141 | 22 MY 142 | 23 MY 143 |
| 1533 | 24 MY 144 | 25 MY 145 | 26 MY 146 | 27 MY 147 | 28 MY 148 | 29 MY 149 | 30 MY 150 |
| 1534 | 31 MY 151 | 1 JE 152 | 2 JE 153 | 3 JE 154 | 4 JE 155 | 5 JE 156 | 6 JE 157 |
| 1535 | 7 JE 158 | 8 JE 159 | 9 JE 160 | 10 JE 161 | 11 JE 162 | 12 JE 163 | 13 JE 164 |
| 1536 | 14 JE 165 | 15 JE 166 | 16 JE 167 | 17 JE 168 | 18 JE 169 | 19 JE 170 | 20 JE 171 |
| 1537 | 21 JE 172 | 22 JE 173 | 23 JE 174 | 24 JE 175 | 25 JE 176 | 26 JE 177 | 27 JE 178 |
| 1538 | 28 JE 179 | 29 JE 180 | 30 JE 181 | 1 JL 182 | 2 JL 183 | 3 JL 184 | 4 JL 185 |
| 1539 | 5 JL 186 | 6 JL 187 | 7 JL 188 | 8 JL 189 | 9 JL 190 | 10 JL 191 | 11 JL 192 |
| 1540 | 12 JL 193 | 13 JL 194 | 14 JL 195 | 15 JL 196 | 16 JL 197 | 17 JL 198 | 18 JL 199 |
| 1541 | 19 JL 200 | 20 JL 201 | 21 JL 202 | 22 JL 203 | 23 JL 204 | 24 JL 205 | 25 JL 206 |
| 1542 | 26 JL 207 | 27 JL 208 | 28 JL 209 | 29 JL 210 | 30 JL 211 | 31 JL 212 | 1 AU 213 |
| 1543 | 2 AU 214 | 3 AU 215 | 4 AU 216 | 5 AU 217 | 6 AU 218 | 7 AU 219 | 8 AU 220 |
| 1544 | 9 AU 221 | 10 AU 222 | 11 AU 223 | 12 AU 224 | 13 AU 225 | 14 AU 226 | 15 AU 227 |
| 1545 | 16 AU 228 | 17 AU 229 | 18 AU 230 | 19 AU 231 | 20 AU 232 | 21 AU 233 | 22 AU 234 |
| 1546 | 23 AU 235 | 24 AU 236 | 25 AU 237 | 26 AU 238 | 27 AU 239 | 28 AU 240 | 29 AU 241 |
| 1547 | 30 AU 242 | 31 AU 243 | 1 SE 244 | 2 SE 245 | 3 SE 246 | 4 SE 247 | 5 SE 248 |
| 1548 | 6 SE 249 | 7 SE 250 | 8 SE 251 | 9 SE 252 | 10 SE 253 | 11 SE 254 | 12 SE 255 |
| 1549 | 13 SE 256 | 14 SE 257 | 15 SE 258 | 16 SE 259 | 17 SE 260 | 18 SE 261 | 19 SE 262 |
| 1550 | 20 SE 263 | 21 SE 264 | 22 SE 265 | 23 SE 266 | 24 SE 267 | 25 SE 268 | 26 SE 269 |
| 1551 | 27 SE 270 | 28 SE 271 | 29 SE 272 | 30 SE 273 | 1 OC 274 | 2 OC 275 | 3 OC 276 |
| 1552 | 4 OC 277 | 5 OC 278 | 6 OC 279 | 7 OC 280 | 8 OC 281 | 9 OC 282 | 10 OC 283 |
| 1553 | 11 OC 284 | 12 OC 285 | 13 OC 286 | 14 OC 287 | 15 OC 288 | 16 OC 289 | 17 OC 290 |
| 1554 | 18 OC 291 | 19 OC 292 | 20 OC 293 | 21 OC 294 | 22 OC 295 | 23 OC 296 | 24 OC 297 |
| 1555 | 25 OC 298 | 26 OC 299 | 27 OC 300 | 28 OC 301 | 29 OC 302 | 30 OC 303 | 31 OC 304 |
| 1556 | 1 NO 305 | 2 NO 306 | 3 NO 307 | 4 NO 308 | 5 NO 309 | 6 NO 310 | 7 NO 311 |
| 1557 | 8 NO 312 | 9 NO 313 | 10 NO 314 | 11 NO 315 | 12 NO 316 | 13 NO 317 | 14 NO 318 |
| 1558 | 15 NO 319 | 16 NO 320 | 17 NO 321 | 18 NO 322 | 19 NO 323 | 20 NO 324 | 21 NO 325 |
| 1559 | 22 NO 326 | 23 NO 327 | 24 NO 328 | 25 NO 329 | 26 NO 330 | 27 NO 331 | 28 NO 332 |
| 1560 | 29 NO 333 | 30 NO 334 | 1 DE 335 | 2 DE 336 | 3 DE 337 | 4 DE 338 | 5 DE 339 |
| 1561 | 6 DE 340 | 7 DE 341 | 8 DE 342 | 9 DE 343 | 10 DE 344 | 11 DE 345 | 12 DE 346 |
| 1562 | 13 DE 347 | 14 DE 348 | 15 DE 349 | 16 DE 350 | 17 DE 351 | 18 DE 352 | 19 DE 353 |
| 1563 | 20 DE 354 | 21 DE 355 | 22 DE 356 | 23 DE 357 | 24 DE 358 | 25 DE 359 | 26 DE 360 |
| 1564 | 27 DE 361 | 28 DE 362 | 29 DE 363 | 30 DE 364 | 31 DE 365 | | |

فصل چهارم



30vil50.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

حرکت مداری ماهواره ها

موقعیت لحظه ای دقیق ماهواره ها در فضا تقریباً در تمام مسائل ژئودزی ماهواره ای مورد نیاز است. این موضوع بویژه در تعیین موقعیت دقیق نقاط زمینی بسیار مورد توجه است و دقت موقعیت ماهواره ها نقش اساسی در دستیابی به موقعیت دقیق نقاط زمینی دارند. عامل اصلی حرکت مداری ماهواره‌ها نیروی جاذبه مرکزی زمین تحت قوانین کپلر است. اما حرکت واقعی ماهواره ها علاوه بر نیروی جاذبه مرکزی زمین متأثر از نیروهای دیگری مانند نیروی جاذبه غیر مرکزی زمین، جاذبه خورشید و ماه، جزر و مد زمین و فشار وارد بر ماهواره ها به دلیل تشعشعات خورشیدی به عنوان نیروهای اغتشاشی می‌باشد. البته نیروی اصطکاک اتمسفری را نیز نباید فراموش کرد ولی اثر این نیرو برای ماهواره های با ارتفاع مداری زیاد قابل چشم پوشی است. نیروهای اغتشاشی به دو بخش نیروهای جاذبی و نیروهای غیرجاذبی تقسیم می‌شوند. نیروهای جاذبی شامل: جاذبه غیرکروی زمین، جاذبه ماه، خورشید و سایر سیارات منظومه شمسی، جاذبه جزرومد پوسته‌ای و اقیانوسی و نیروهای غیرجاذبی شامل: اصطکاک اتمسفر، تشعشعات خورشیدی و اثر غیرمستقیم تشعشعات خورشیدی می باشند.

از دیدگاه ریاضی، معادلات حرکت مداری ماهواره‌ها بصورت معادلات دیفرانسیل نوشته می شوند که بوسیله انتگرال گیری عددی نسبت به زمان حل می‌شوند. انتگرال گیری با مقادیر شرطی اولیه، مانند موقعیت و سرعت ماهواره ها در زمان های اولیه، انجام می‌پذیرد. موقعیت‌های محاسبه شده حاصل از انتگرال گیری برای ماهواره ها می‌توانند با مشاهدات واقعی مقایسه شوند و اختلاف های حاصل برای بهبود تابع نیرو، مقادیر شرطی اولیه، یا موقعیت ایستگاه های زمینی مورد استفاده قرار گیرند.

عناصر کپلری

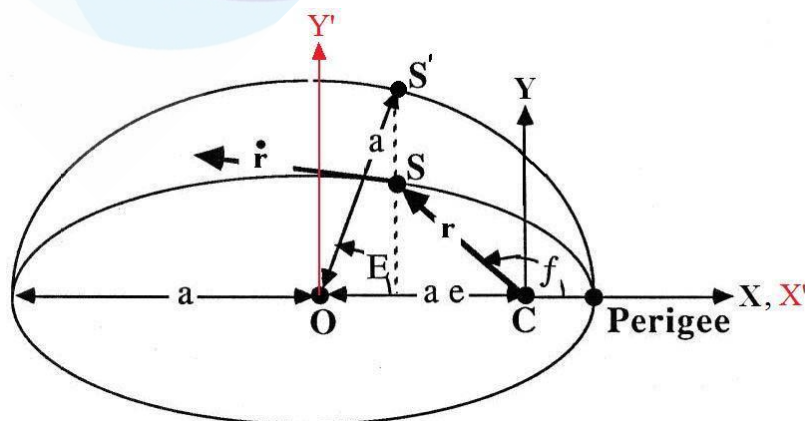
اغلب برای بیان موقعیت ماهواره‌ها در فضا از ۶ عنصر یا پارامتر کپلری استفاده می‌شود. از آنجا که نیروی جاذبه مرکزی زمین بیشترین نقش را در حرکت مداری ماهواره ها دارد، لذا برای بررسی حرکت ماهواره‌ها از این واقعیت استفاده کرده و به جای مدارات واقعی از مدارهای ساده تری موسوم به مدارهای نرمال استفاده می‌کنیم. در مدارهای نرمال، ماهواره‌ها در یک صفحه مداری حرکت می‌کنند که در فضا ثابت می‌باشد. با این

فرض بر اساس قوانین کپلر از نقطه نظر ریاضی، مسیر ماهواره در صفحه مداری یک بیضی است و یکی از کانون های بیضی مداری در مرکز زمین واقع می شود. فرضیات مربوط به مدارهای نرمال که منجر به چنین حرکت مداری ساده ای موسوم به حرکت کپلری می شوند، عبارتند از [leick]:

- زمین یک نقطه مادی یا بعبارت دیگر یک کره با توزیع چگالی ثابت است. میدان جاذبه چنین جسمی بصورت شعاعی متقارن می باشد و تمام خطوط شاقولی بصورت مستقیم به مرکز کره منتهی می شوند.
- از جرم ماهواره ها در مقایسه با جرم زمین چشم پوشی می شود.
- حرکت ماهواره ها در خلاء کامل انجام می شود. در چنین فضایی هیچ اصطکاک اتمسفری و فشار تشعشع خورشیدی وجود ندارد که بر ماهواره ها عمل کند.
- هیچ نیروی جاذبه ای از طرف خورشید، ماه و دیگر اجرام سماوی بر ماهواره ها وارد نمی شود.

با در نظر داشتن فرضیات فوق و قانون جاذبه نیوتن، قوانین سه گانه کپلر که بر اساس آنها حرکت مداری ماهواره ها به دور زمین توصیف می شود به شرح زیر می باشند.

قانون اول: مسیر حرکت هر ماهواره به دور زمین یک بیضی است که زمین در یکی از کانون های آن قرار دارد. قانون اول نیوتن بیانگر هندسه حاکم بر حرکت مداری ماهواره است و بر اساس نگاره (۱) بردار موقعیت و بردار سرعت ماهواره در دستگاه مختصات مداری هر ماهواره قابل ارائه است.



نگاره ۱- هندسه بیضی مداری و دستگاه مختصات مداری ماهواره [2]

همانطور که اشاره شد مسیر حرکت ماهواره به دور زمین یک بیضی است که شکل و اندازه آن با نصف قطر بزرگ a و نصف قطر کوچک b یا خروج از مرکزی اول e تعیین می‌شود. مطابق نگاره (۱) برای نمایش مختصات کارتیزین ماهواره در مدار بیضی شکل خود از محورهای قطر بزرگ و قطر کوچک به ترتیب برای X و Y استفاده می‌شود که مبدا آن بر نقطه کانونی بیضی و منطبق بر مرکز جرم زمین قرار می‌گیرد. در نگاره فوق پارامتر e بیانگر خروج از مرکزی اول بیضی، f زاویه بین محور X (بطرف نقطه پریجی) و بردار واصل مرکز زمین به ماهواره در جهت خلاف عقربه‌های ساعت موسوم به آنومالی حقیقی، E زاویه بین محور X (بطرف نقطه پریجی) و بردار واصل مرکز زمین به تصویر S' ماهواره (موازی با محور Y بر روی دایره محیطی به شعاع a) در جهت خلاف عقربه‌های ساعت موسوم به آنومالی خارج از مرکزی، r بردار موقعیت لحظه ای ماهواره و \dot{r} بردار سرعت یا نرخ لحظه ای موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات مداری ماهواره است.

معادله بیضی مداری با توضیحات بالا و در نظر گرفتن محور Y' موازی با محور Y و محور X' موازی با محور X گذرنده از مرکز بیضی بصورت زیر نوشته می‌شود.

$$\frac{x'^2}{a^2} + \frac{y'^2}{b^2} = 1 \quad (1)$$

که در آن

$$x' = ae + r \cos f \quad (2)$$

$$y' = r \sin f \quad (3)$$

$$b^2 = a^2(1 - e^2) \quad (4)$$

با جایگذاری معادلات (۲)، (۳) و (۴) در (۱) و حل معادله درجه دوم برای r به رابطه دیگری برای معادله بیضی خواهیم رسید.

$$\frac{1}{r} = \frac{1}{a(1 - e^2)} + \frac{e}{a(1 - e^2)} \cos f \quad (5)$$

حال با در نظر گرفتن ثابت های $c = \frac{e}{a(1-e^2)}$ و $h = \sqrt{GM.a.(1-e^2)}$ به رابطه ساده تری برای معادله

بیضی مسیر ماهواره خواهیم رسید.

$$\frac{1}{r} = c \cdot \cos f + \frac{GM}{h^2} \quad (6)$$

با توجه به نگاره (۱) و توضیحات بالا و معادلات قبلی، بردار موقعیت لحظه ای ماهواره (r) و بردار سرعت لحظه ای ماهواره (\dot{r}) در دستگاه مختصات مداری به صورت زیر قابل نمایش است. لازم به ذکر است محور Z عمود بر صفحه مداری است و یک دستگاه مختصات دست راستی فراهم می کند.

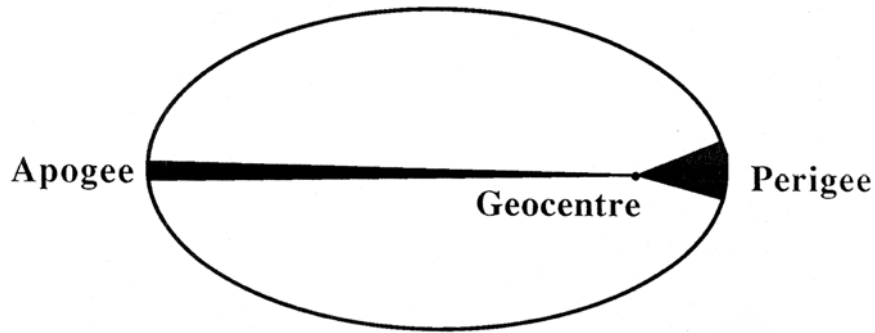
$$r = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x' - ae \\ y' \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a \cos E - ae \\ a\sqrt{1-e^2} \sin E \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos f \\ r \sin f \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{a(1-e^2)}{(1+e \cos f)} \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\dot{r} = \frac{na}{(1-e \cos E)} \begin{bmatrix} -\sin E \\ \sqrt{1-e^2} \cos E \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{na}{\sqrt{1-e^2}} \begin{bmatrix} -\sin f \\ e + \cos f \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

که در آن n سرعت زاویه ای متوسط ماهواره در مدار است و با داشتن دوره تناوب گردش ماهواره به دور زمین (T) به صورت زیر بدست می آید.

$$n = \frac{2\pi}{T} \quad (9)$$

قانون دوم: در طی حرکت ماهواره به دور زمین، بردار موقعیت ماهواره در زمان های مساوی، مساحت های مساوی جاروب می کند. بنابراین هرگاه اندازه بردار موقعیت ماهواره کوتاه تر شود، سرعت ماهواره بیشتر و هرگاه اندازه بردار موقعیت ماهواره بلند تر شود، سرعت ماهواره کمتر می شود. این قانون به این معنی است که حداکثر سرعت ماهواره در نزدیکترین نقطه بیضی مدار به مرکز زمین یعنی پریجی و حداقل سرعت ماهواره در دورترین نقطه بیضی مدار به مرکز زمین یعنی آپوجی رخ می دهد (نگاره ۲).



نگاره ۲- تعبیر هندسی قانون دوم کپلر [2]

مطابق نگاره (۳) برای یک کمان بسیار کوچک از بیضی مسیر می توان از تقریب دایره به جای بیضی استفاده کرد و مساحت پیموده شده توسط بردار موقعیت ماهواره r را بین دو لحظه t_1 و t_2 بدست آورد.

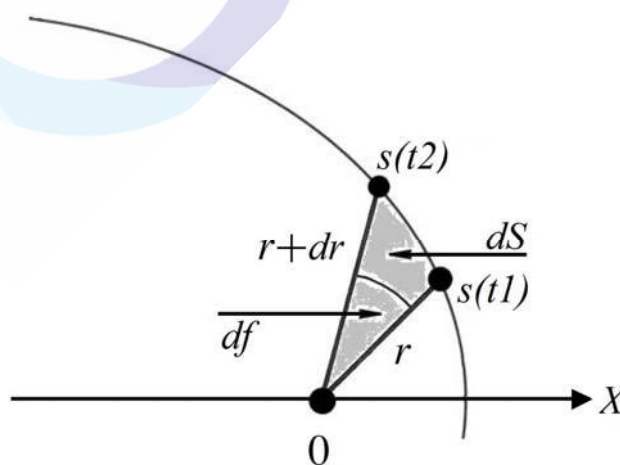
$$dS \approx \frac{1}{2} r^2 df \quad (10)$$

که در آن df زاویه پیموده شده توسط بردار موقعیت ماهواره r می باشد. از قانون دوم کپلر می توان رابطه زیر را نتیجه گرفت.

$$r^2 df \approx c \cdot dt \quad (11)$$

که c ضریب ثابت و dt فاصله زمانی بین دو موقعیت $s(t_1)$ و $s(t_2)$ ماهواره می باشد. نهایتاً معادله ریاضی قانون دوم کپلر را می توان به صورت زیر نمایش داد.

$$r^2 \frac{df}{dt} = c \quad (12)$$



نگاره ۳- حرکت ماهواره تحت قانون دوم کپلر

قانون سوم: مکعب نیم قطر بزرگ مدار بیضی ماهواره (a) متناسب با مربع دوره تناوب حرکت ماهواره به دور زمین (T) است.

$$a^3 \propto T^2 \quad (13)$$

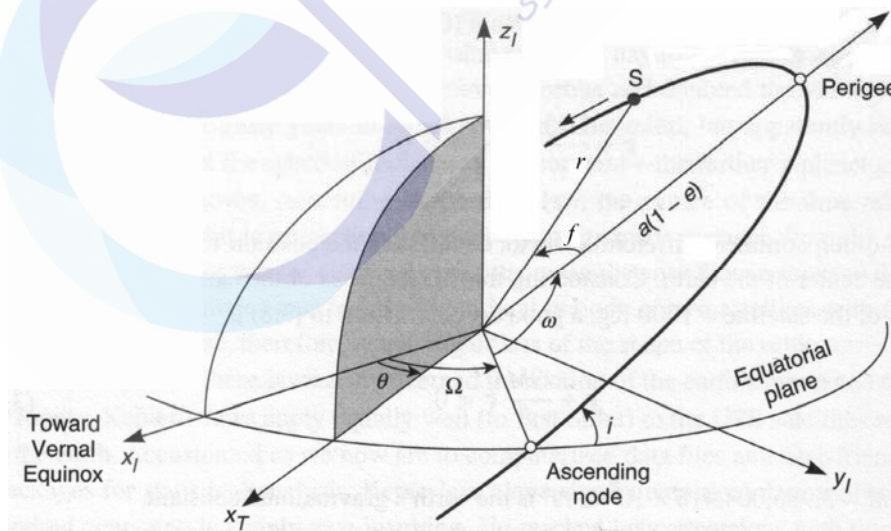
بر اساس مطالعات و تحقیقات به عمل آمده رابطه فوق به صورت زیر تعیین شده است.

$$\frac{a^3}{T^2} = \frac{GM}{4\pi^2} \quad (14)$$

که در آن G ثابت جاذبه زمین و M جرم زمین است. همچنین با استفاده از قانون سوم کپلر، سرعت زاویه ای متوسط ماهواره (n) را می توان به صورت زیر بدست آورد.

$$n = \frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{GM}{a^3}} \quad (15)$$

حال پس از آشنایی با قوانین کپلر به بیان مختصات هر ماهواره در مدار بیضی با استفاده از شش عنصر کپلری می پردازیم. مطابق نگاره (۴) موقعیت لحظه ای هر ماهواره در حال گردش به دور زمین با شش پارامتر زیر موسوم به عناصر یا پارامترهای مداری کپلری قابل بیان است.

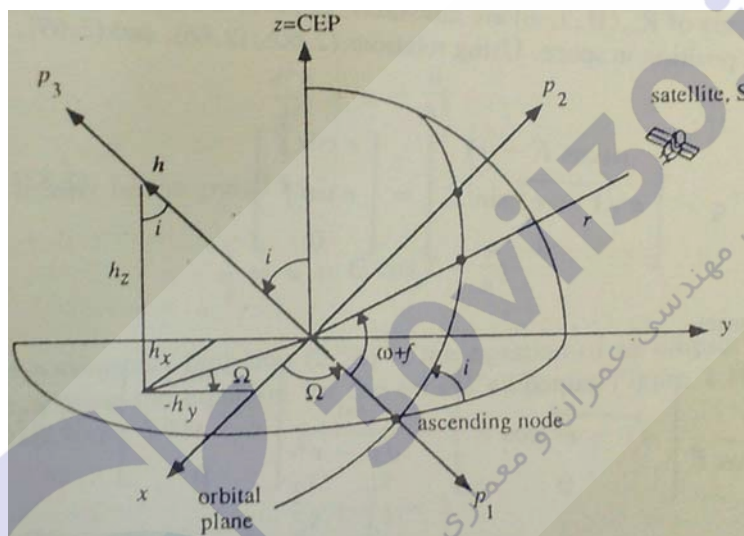


نگاره ۴- پارامترهای مداری کپلری ($\Omega, i, \omega, a, e, f$) در دستگاه مختصات مرجع اینرشیال

- بعد نقطه گرهی صعودی، Ω ، که زاویه بین نقطه گرهی صعودی و نقطه اعتدال بهاری (ورنال) در جهت خلاف عقربه‌های ساعت است. صفحه حرکت مداری ماهواره و استوای زمین یکدیگر را در یک خط موسوم به خط نودال با دو نقطه تلاقی بنام نقاط گرهی قطع می‌کنند. نقطه گرهی که از آن به بعد ماهواره وارد فضای نیمکره شمالی می‌شود، نقطه گرهی صعودی و نقطه گرهی که از آن به بعد ماهواره وارد فضای نیمکره جنوبی می‌شود را نقطه گرهی صعودی می‌نامند.
 - زاویه میل، i ، که زاویه بین صفحه حرکت مداری و صفحه استوا در جهت خلاف عقربه‌های ساعت است.
 - آرگومان پریجی، ω ، که زاویه بین نقطه گرهی صعودی و نقطه پریجی در صفحه حرکت مداری در جهت خلاف عقربه‌های ساعت است.
 - نیم قطر بزرگ بیضی مدار ماهواره، a ، که قطعا بزرگتر از نیم قطر بزرگ بیضی مرجع زمین است.
 - خروج از مرکزی اول بیضی مدار ماهواره، e ، که عددی بسیار کوچک است و بیانگر انحراف جزئی بیضی مدار ماهواره از یک دایره است.
 - یک پارامتر دیگر به صورت تابعی از زمان مانند آنومالی حقیقی (f)، آنومالی خارج از مرکزی (E) یا آنومالی متوسط (M) که نشاندهنده موقعیت لحظه ای ماهواره در مدار بیضی شکل خود باشد.
- از بین پارامترهای فوق بعد نقطه گرهی صعودی و زاویه میل (Ω, i) نشاندهنده موقعیت صفحه حرکت مداری در یک فضای اینرشیال یا دستگاه مرجع سماوی، آرگومان پریجی (ω) بیانگر توجیه بیضی مدار ماهواره در صفحه حرکت مداری، نیم قطر بزرگ و خروج از مرکزی اول بیضی مدار ماهواره و آنومالی حقیقی (a, e, f) نشاندهنده موقعیت لحظه ای ماهواره در بیضی مدار است. پنج پارامتر اول در فضای اینرشیال ثابت هستند ولی پارامتر ششم یعنی آنومالی حقیقی (f)، آنومالی خارج از مرکزی (E) یا آنومالی متوسط (M) تنها پارامتر کپلری است که به عنوان تابعی از حرکت ماهواره یا به عبارت دیگر تابعی از زمان مطرح است. البته یادآوری می‌شود در بررسی مسیر واقعی ماهواره‌ها، شرایط حرکت کپلری و مدارهای نرمال برقرار نیست و تمام پارامترهای کپلری بصورت تابعی از زمان در نظر گرفته می‌شوند. بهر حال بنابر آنچه دیدیم با فرض

حرکت کپلری، برای دانستن مختصات ماهواره در یک دستگاه مختصات مرجع سماوی هر شش پارامتر یاد شده ضروری می باشند.

هر چند می توان موقعیت هر ماهواره را با دسته های مختلفی از عناصر کپلری مانند $(\Omega, i, \omega, a, e, f)$ ، $(\Omega, i, \omega, a, e, E)$ یا $(\Omega, i, \omega, a, e, M)$ مشخص نمود، لیکن اغلب اوقات موقعیت ماهواره با عناصر کپلری مشخص نمی شود و به جای آن از بردار موقعیت $r_{RA} = (x, y, z)_{RA}$ و بردار سرعت $\dot{r}_{RA} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})_{RA}$ در دستگاه مختصات سماوی، استفاده می شود (نگاره های ۴ و ۵).



نگاره ۵- عناصر کپلری و بردار گشتاور زاویه ای در دستگاه مختصات سماوی (leick)

برای تبدیل بردار مختصات و سرعت ماهواره از دستگاه مختصات مداری (r_{OR}, \dot{r}_{OR}) به دستگاه مختصات سماوی بعدی (r_{RA}, \dot{r}_{RA}) به عنوان یک دستگاه مختصات اینرشیال از سه پارامتر مداری کپلری (Ω, i, ω) که دارای مقادیر ثابت هستند و ماتریس های دوران R_Z و R_X حول محور های Z و X استفاده می شود.

$$\begin{aligned} r_{RA} &= R_Z(-\Omega)R_X(-i)R_Z(-\omega)r_{OR} \\ \dot{r}_{RA} &= R_Z(-\Omega)R_X(-i)R_Z(-\omega)\dot{r}_{OR} \end{aligned} \quad (16)$$

که در آن R_Z و R_X معرف دوران حول محور های Z و X می باشند.

همچنین در صورت نیاز به محاسبه پارامترهای کپلری به کمک بردار مختصات سماوی، بایستی ابتدا مقدار و جهت بردار گشتاور زاویه ای را که عمود بر صفحه حرکت مداری است بدست آوریم.

$$h = r_{RA} \times \dot{r}_{RA} = \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} \quad (17)$$

حال بر اساس نگاره (۵) با روابط زیر می توان دو پارامتر بعد نقطه گرهی صعودی و زاویه میل (Ω, i) را بدست آورد.

$$\Omega = \tan^{-1} \left(\frac{h_x}{-h_y} \right) \quad (18)$$

$$i = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{h_x^2 + h_y^2}}{h_z} \right) \quad (19)$$

با تعریف یک دستگاه مختصات کمکی مانند p ، که محور $p1$ آن منطبق بر خط نودال، محور $p3$ آن در راستای بردار گشتاور زاویه ای و محور $p2$ آن برای ما یک دستگاه مختصات دست راستی فراهم نماید، به تبدیل بین دستگاه مختصات سماوی و کمکی به صورت زیر می رسیم.

$$p = R_x(i)R_z(\Omega)r_{RA} \quad (20)$$

حال امکان محاسبه مجموع آرگومان پریجی و آنومالی حقیقی از رابطه زیر فراهم شده است.

$$\omega + f = \tan^{-1} \left(\frac{p2}{p1} \right) \quad (21)$$

مقادیر سرعت ماهواره، فاصله ماهواره از مرکز جرم زمین و گشتاور زاویه ای در دستگاه مختصات سماوی به ترتیب از روابط زیر تعیین می شوند.

$$\dot{r} = \sqrt{\dot{r}_{RA} \cdot \dot{r}_{RA}} = \|\dot{r}_{RA}\| \quad (22)$$

$$r = \sqrt{r_{RA} \cdot r_{RA}} = \|r_{RA}\| \quad (23)$$

$$h = \sqrt{h \cdot h} = \|h\| \quad (24)$$

مقدار سرعت همچنین در دستگاه مختصات مداری قائم الزاویه به صورت زیر نیز قابل تعیین است.

$$\begin{aligned} \dot{r}^2 &= x^2 + y^2 & (25) \\ &= \frac{n^2 a^2}{1-e^2} (\sin^2 f + e^2 + 2e \cos f + \cos^2 f) \\ &= \frac{GM}{a(1-e^2)} (2 + 2e \cos f - (1-e^2)) \\ &= GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \end{aligned}$$

به کمک معادله فوق می توان مقدار نیم قطر بزرگ بیضی مدار ماهواره را بدست آورد.

$$a = \frac{r}{2 - r(\dot{r}^2/GM)} \quad (26)$$

از رابطه h نیز که قبلا در معادله (۶) بکار رفته است، می توان مقدار خروج از مرکزی اول بیضی مسیر ماهواره را به صورت زیر محاسبه نمود.

$$e = \sqrt{1 - \frac{h^2}{a.GM}} \quad (27)$$

همچنین بر اساس روابط (۷) و (۸) می توان آنومالی خارج از مرکزی E را نیز بدست آورد.

$$\begin{aligned} \cos E &= \frac{a-r}{ae} & (28) \\ \sin E &= \frac{r.\dot{r}}{e\sqrt{a.GM}} \end{aligned}$$

با داشتن آنومالی خارج از مرکزی E می توان به محاسبه آنومالی حقیقی f پرداخت.

$$f = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{1-e^2} \sin E}{\cos E - e} \right) \quad (29)$$

نهایتاً بر اساس معادله کپلر که برای اثبات قانون سوم کپلر بدست آمده است به رابطه تعیین مقدار آنومالی متوسط M می رسیم.

$$M = E - e \sin E \quad (30)$$

از آنجا که در نهایت باید مختصات لحظه ای ماهواره ها را در دستگاه مختصات زمینی بدانیم، لذا تبدیل بین دستگاه های مختصات سماوی و زمینی ضروری است. برای تبدیل بردار مختصات و سرعت از دستگاه مختصات سماوی بعدی (r_{RA}, \dot{r}_{RA}) به دستگاه مختصات زمینی قراردادی (r_{CT}, \dot{r}_{CT}) از پارامترهای توجیه زمین $(x_p, y_p, GAST = \theta)$ و ماتریس های دوران R_X, R_Y, R_Z حول محور های X, Y, Z استفاده می شود.

$$\begin{aligned} r_{CT} &= R_Y(-x_p)R_X(-y_p)R_Z(\theta)r_{RA} \\ \dot{r}_{CT} &= R_Y(-x_p)R_X(-y_p)R_Z(\theta)\dot{r}_{RA} \end{aligned} \quad (31)$$

تئوری مدارهای نرمال

مدارهای نرمال بطور مشخص برای درک و تصور حرکت های فضایی ماهواره ها بسیار مفید هستند و در آنها جواب های معادلات حرکت ماهواره ها بطور ساده بصورت معادلات تحلیلی ارائه می شوند. از آنجایی که مدارهای نرمال تنها بصورت تابعی از بخش مرکزی میدان جاذبه زمین (مهمترین نیروی اثر گذار بر روی حرکت ماهواره ها) در نظر گرفته می شوند، فقط برای پیش بینی های مداری کوتاه مدت با دقت های پایین قابل استفاده می باشند. به عنوان مثال استفاده از مدارهای نرمال برای تشخیص ماهواره های موجود در افق محلی و برنامه ریزی برای اجرای یک عملیات اندازه گیری با GPS بسیار مناسب می باشد. بر اساس فرضیاتی که در بخش قبل به آنها اشاره شد، حرکت نرمال یا همان حرکت کپلری ماهواره ها بطور کامل با قانون جاذبه عمومی نیوتن تعریف می شود.

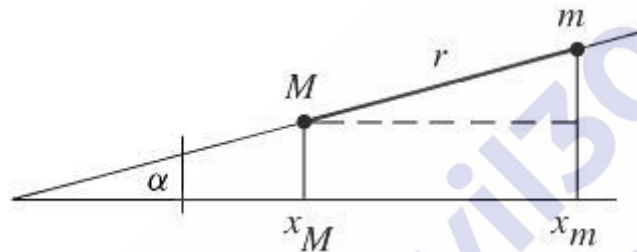
$$F = G \frac{Mm}{r^2} \quad (32)$$

که در آن F نیروی جاذبه بین زمین و ماهواره، G ثابت جهانی جاذبه، M جرم زمین و اتمسفر آن، m جرم ماهواره و r فاصله بین مرکز جرم زمین و مرکز جرم ماهواره است. این نیرو همچنین می تواند بر اساس قانون دوم نیوتن بصورت زیر بر اساس شتاب ماهواره (\ddot{r}) نیز نوشته شود.

$$F = m\ddot{r} \quad (33)$$

با توجه به فرض نیروی جاذبه مرکزی برای زمین، بردارهای شتاب و موقعیت هم راستا هستند و خطوط شاقولی کاملا مستقیم و به سمت مرکز زمین می باشند. با فرض وجود زوایای α ، β و γ بین راستای نیرو و محورهای مختصات X ، Y و Z در یک دستگاه مختصات کارتزین سه بعدی، می توان تصویر بردار نیروی بین ماهواره و زمین را بر روی هر محور بدست آورد. در حالتی که حرکت زمین (M) را نسبت به ماهواره (m) در نظر بگیریم، تصویر نیروی مذکور بر روی محور X به صورت زیر خواهد بود (نگاره ۶).

$$M \cdot \ddot{x}_M = F_x = F \cdot \cos \alpha = -G \frac{Mm}{r^2} \cos \alpha = G \frac{Mm}{r^3} (x_m - x_M) \quad (34)$$



نگاره ۶- تصویر معادله حرکت نیوتن بر روی محور X

به همین ترتیب تصویر نیرو بر روی محورهایی Y و Z هم به صورت زیر بدست می آیند.

$$M \cdot \ddot{y}_M = G \frac{Mm}{r^3} (y_m - y_M) \quad (35)$$

$$M \cdot \ddot{z}_M = G \frac{Mm}{r^3} (z_m - z_M) \quad (36)$$

حال چنانچه حرکت ماهواره (m) نسبت به زمین (M) مد نظر باشد، در آن صورت سه معادله فوق به صورت زیر خواهند آمد.

$$m \cdot \ddot{x}_m = -G \frac{Mm}{r^3} (x_m - x_M) \quad (37)$$

$$m \cdot \ddot{y}_m = -G \frac{Mm}{r^3} (y_m - y_M) \quad (38)$$

$$m \cdot \ddot{z}_m = -G \frac{Mm}{r^3} (z_m - z_M) \quad (39)$$

با انتقال مبدا مختصات به مرکز جرم زمین می توانیم از ساده سازی های زیر استفاده نماییم.

$$x_m - x_M = x; \quad y_m - y_M = y; \quad z_m - z_M = z$$

با تقسیم معادلات (۳۴) تا (۳۶) بر M و معادلات (۳۷) تا (۳۹) بر m و کم کردن آنها از یکدیگر به معادلات زیر می رسیم.

$$\ddot{x} = -G(M+m)\frac{x}{r^3}, \quad \ddot{y} = -G(M+m)\frac{y}{r^3}, \quad \ddot{z} = -G(M+m)\frac{z}{r^3} \quad (40)$$

که در آن $r^2 = x^2 + y^2 + z^2$. فرم برداری دسته معادلات (۴۰) بصورت زیر خواهد بود.

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -G \frac{M+m}{r^3} \mathbf{r} \quad (41)$$

از آنجا که جرم ماهواره (m) در مقابل جرم زمین (M) بسیار ناچیز است، می توان از آن چشم پوشی کرد و معادله (۴۱) را به شکل زیر بازنویسی نمود.

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{GM}{r^3} \mathbf{r} \quad (42)$$

از دیدگاه ریاضی معادله اخیر یک معادله دیفرانسیل مرتبه دوم با شش ثابت انتگرال گیری است (دو ثابت برای هر مولفه). به عبارت دیگر معادله حرکت هر ماهواره به دور زمین دارای شش پارامتر مستقل است که همان پارامترهای کپلری هستند.

با ضرب دسته معادلات (۴۰) در x ، y و z و کم کردن دو به دوی آنها از یکدیگر به معادلات دیفرانسیل مرتبه دوم زیر خواهیم رسید.

$$x\ddot{y} - y\ddot{x} = 0, \quad y\ddot{z} - z\ddot{y} = 0, \quad z\ddot{x} - x\ddot{z} = 0 \quad (43)$$

با انتگرال گیری از معادلات فوق به معادلات دیفرانسیل مرتبه اول زیر خواهیم رسید.

$$x\dot{y} - y\dot{x} = C_1, \quad y\dot{z} - z\dot{y} = C_2, \quad z\dot{x} - x\dot{z} = C_3 \quad (44)$$

که در آنها C_1 ، C_2 و C_3 ثابت های دلخواه هستند. با ضرب معادلات فوق به ترتیب در z ، x و y و جمع کردن آنها به معادله ساده زیر خواهیم رسید.

$$C_1 z + C_2 x + C_3 y = 0 \quad (45)$$

همانطور که پیداست معادله فوق بیانگر معادله یک صفحه شامل مبدا مختصات است. این موضوع بدین معنی است که حرکت ماهواره به دور زمین در یک صفحه گذرنده از مرکز جرم زمین صورت می گیرد. توجیه هر صفحه مداری در فضا با دو پارامتر مانند بعد نقطه گرهی صعودی و زاویه میل (Ω, i) تعیین می گردد. ارتباط بین ثابت های C_1 ، C_2 و C_3 و دو پارامتر بعد نقطه گرهی صعودی و زاویه میل (Ω, i) به صورت زیر بدست آمده است [3].

$$\frac{C_1}{N} = \cos i, \quad \frac{C_2}{N} = \sin \Omega \sin i, \quad \frac{C_3}{N} = -\cos \Omega \sin i \quad (46)$$

که در آن $N = \sqrt{C_1^2 + C_2^2 + C_3^2}$ و قائم بر صفحه مداری ماهواره است.

برای اثبات بیضی بودن مسیر ماهواره، مجدداً معادلات (40) را در نظر بگیرید و آنها را به ترتیب در $2\dot{x}$ و $2\dot{y}$ ضرب نمایید. نتیجه اینکار به صورت زیر قابل بیان است.

$$\ddot{x}2\dot{x} = -GM \frac{x}{r^3} 2\dot{x}, \quad \ddot{y}2\dot{y} = -GM \frac{y}{r^3} 2\dot{y} \quad (47)$$

با جمع کردن روابط فوق به رابطه جدید زیر می رسیم.

$$\frac{d}{dt}(\dot{x}^2 + \dot{y}^2) = -\frac{2GM}{r^3}(x\dot{x} + y\dot{y}) \quad (48)$$

از آنجا که $r^2 = x^2 + y^2$ و $2r\dot{r} = 2x\dot{x} + 2y\dot{y}$ ، لذا رابطه بالا را می توان به صورت زیر نمایش داد.

$$\frac{d}{dt}(\dot{x}^2 + \dot{y}^2) = -\frac{2GM}{r^2}\dot{r} = 2GM \frac{\dot{r}}{r} \quad (49)$$

پس از انتگرال گیری از (49) به رابطه زیر می رسیم.

$$\dot{x}^2 + \dot{y}^2 = 2\frac{GM}{r} + p3 \quad (50)$$

با نمایش متغیرها در دستگاه مختصات قطبی مدار حرکت ماهواره به رابطه زیر خواهیم رسید.

$$\dot{r}^2 + r^2 \dot{f}^2 = 2\frac{GM}{r} + p3 \quad (51)$$

جواب چنین معادله دیفرانسیلی می تواند به صورت زیر نوشته شود.

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cos f} \quad (52)$$

با مقایسه رابطه (۵۲) با رابطه (۵) در می یابیم که همان معادله بیضی مسیر ماهواره است.

روش دیگر برای اثبات قانون اول کپلر به صورت زیر است که در ادامه توضیح داده می شود. بر اساس نگاره (۱) مجددا بردار موقعیت ماهواره را در سیستم مختصات مداری قائم الزاویه بصورت زیر می نویسیم.

$$r = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos f \\ r \sin f \\ 0 \end{bmatrix} \quad (53)$$

فاصله زمین مرکز و آنومالی حقیقی ماهواره بصورت توابعی از زمان معرفی می شوند. بنابراین مشتق بردار موقعیت ماهواره نسبت به زمان که همان بردار سرعت ماهواره است بصورت زیر بدست می آید.

$$\dot{r} = \dot{r} \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix} + r \dot{f} \begin{bmatrix} -\sin f \\ \cos f \\ 0 \end{bmatrix} \quad (54)$$

مشتق مرتبه دوم بردار موقعیت ماهواره نسبت به زمان نیز به عنوان بردار شتاب ماهواره بصورت زیر بدست می آید.

$$\ddot{r} = \ddot{r} \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix} + 2\dot{r}\dot{f} \begin{bmatrix} -\sin f \\ \cos f \\ 0 \end{bmatrix} + r\ddot{f} \begin{bmatrix} -\sin f \\ \cos f \\ 0 \end{bmatrix} - r\dot{f}^2 \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix} \quad (55)$$

از طرفی با در نظر گرفتن روابط (۴۲) و (۵۳) مشتق مرتبه دوم دوم بردار موقعیت ماهواره نسبت به زمان بصورت زیر نیز قابل بیان است.

$$\ddot{r} = \frac{-GM}{r^2} \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix} \quad (56)$$

با مساوی قراردادن روابط (۵۵) و (۵۶) به ازای $f = 0$ به روابط زیر می رسیم.

$$\ddot{r} - r\dot{f}^2 = \frac{-GM}{r^2} \quad (57)$$

$$r\ddot{f} - 2\dot{r}\dot{f} = 0 \quad (58)$$

با ضرب رابطه (۵۸) در r و انتگرال گیری از آن به رابطه جدید زیر خواهیم رسید.

$$\int (r^2 \ddot{f} - 2r\dot{r}\dot{f}) dt = c \quad (59)$$

نتیجه انتگرال گیری بالا بصورت زیر قابل نمایش می باشد.

$$r^2 \dot{f} = r^2 \frac{df}{dt} = h \quad (60)$$

که در آن h یک ثابت جدید است. معادله (60) بعنوان معادله گشتاور زاویه‌ای معروف است و برای حرکت مداری ماهواره دارای مقداری ثابت می باشد. برای انتگرال گیری از رابطه (57)، یک متغیر جدید به صورت زیر تعریف می کنیم.

$$u = \frac{1}{r} \quad (61)$$

با استفاده از معادله (60) رابطه $\frac{dt}{df}$ بر حسب r و h قابل تعیین است و بنابراین براساس قاعده زنجیره ای می توان به معادله زیر رسید.

$$\frac{du}{df} = \frac{du}{dr} \frac{dr}{dt} \frac{dt}{df} = -\frac{\dot{r}}{h} \quad (62)$$

با دیفرانسیل گیری مجدد از رابطه فوق به معادله دیفرانسیل زیر می رسیم.

$$\frac{d^2u}{df^2} = \frac{d}{dr} \left(-\frac{\dot{r}}{h} \right) \frac{dt}{df} = -\frac{\ddot{r}}{u^2 h^2} \quad (63)$$

به طور هم ارز می توان رابطه زیر را به جای رابطه (63) در نظر گرفت.

$$\ddot{r} = -u^2 h^2 \frac{d^2u}{df^2} \quad (64)$$

حال با جایگذاری \ddot{r} از (64) و \dot{f} از (60) در رابطه (57) و تعویض r با u بر اساس (61)، معادله (57) بصورت زیر بازنویسی می شود.

$$\frac{d^2u}{df^2} + u = \frac{GM}{h^2} \quad (65)$$

با انتگرال گیری از رابطه فوق می توان به معادله زیر رسید.

$$\frac{1}{r} = u = c \cdot \cos f + \frac{GM}{h^2} \quad (66)$$

که c یک مقدار ثابت است. با مقایسه رابطه فوق با رابطه (۶) در می یابیم که معادله یک بیضی است. بنابراین این معادله بیانگر قانون اول کپلر می باشد که ناظر بر مدار بیضی شکل حرکت ماهواره به دور زمین و انطباق یکی از کانون های بیضی بر مرکز جرم زمین است.

برای اثبات قانون مساحات با توجه به اینکه حرکت مداری ماهواره در یک صفحه انجام می گیرد، از دستگاه مختصات دو بعدی مداری که مبدا آن منطبق بر مرکز جرم زمین است (نگاره ۱) استفاده کرده و معادله (۴۲) را برای مولفه های x و y مداری به شرح زیر بازنویسی می کنیم [3].

$$\ddot{x} = -\frac{GM}{r^3}x; \quad \ddot{y} = -\frac{GM}{r^3}y \quad (۶۷)$$

که در آن $r^2 = x^2 + y^2$. با ضرب معادلات فوق به ترتیب در y و x و کم کردن آنها از یکدیگر به معادله جدید زیر می رسیم.

$$x\ddot{y} - y\ddot{x} = 0 \quad (۶۸)$$

بعد از انتگرال گیری از آن به رابطه زیر می رسیم.

$$x\dot{y} - y\dot{x} = p1 \quad (۶۹)$$

با جایگذاری مختصات قطبی $x = r \cos f$ و $y = r \sin f$ در رابطه فوق به شکل دیگری از معادله (۶۹) دست می یابیم.

$$r^2 \dot{f} = p1 \quad (۷۰)$$

با در نظر گرفتن این نکته که در طی یک زمان بسیار کوتاه مانند dt بردار موقعیت ماهواره r یک مساحت بسیار کوچک مانند dS را جاروب می کند، رابطه دیفرانسیلی زیر را برای آن می توانیم بنویسیم.

$$dS = \frac{1}{2} r^2 \dot{f} . dt \quad (۷۱)$$

و سپس با در نظر گرفتن (۷۰) می توان آن را به صورت زیر بازنویسی نمود.

$$\frac{dS}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \dot{f} = \frac{1}{2} p1 \quad (۷۲)$$

بنابراین با انتگرال گیری از رابطه بالا به رابطه جدیدی برای بیان قانون مساحات خواهیم رسید.

$$S = \frac{1}{2} p1.t + p2 \quad (۷۳)$$

صورت دیگری از اثبات قانون دوم کپلر (قانون مساحت) بکارگیری معادله (۷۲) و جایگذاری $\frac{h}{r^2}$ به جای \dot{f}

می باشد (leick). رابطه زیر نشاندهنده ثابت بودن مساحت طی شده در زمان های مساوی است.

$$\frac{dS}{dt} = \frac{1}{2} r^2 \cdot \frac{h}{r^2} = \frac{1}{2} h = \frac{1}{2} \sqrt{GM \cdot a \cdot (1 - e^2)} \quad (74)$$

برای اثبات قانون سوم از مفهوم آنومالی خروج از مرکزی E که در نگاره (۱) مشخص است، استفاده می کنیم.

$$x = x' - ae = a(\cos E - e), \quad x' = a \cos E \quad (75)$$

$$y = y' = \sqrt{\left(1 - \frac{x'^2}{a^2}\right)} b^2 = b \sin E \quad (76)$$

از طرفی فاصله زمین مرکز ماهواره به صورت زیر معرفی می شود.

$$r = \sqrt{x^2 + y^2} = a(1 - e \cos E) \quad (77)$$

با دیفرانسیل گیری از روابط (۵) و (۷۷) به روابط زیر می رسیم.

$$dr = a \cdot e \cdot \sin E \cdot dE, \quad dr = \frac{r^2 e}{a(1 - e^2)} \sin f \cdot df \quad (78)$$

حال با مساوی قرار دادن آنها و توجه به روابط (۳)، (۴)، (۵۶) و (۷۶) و ضرب طرفین در r به رابطه زیر خواهیم رسید.

$$r \cdot b \cdot dE = r^2 df \quad (79)$$

با استفاده از روابط (۴) و (۷۷) و جایگذاری پارامترهای کپلری برای r و b و تعویض df با dt بر اساس معادله (۶۰)، از طرفین رابطه فوق انتگرال گیری می کنیم.

$$\int_{E=0}^E (1 - e \cos E) dE = \int_{t_0}^t \sqrt{\frac{GM}{a^3}} dt \quad (80)$$

نتیجه انتگرال گیری از طرفین معادله فوق به صورت زیر خواهد بود.

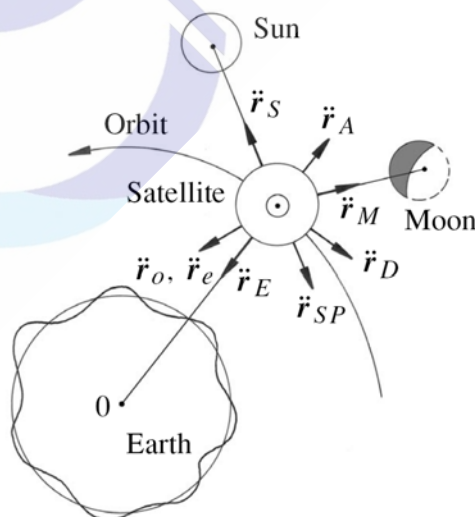
$$E - e \sin E = M \quad (81)$$

$$M = n(t - t_0), \quad n = \sqrt{\frac{GM}{a^3}} \quad (82)$$

که در آن $n = \sqrt{\frac{GM}{a^3}}$ بیانگر قانون سوم کپلر و $M = E - e \sin E$ معروف به معادله کپلر می باشد. نماد n معرف حرکت متوسط یا همان سرعت زاویه ای متوسط، M آنومالی متوسط و t_0 زمان عبور ماهواره از نقطه پریجی است. باید توجه نمود که آنومالی متوسط M با نماد جرم زمین اشتباه نشود. از آنجا که ضریب GM برای زمین ثابت است، لذا در می یابیم که فقط نیم قطر بزرگ بیضی مدار ماهواره در حرکت متوسط ماهواره (n) و بنابراین در دوره تناوب مداری ماهواره (T) تعیین کننده است.

حرکت اغتشاشی ماهواره

همانطور که قبلا نیز اشاره شد به دلیل وجود سایر نیروهای اثر گذار بر حرکت مداری ماهواره هیچیک از پارامترهای کپلری ماهواره ثابت نیستند و در محاسبه دقیق موقعیت‌های آن بایستی نیروهای اعوجاج دهنده در نظر گرفته شوند. نیروهای اعوجاج دهنده یا همان نیروهای اغتشاشی، نیروهایی هستند که باعث انحراف ماهواره از مسیر ساده نرمال خود می شوند. انحراف در مدار نرمال توسط غیرکروی بودن میدان جاذبه زمین، وجود جاذبه خورشید و ماه و سایر اجرام، فشار تشعشعات خورشیدی، نیروهای جزرومدی و کشش اصطکاک اتمسفری بوجود می آید. هر چه ارتفاع مداری ماهواره‌ها پایین تر باشد اثر نیروهای اغتشاشی بر حرکت مداری آنها بیشتر مشاهده می شود (نگاره ۷).



نگاره ۷- نیروهای اغتشاشی وارد بر ماهواره

معادلات حرکت مداری ماهواره در یک دستگاه مختصات اینرشیال برای یک مبدا زمانی معین که شرط های اولیه داده شده اند، نوشته می شوند. شرط های اولیه در یک مبدا زمانی معین، یا (r, \dot{r}) یا عناصر کپلری هستند. بخاطر وجود نیروهای اغتشاشی تمام عناصر کپلری به صورت تابعی از زمان در نظر گرفته می شوند. در صورت نیاز تبدیل از شروط اولیه (r, \dot{r}) به عناصر کپلری و برعکس مطابق روابط داده شده در بخش قبلی امکان پذیر است. معادلات حرکت در دستگاه مختصات کارتیزین بصورت زیر نوشته می شوند.

$$\frac{dr}{dt} = \dot{r} \quad (83)$$

$$\frac{d\dot{r}}{dt} = -\frac{GM.r}{r^3} + \ddot{r}_g + \ddot{r}_s + \ddot{r}_m + \ddot{r}_{SRP} \quad (84)$$

دو معادله برداری فوق در واقع شش معادله دیفرانسیل مرتبه اول هستند. عبارت اول در معادله (84) بیانگر شتاب حاصل از میدان جاذبه مرکزی زمین است که مدارهای نرمال را تولید می کند و در بخش قبلی مورد بحث قرار گرفت. در مقایسه با (42) در می یابیم که عبارت های جدید در (84) بیانگر شتاب های حاصل از نیروهای اغتشاشی هستند. ساده ترین روش برای حل معادلات (83) و (84) انتگرال گیری عددی که در اغلب بسته های نرم افزارهای تخصصی مهندسی یا ریاضیات یافت می شود.

میدان جاذبه زمین

شتاب جاذبی مربوط به بخش غیرمرکزی میدان ثقل زمین به صورت زیر قابل ارائه است.

$$\ddot{r}_g = \begin{bmatrix} \partial R / \partial x \\ \partial R / \partial y \\ \partial R / \partial z \end{bmatrix} \quad (85)$$

که در آن R پتانسیل اغتشاشی است و با بسط هارمونیک کروی نمایش داده می شود.

$$R = \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{GM.a_e^n}{r^{n+1}} \bar{P}_{nm}(\cos \theta) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \quad (86)$$

$$P_{nm}(\cos \theta) = \frac{(1 - \cos^2 \theta)^{m/2}}{2^n n!} \cdot \frac{d^{(n+m)}}{d(\cos \theta)^{(n+m)}} (\cos^2 \theta - 1)^n \quad (87)$$

$$\bar{P}_n = \sqrt{2n+1} P_n \quad (88)$$

$$\bar{P}_{nm} = \frac{1}{\sqrt{\frac{(n+m)!}{2(2n+1)(n-m)!}}} P_{nm} \quad (89)$$

$$r = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = R_z(-GAST) \begin{bmatrix} r \sin \theta \cos \lambda \\ r \sin \theta \sin \lambda \\ r \cos \theta \end{bmatrix} \quad (90)$$

در روابط فوق a_e شعاع متوسط زمین، r بردار موقعیت زمین مرکز ماهواره، θ و λ به ترتیب عرض زمین مرکز و طول ژئودتیک ماهواره در دستگاه مختصات زمینی هستند. همچنین \bar{P}_{nm} توابع وابسته لژاندر، \bar{C}_{nm} و \bar{S}_{nm} ضرایب هارمونیک های کروی نرمال از درجه n و مرتبه m هستند. باید توجه نمود که n از 2 شروع می شود و $n=0$ معادل پتانسیل برای مولفه مرکزی میدان جاذبه زمین است. می توان نشان داد که پتانسیل در حالت $n=1$ برای دستگاه مختصاتی که مبدا آن منطبق بر مرکز زمین است، مساوی صفر است. معادله (87) نشان می دهد که پتانسیل اغتشاشی به صورت نمایی با توان n کاهش می یابد. بزرگترین ضریب در معادله (87) \bar{C}_{20} است که بیانگر فشردگی دینامیکی زمین ناشی از انباشت جرم در استوا است. مقدار این ضریب حدود هزار برابر بزرگتر از سایر ضرایب هارمونیک کروی است. امروزه جواب های قابل دسترس برای ضرایب هارمونیک های کروی برای مدل های جاذبی زمین مانند EGM2008 تا درجه (n) و مرتبه (m) ۲۱۵۹ منتشر شده اند، اما فقط درجات و مراتب پایین دارای اهمیت هستند و برای محاسبات مداری ماهواره ها مورد استفاده قرار می گیرند. به عنوان مثال جدول (۱) ضرایب هارمونیک کروی مرتبه و درجه پایین مورد استفاده برای حرکت مداری ماهواره های GPS را نشان می دهد.

جدول ۱- ضرایب هارمونیک کروی درجه و مرتبه پایین برای ماهواره های GPS

| Degree and order | | Normalized gravitational coefficients | | Degree and order | | Normalized gravitational coefficients | |
|------------------|---|---------------------------------------|-----------------|------------------|---|---------------------------------------|-----------------|
| n | m | $\bar{C}_{n,m}$ | $\bar{S}_{n,m}$ | n | m | $\bar{C}_{n,m}$ | $\bar{S}_{n,m}$ |
| 2 | 0 | -0.48416685E-03 | ----- | 6 | 3 | 0.53370577E-07 | 0.61334720E-08 |
| 2 | 1 | ----- | ----- | 6 | 4 | 0.88694856E-07 | -0.47260945E-06 |
| 2 | 2 | 0.24395796E-05 | -0.13979548E-05 | 6 | 5 | -0.26818820E-06 | -0.53491073E-06 |
| 3 | 0 | 0.95706390E-06 | ----- | 6 | 6 | 0.10237832E-07 | -0.23741002E-06 |
| 3 | 1 | 0.20318729E-05 | 0.25085759E-06 | 7 | 0 | 0.85819217E-07 | 0.94231346E-07 |
| 3 | 2 | 0.90666113E-06 | -0.62102428E-06 | 7 | 1 | 0.27905196E-06 | 0.88835092E-07 |
| 3 | 3 | 0.71770352E-06 | 0.14152388E-05 | 7 | 2 | 0.32873832E-06 | 0.88835092E-07 |
| 4 | 0 | 0.53699587E-06 | ----- | 7 | 3 | 0.24940240E-06 | -0.21223369E-06 |
| 4 | 1 | -0.53548044E-06 | -0.47420394E-06 | 7 | 4 | -0.27123034E-06 | -0.12696607E-06 |
| 4 | 2 | 0.34797519E-06 | 0.65579158E-06 | 7 | 5 | 0.10246290E-08 | 0.17321672E-07 |
| 4 | 3 | 0.99172321E-06 | -0.19912491E-06 | 7 | 6 | -0.35843745E-06 | 0.15202633E-06 |
| 4 | 4 | -0.18686124E-06 | 0.30953114E-06 | 7 | 7 | -0.20991457E-08 | 0.22805664E-07 |
| 5 | 0 | 0.71092048E-07 | ----- | 8 | 0 | 0.42979835E-07 | 0.47856967E-07 |
| 5 | 1 | -0.64185265E-07 | -0.92492959E-07 | 8 | 1 | 0.18889342E-07 | 0.47867693E-07 |
| 5 | 2 | 0.65184984E-06 | -0.32007416E-06 | 8 | 2 | 0.73553952E-07 | -0.83461853E-07 |
| 5 | 3 | -0.44903639E-06 | -0.21328272E-06 | 8 | 3 | -0.12132459E-07 | 0.171603924E-07 |
| 5 | 4 | -0.29719035E-06 | 0.53213480E-07 | 8 | 4 | -0.24208264E-06 | 0.87751047E-07 |
| 5 | 5 | 0.17523221E-06 | -0.67059456E-06 | 8 | 5 | -0.24966587E-07 | 0.30904202E-06 |
| 6 | 0 | -0.15064821E-06 | ----- | 8 | 6 | -0.65093424E-07 | 0.74661766E-07 |
| 6 | 1 | -0.74180259E-07 | 0.32780040E-07 | 8 | 7 | 0.66323292E-07 | 0.12210238E-06 |
| 6 | 2 | 0.51824409E-07 | -0.35866634E-06 | 8 | 8 | -0.12372281E-06 | 0.12210238E-06 |

شتاب ناشی از خورشید و ماه

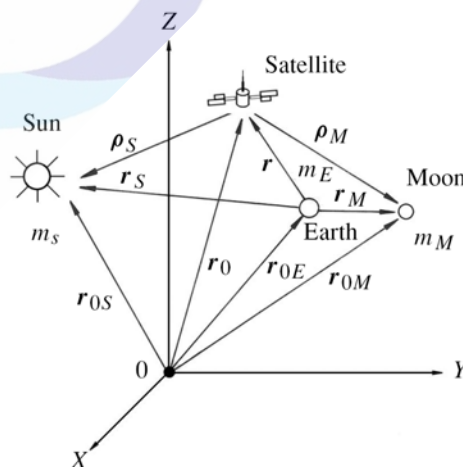
مطابق نگاره (۸) شتاب های ناشی از خورشید و ماه بر روی ماهواره ها به صورت زیر معرفی می شوند.

$$\ddot{r}_m = \frac{GM.m_m}{m_e} \left(\frac{r_m - r}{\|r_m - r\|^3} - \frac{r_m}{\|r_m\|^3} \right) \quad (91)$$

$$\ddot{r}_s = \frac{GM.m_s}{m_e} \left(\frac{r_s - r}{\|r_s - r\|^3} - \frac{r_s}{\|r_s\|^3} \right) \quad (92)$$

که در آن نسبت جرم ها عبارتند از: $m_m/m_e = 0.0123002$ و $m_s/m_e = 332946.0$ و r_m و r_s به

ترتیب بردارهای موقعیت زمین مرکز ماه و خورشید در دستگاه مختصات سماوی هستند.



نگاره ۸- شتاب جاذبی ماه و خورشید بر روی ماهواره

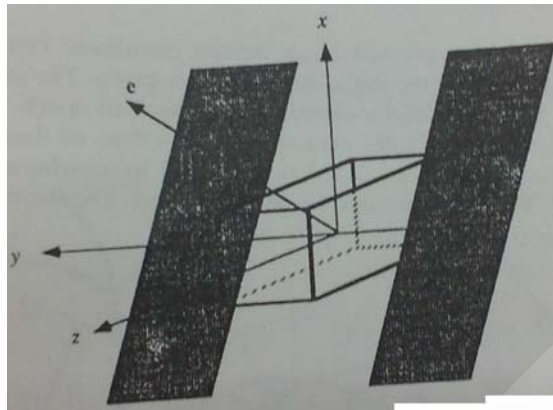
فشار تشعشعات خورشیدی (Solar Radiation Pressure)

فشار تشعشعات خورشیدی ناشی از برخورد فوتون های نوری خورشید روی بدنه ماهواره است. پارامترهای اصلی در محاسبه اثر این شتاب، سطح موثر ماهواره (سطح عمود بر امتداد تابش خورشید)، قابلیت انعکاس سطح، درخشش خورشید و فاصله ماهواره تا خورشید است. محاسبه سطح موثر ماهواره ها به دلیل پیچیدگی شکل آنها کار دشواری است. با این وجود مدل های مختلفی برای برآورد آن و نهایتاً محاسبه فشار تشعشعات خورشیدی ارائه شده است. برای ماهواره هایی که در مناطق سایه قرار می گیرند، فشار تشعشعات خورشیدی صفر می شود. بنابراین در محاسبات دقیق با در نظر گرفتن موقعیت های نسبی خورشید، زمین و ماهواره لازم است منطقه سایه به دقت تعیین شود.

مطابق نگاره (۹)، دستگاه مختصات مورد استفاده برای محاسبه فشار تشعشعات خورشیدی یک دستگاه مختصات محلی بوده که در آن محور z آن در امتداد آنتن ماهواره و به سمت زمین است. محور y آن در راستای محور صفحات خورشیدی ماهواره و محور x آن یک دستگاه دست راستی را کامل می کند. ماهواره ها معمولاً به گونه ای در مسیر مداری خود هدایت می شوند که محور y عمود بر صفحه حاصل از زمین، خورشید و ماهواره باشد. صفحات خورشیدی نیز به منظور عمود بودن بر امتداد تابش خورشید حول محور y دوران می کنند. امتداد تابش خورشید در نگاره (۹) با محور e نمایش داده شده است. یکی از ساده ترین مدل ها برای تخمین فشار تشعشعات خورشیدی به صورت زیر ارائه شده است.

$$r_{SRP} = -p \frac{r_s - r}{\|r_s - r\|} + Y \frac{r_s \times r}{\|r_s \times r\|} \quad (93)$$

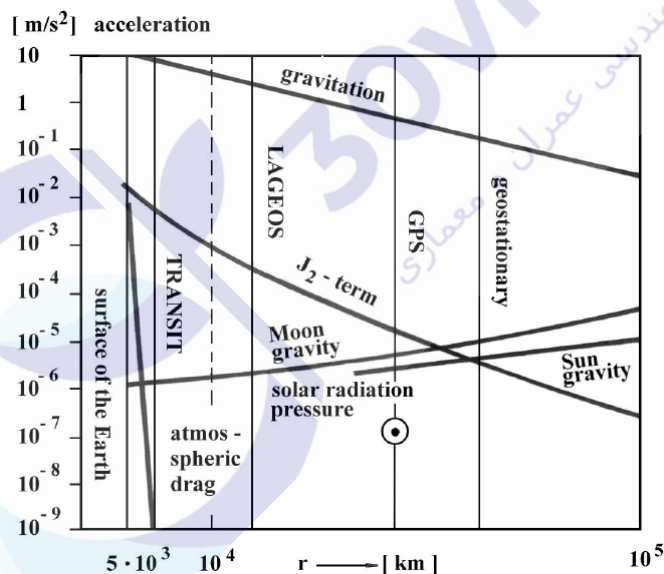
که در آن p بیانگر فشار تابش خورشید در امتداد خورشید و Y پارامتر اریبی نامیده می شود. دلیل حضور پارامتر اریبی به ناهنجاری های ساختاری ماهواره و پدیده حرارتی می باشد. وجود چنین پارامتری بیانگر پیچیدگی مدلسازی دقیق فشار تشعشعات خورشیدی است. به هر حال چنانچه نیاز به مدارات خیلی دقیق و به تبع آن تعیین موقعیت های خیلی دقیق باشد، باید تا حد امکان فشار تشعشعات خورشیدی را مدلسازی نمود.



نگاره ۹- دستگاه مختصات محلی برای فشار تابش خورشیدی

اثرات نیروهای اغتشاشی بر روی مدارات ماهواره ها

اثر نیروهای اغتشاشی مورد بحث در بخش های قبلی بر روی حرکات مداری ماهواره های مورد استفاده در ژئودزی ماهواره ای برای برخی از سامانه ها در نگاره (۱۰) نمایش داده شده است. همانطور که در نگاره پیداست، اثر نیروهای اغتشاشی مختلف بر حسب ارتفاع مداری متغیر است.



نگاره ۱۰- ارتباط نیروهای اغتشاشی و ارتفاع مداری ماهواره های مورد استفاده در ژئودزی ماهواره ای

به عنوان مثال، ماهواره های TRANSIT، ماهواره های سنسجش از راه دور مانند SPOT و LANDSAT، و ماهواره های ارتفاع سنجی ماهواره ای نظیر GEOS-3، SEASAT-1 و ERS-1/2 در ارتفاع مداری ۱۰۰۰ کیلومتری بالای سطح زمین قرار گرفته اند. ماهواره های فاصله یابی لیزری ماهواره ای مانند LAGEOS-1 و LAGEOS-2 در ارتفاع مداری ۶۰۰۰ کیلومتر از سطح زمین و ماهواره های GPS و GLONASS نیز در ارتفاع مداری ۲۰۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین قرار دارند. بنابراین اثر نیروهای اغتشاشی مختلف بر روی این دسته ماهواره ها متفاوت می باشد و باید برای هر کدام به صورت جداگانه این اثرات محاسبه و اعمال شوند.

برای درک بهتر موضوع در جدول (۲) اثر نیروهای اغتشاشی بر روی مدار ماهواره های GPS و در جدول (۳) اثر نیروهای اغتشاشی بر روی پارامترهای مداری ماهواره های GPS برای یک مدار کپلری و مدار واقعی پس از گذشت ۴ ساعت فهرست شده است.

جدول ۲- اثر نیروهای اغتشاشی بر روی مدار ماهواره های GPS (King et al., 1987)

| Perturbation | Acceleration m/s ² | Effect on the orbit | |
|--------------------------------|----------------------------------|-----------------------|--------------|
| | | 2 ^h -orbit | 3-days orbit |
| Central force (for comparison) | 0.56 | | |
| C ₂₀ | 5 · 10 ⁻⁵ | 2 km | 14 km |
| Further harmonics | 3 · 10 ⁻⁷ | 50–80 m | 100–1500 m |
| Solar & Lunar gravitation | 5 · 10 ⁻⁶ | 5–150 m | 1000–3000 m |
| Body tides | 1 · 10 ⁻⁹ | – | 0.5–1.0 m |
| Ocean Tides | 1 · 10 ⁻⁹ | – | 0.0-2.0 m |
| Solar radiation pressure | 1 · 10 ⁻⁷ | 5–10 m | 100–800 m |
| Albedo | 1 · 10 ⁻⁹ | – | 1.0–1.5 m |

جدول ۳- اثر نیروهای اغتشاشی بر روی عناصر کپلری ماهواره های GPS پس از ۴ ساعت (Nakiboglu et al., 1985)

| Element | C ₂₀ | Higher order geopotential | Sun Moon | Solar radiation pressure |
|--------------------|-----------------|------------------------------|-------------|-----------------------------|
| <i>a</i> | 2600 m | 20 m | 220 m | 5 m |
| <i>e</i> | 1600 m | 5 m | 140 m | 5 m |
| <i>i</i> | 800 m | 5 m | 80 m | 2 m |
| Ω | 4800 m | 3 m | 80 m | 5 m |
| $\omega + \bar{M}$ | 1200 m | 4 m | 500 m | 10 m |

فصل پنجم



30vil30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

ساختار سیگنال ها و مشاهدات ماهواره ای

در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای که عموماً سامانه های یک طرفه هستند، هر ماهواره از طریق نوسان ساز های دقیقی تعدادی موج الکترومغناطیسی تولید و پس از عملیات مدولاسیون به منظور ترکیب امواج حامل، امواج کد و پیام های ناوبری (دریافتی از ایستگاه کنترل زمینی)، آنها را به سوی زمین گسیل می کند. پس از دریافت سیگنال های ترکیبی در گیرنده های تعیین موقعیت ماهواره ای، امواج حامل، امواج کد و پیام های ناوبری جداسازی می شوند و بر اساس اطلاعات موجود در پیام های ناوبری می توان به کمک امواج حامل و امواج کد، فاصله بین گیرنده زمینی و ماهواره را در هر لحظه محاسبه و نهایتاً به تعیین موقعیت ایستگاه های زمینی پرداخت. فاصله بین گیرنده زمینی و ماهواره بر پایه روش های سنجش همبستگی بین سیگنال های همسان تولیدی در گیرنده با سیگنال های دریافتی از ماهواره بدست می آید. چنانچه فاصله بین گیرنده زمینی و ماهواره از طریق اندازه گیری زمان بین ارسال و دریافت امواج کد بدست آید، در این صورت به آن فاصله کدی گویند و اگر از طریق اندازه گیری اختلاف فاز امواج حامل بدست آید، در این صورت به آن فاصله فازی گویند.

مفاهیم امواج الکترومغناطیسی

یک موج الکترومغناطیسی از دیدگاه ریاضی به سادگی با یک معادله سینوسی یا کسینوسی بر حسب زمان به صورت زیر قابل بیان است.

$$S(t) = A \cos(\varphi(t) + \varphi(t_0)) = A \cos(\omega t + \varphi(t_0)) = A \cos(2\pi f t + \varphi(t_0)) \quad (1)$$

که در آن A دامنه، $\varphi(t)$ فاز لحظه ای، $\varphi(t_0)$ فاز اولیه، ω سرعت زاویه ای، f فرکانس و t زمان است. بنابراین می توان روابط زیر را بین فرکانس (f)، دوره تناوب (T)، سرعت انتشار امواج

الکترومغناطیسی ($c = 299792458 \text{ms}^{-1}$)، طول موج (λ)، سرعت زاویه ای (ω) و فاز لحظه ای $\varphi(t)$ نوشت.

$$f = \frac{1}{T} = \frac{c}{\lambda} \quad (2)$$

$$\omega = 2\pi f = \frac{2\pi}{T} \quad (3)$$

$$\varphi(t) = \omega t \quad (4)$$

چنانچه فاز لحظه ای را بر حسب دور بنویسیم، رابطه (۴) به صورت زیر بازنویسی خواهد شد.

$$\varphi(t) = ft \quad (5)$$

با توجه به رابطه (۵) می توان فرکانس لحظه ای به صورت مشتق فاز نسبت به زمان بدست آورد.

$$f = \frac{d\varphi}{dt} \quad (6)$$

حال با انتگرال گیری از رابطه (۶) بین زمان های t_0 و t به رابطه زیر می رسیم.

$$\varphi(t) - \varphi(t_0) = \int_{t_0}^t f dt \quad (7)$$

با فرض ثابت بودن فرکانس و صفر قرار دادن فاز اولیه ($\varphi(t_0) = 0$) و با در نظر گرفتن مدت زمانی که سیگنال از ماهواره تا گیرنده طی می کند (t_p)، معادله فاز برای امواج الکترومغناطیسی در گیرنده زمینی به صورت زیر خواهد بود.

$$\varphi(t) = f(t - t_p) = f\left(t - \frac{\rho}{c}\right) = ft - \frac{\rho}{\lambda} \quad (8)$$

به عنوان مثال در حالت $f = 1.5GHz$ و $\rho = 20000km$ و فرض $3 \times 10^5 kms^{-1}$ برای سرعت انتشار امواج الکترومغناطیسی، فاز لحظه ای در ایستگاه زمینی 10^8 دور بدست می آید. در صورتیکه گیرنده زمینی یا ماهواره در حال حرکت باشند یا به عبارت دیگر یک حرکت نسبی بین گیرنده زمینی و ماهواره با سرعت شعاعی v_p یا تغییر فاصله بین ماهواره و گیرنده (ρ) وجود داشته باشد، در این صورت بنا بر اصل داپلر فرکانس ارسالی در ماهواره (f^s) با فرکانس دریافتی در گیرنده (f_r) به اندازه Δf اختلاف دارد.

$$\Delta f = f_r - f^s = -\frac{1}{c}v_p f^s = -\frac{1}{c}v_p f^s \quad (9)$$

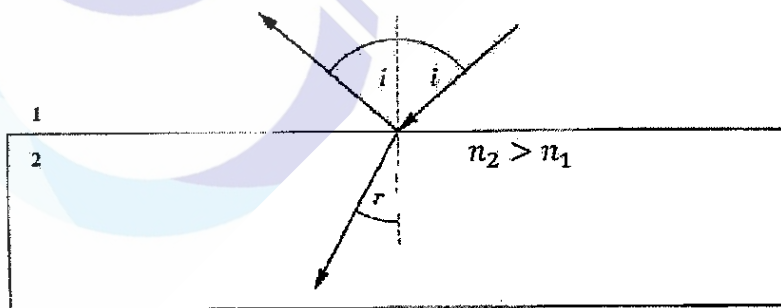
این اختلاف موسوم به "داپلر شیفت" می باشد که تابعی از سرعت و جهت حرکت ماهواره نسبت به گیرنده است.

برای مثال می توان با فرض سرعت مداری متوسط $3.9kms^{-1}$ برای ماهواره های GPS، ثابت بودن گیرنده و چشم پوشی از چرخش زمین، داپلر شیفت در نزدیکترین موقعیت ماهواره به دلیل صفر بودن سرعت شعاعی برابر صفر است. حداکثر سرعت شعاعی ماهواره های GPS در زمان عبور از افق است که به حدود $0.9kms^{-1}$ می رسد. در این حالت با در نظر گرفتن $f^s = 1.5GHz$ ، داپلر شیفت به حدود $4.5KHz$ می رسد که معادل 4.5 دور در یک میلی ثانیه یا عبارت بهتر 90 سانتی متر در فاصله می باشد.

بر اساس تقسیم بندی انجام شده توسط اتحادیه بین المللی ارتباطات دور (ITU) امواج الکترومغناطیسی مورد استفاده در تعیین موقعیت ماهواره ای در باندهای S، C و L در محدوده فرکانس UHF قرار دارند. باندهای S، C و L در بر گیرنده فرکانس های 1GHz تا 8GHz می باشد. نوع دیگری از دسته بندی امواج الکترومغناطیسی به سه صورت امواج زمینی، امواج آسمانی و امواج مستقیم است. امواج زمینی به امواجی با فرکانس کمتر از 1.6MHz اطلاق می شود که مسیر انتشار آنها از انحنای زمین تبعیت می کند. امواج آسمانی به امواجی با فرکانس در محدوده 1.6MHz تا 30MHz اطلاق می شود که در برخورد با لایه یونسفر منعکس می شوند. امواج مستقیم به امواجی با فرکانس بیشتر از 30MHz اطلاق می شود که مسیر انتشار آنها تقریباً مستقیم می باشد و از لایه یونسفر نیز عبور می کنند.

انتشار امواج الکترومغناطیسی

امواج الکترومغناطیسی پس از انتشار در محیط اول در صورت برخورد با یک سطح قسمتی از آن به صورت متقارن نسبت به عمود بر سطح منعکس و بخشی نیز، بسته به ضریب شکست محیط دوم، با راستایی متفاوت مسیر خود را ادامه می دهد (نگاره ۱). بر همین اساس هنگام برخورد امواج الکترومغناطیسی به سطوح منعکس کننده در نزدیکی گیرنده ها با پدیده چندمسیری مواجه می شویم.



نگاره ۱- انعکاس و شکست امواج در برخورد با محیط دوم

امواج الکترومغناطیسی در گذر از اتمسفر زمین با محیط های مختلفی با ضریب شکست های متفاوت برخورد می کند. همانطور که از قبل می دانیم برای هر دو محیط با ضریب شکست های n_1 و n_2 رابطه زیر برقرار است که بیانگر ثابت بودن نسبت ضریب شکست دو محیط می باشد.

$$\frac{\sin i}{\sin r} = \frac{n_2}{n_1} = cte \quad (10)$$

که در آن i زاویه تابش و r زاویه شکست است. چنانچه سرعت موج را در هر محیط دلخواهی با v_i نمایش دهیم، نسبت سرعت موج در خلاء (c) به سرعت v_i را ضریب شکست محیط (n_i) می نامیم.

$$n_i = \frac{c}{v_i} \quad (11)$$

رابطه فوق به روشنی نشان می دهد که ضریب شکست خلاء برابر با یک است. ضریب شکست تابعی از دما، فشار، بخار آب، فرکانس موج و تعداد الکترون های آزاد محیط انتشار است. محیط های پاشنده به محیط هایی اطلاق می گردد که سرعت فاز و در نتیجه ضریب شکست تابعی از فرکانس موج است. به طور مثال لایه یونسفر برای فرکانس $1.5GHz$ یک محیط پاشنده می باشد در حالیکه لایه تروپوسفر برای همین فرکانس اینگونه نیست.

توان امواج الکترومغناطیسی از زمان انتشار تا زمان دریافت بسته به فرکانس، فاصله بین فرستنده و گیرنده و خصوصیات محیط انتشار دچار افت می شود. چنانچه توان موج ارسالی در ماهواره را با P^s و توان موج دریافتی در گیرنده را با P_r نمایش دهیم، نسبت P_r/P^s بیانگر تضعیف یا بهره موج است. اگر این نسبت کمتر از یک باشد با افت یا تضعیف مواجه هستیم و چنانچه بیشتر از یک باشد با بهره که در مقابل تضعیف بکار برده می شود، مواجه می باشیم. معمولاً نسبت فوق را بر حسب واحد دسی بل (dB) با رابطه زیر تعریف می کنند.

$$n = 10 \log_{10} \frac{P_r}{P_s} \quad (12)$$

مطابق رابطه فوق اگر $n < 0$ افت و اگر $n > 0$ بهره رخ داده است. به عنوان مثال اگر $n = -3$ بدست آید، توان موج دریافتی نصف توان موج ارسالی می باشد. از آنجا که به طور متداول توان بر حسب وات (W) بیان می شود، رابطه تبدیل توان بر حسب وات (W) به توان بر حسب دسی بل وات (dBW) به صورت زیر معرفی می گردد.

$$n = 10 \log_{10} (P/1) \quad (13)$$

برای مثال اگر توان موج ارسالی $25W \cong 14dBW$ باشد و توان موج دریافتی $10^{-16}W \cong -160dBW$ باشد، در این صورت با یک افت توان $174dB$ مواجه خواهیم بود.

ساختار سیگنال های ناوبری

در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای، سیگنال های ارسالی از ماهواره ها باید قابلیت تعیین موقعیت آنی برای تعداد نامحدودی از کاربران مختلف را داشته باشد. پایه این نوع تعیین موقعیت، اندازه گیری فاصله لحظه ای گیرنده تا ماهواره از طریق همبستگی یابی بین سیگنال دریافتی از ماهواره و سیگنال مشابه تولیدی در گیرنده می باشد. درجه پایداری و ثبات فرکانس سیگنال های تولیدی مهمترین نقش را در دقت تعیین موقعیت ماهواره ای دارد. این موضوع از طریق ساعت های اتمی (یا نوسان سازهای اتمی) که مبتنی بر استانداردهای فرکانس اتمی می باشد در نظر گرفته می شود. امروزه با استفاده از ساعت های سزیمی و هیدروژنی درجه پایداری فرکانس ها تا 10^{-15} در طول یک شبانه روز امکان پذیر شده است.

به طور کلی ساختار سیگنال های ناوبری که به صورت یک طرفه از ماهواره ها به سوی گیرنده ها گسیل می شوند، از سه بخش موج حامل، کد و داده های ناوبری تشکیل شده است. موج حامل در واقع یک موج

الکترومغناطیسی با فرکانس f_i در باند L است که می توان آن را به صورت یک تابع کسینوسی با دامنه a_i نمایش داد. البته ممکن است در آینده از فرکانس های باند C نیز استفاده شود.

$$L_i(t) = a_i \cos(2\pi f_i t) \quad (14)$$

کد نیز یک سیگنال عددی است که امکان اندازه گیری مدت زمان طی شده از لحظه ارسال تا دریافت را برای کاربران فراهم می سازد. کد را می توان به صورت زنجیره ای به هم پیوسته از دو حالت $+1$ و -1 یا به طور متناظر 0 و 1 در نظر گرفت که با الگوریتم های شناخته شده ای تولید و در کنار هم قرار می گیرند. طول هر کدام از دو حالت فوق طول چپ نامیده می شود که معادل طول موج است. بنابراین با در نظر گرفتن طول چپ های مختلف با فرکانس های متفاوتی روبرو خواهیم شد. داده ها یا پیام های ناوبری نیز مجموعه ای پیوسته از اعداد دو دویی 0 و 1 هستند که حاوی پارامترهای مداری و برخی اطلاعات مورد نیاز در ناوبری ماهواره ای می باشد.

به طور متداول با استفاده از روش های مدولاسیون این سه سیگنال با یکدیگر ترکیب و به صورت یک سیگنال پیچیده تر منتشر می شود. مدولاسیون امواج الکترومغناطیسی به سه صورت کلی دامنه، فرکانس و فاز قابل انجام می باشد. در مدولاسیون دامنه (AM) بدون هیچ تغییری در فرکانس و فاز موج الکترومغناطیسی دامنه تغییر داده می شود. مدولاسیون فرکانس (FM) بدون هیچ تغییری در دامنه و فاز موج الکترومغناطیسی، فرکانس را تغییر می دهد و نهایتاً در مدولاسیون فاز (PM) با ثابت نگهداشتن دامنه و فرکانس موج الکترومغناطیسی، فاز تغییر می یابد. به طور معمول در تولید سیگنال های ناوبری ماهواره ای پس از جمع زدن کد و پیام ناوبری حاصل آن با مدولاسیون فاز بر روی موج اصلی یا موج حامل قرار می گیرد. با در نظر گرفتن موج حامل به صورت معادله (14) و مدولاسیون آن با کد $(C(t))$ و پیام های ناوبری $(N(t))$ به معادله جدید زیر خواهیم رسید.

$$L_i(t) = a_i C(t) N(t) \cos(2\pi f_i t) \quad (15)$$

کدهای تولیدی در سامانه های ناوبری ماهواره ای علیرغم اینکه از یک الگوریتم مشخص ریاضی پیروی می کنند، در عین حال رفتار آن دارای ویژگی های نويز تصادفی می باشد. لذا به آنها کدهای نويز شبه تصادفی (PRN) گفته می شود. تولید کدهای نويز شبه تصادفی (PRN) بر مبنای استفاده از یک وسیله سخت افزاری موسوم به ثبات های انتقال بازخوردی (FSR) می باشد. مطابق نگاره (۲) چنین وسیله ای شامل تعدادی خانه است که هر خانه بیانگر یک حافظه یک بیتی می باشد. متناظر با هر پالس ساعت، تمام بیت ها یک خانه به سمت راست جابجا می شوند و محتوای خانه آخر (در سمت راست) به عنوان خروجی یادداشت می شود. مقدار جدید خانه اول (در سمت چپ) با جمع دو دویی دو خانه دیگر بر اساس یک چند جمله ای تعیین می شود. انتخاب این دو خانه با توجه ویژگی کد خروجی مورد نظر، آزادانه و آگاهانه انجام می گیرد.

| | | | | | |
|------------------|---|---|---|---|---|
| Number of cell | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| Initial state | 1 | 0 | 1 | 1 | 0 |
| Successive state | 1 | 1 | 0 | 1 | 1 |

نگاره ۲- اساس عملکرد یک ثبات انتقال بازخوردی (FSR) پنج خانه ای

برای روشن تر شدن موضوع، خانه های 2 و 3 را در نظر بگیرید. پس از یک پالس ساعت، خروجی ثبات انتقال بازخوردی (FSR) عدد دو دویی 0 (محتوای خانه پنجم به عنوان خانه آخر) است و برای خانه اول عدد دو دویی 1 (جمع محتوای خانه های 2 و 3) قرار می گیرد. حاصل ده بار تکرار مراحل فوق زنجیره اعداد دو دویی 1101110010 می باشد. معمولا کدهای تولیدی در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای از ترکیب دو زنجیره اعداد دو دویی حاصل از دو ثبات انتقال بازخوردی (FSR) بدست می آیند.

افزایش تعداد خانه ها منجر به طولانی تر شدن کدها می شود و حداکثر طول یک کد نويز شبه تصادفی برای یک ثبات انتقال بازخوردی n خانه ای از رابطه $2^n - 1$ تعیین می شود. از آنجا که فردی بنام Gold نشان داد که با انتخاب تعداد خانه های ثبات انتقال بازخوردی (n) زوج، کد نويز شبه تصادفی حاصل دارای خاصیت همبستگی خیلی خوبی است. از این رو کدهای حاصل از چنین فرآیندی به کدهای Gold معروف

هستند.

چنانچه در تولید سیگنال های ناوبری ماهواره ای از دو کد استفاده شود، پس از جمع زدن هر کد با پیام ناوبری و مدوله کردن آنها با یک موج حامل به روش مدلاسیون فاز و در نظر داشتن یک اختلاف فاز نود درجه ای بین دو کد (معروف به تربیع فاز) به سیگنال پیچیده تر زیر خواهیم رسید.

$$L_i(t) = a_{1i}C_1(t)N(t)\cos(2\pi f_c t) + a_{2i}C_2(t)N(t)\sin(2\pi f_c t) \quad (16)$$

که در آن $C_1(t)$ و $C_2(t)$ کدها، a_{1i} و a_{2i} دامنه های کدها و سایر عبارات مانند رابطه (۱۵) می باشد.

کمیت های مشاهده (سنجه های) ماهواره ای

اساساً سه نوع مشاهده توسط گیرنده های GNSS ثبت می شوند. یکی شبه فاصله، دیگری فاز موج حامل و بعدی داپلر یا نرخ فاز موج حامل است. در زیر به بیان مدل ریاضی هریک از این مشاهدات پرداخته می شود.

شبه فاصله یا کد

سنجه شبه فاصله در واقع از سنجه اختلاف زمانی بین لحظه ارسال و لحظه دریافت سیگنالهای GNSS بدست می آید. هرچند مراد از سنجه زمان، در یک مرجع زمانی پایدار و یکسان در ماهواره و گیرنده می باشد، لیکن رفتار ساعت های موجود در ماهواره ها و گیرنده ها بگونه ای است که در هر لحظه نسبت به دستگاه مرجع زمانی سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای دارای یک اختلاف می باشند.

$$\begin{aligned} \Delta t &= t_r - t^s = (t^{GNSS}(r) - \delta_r^s) - (t^{GNSS}(s) - \delta_s^s) \\ &= \Delta t^{GNSS} + \Delta t_r^s \end{aligned} \quad (17)$$

با ضرب اختلاف زمان (Δt) در سرعت امواج الکترومغناطیسی (c)، فاصله بین ماهواره و گیرنده برحسب واحد طول (متر) بدست می آید. با توجه به اینکه اختلاف زمان Δt آلوده به خطاهای ساعت ماهواره و گیرنده می باشد و نیز حضور سایر منابع خطاها نظیر اثرات جوی، فاصله بدست آمده نیز آلوده به خطاهای قابل

ملاحظه است. به همین دلیل به چنین فاصله ای شبه فاصله اطلاق می شود و معادله مشاهده آن با در نظر

گرفتن سایر منابع خطاها به صورت زیر نوشته می شود [Aboussleme, 1996].

$$\begin{aligned}
 P &= c\Delta t + d\rho + d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon(P_{multi}) + \varepsilon(P_{rx}) \quad (18) \\
 &= c\Delta t^{GNSS} + d\rho + c\Delta t_r^s + d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon(P_{multi}) + \varepsilon(P_{rx}) \\
 &= \rho + d\rho + c(\delta t_r - \delta t^s) + d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon(P_{multi}) + \varepsilon(P_{rx})
 \end{aligned}$$

که در آن

- P : شبه فاصله اندازه گیری شده (m).
- ρ : فاصله هندسی بین ماهواره و گیرنده (m).
- $d\rho$: خطای مداری (اسمی و ناشی از SA).
- c : سرعت امواج الکترومغناطیسی در خلاء (m/sec).
- δt^s : خطای ساعت ماهواره (sec).
- δt_r : خطای ساعت گیرنده (sec).
- d_{ion} : خطای یونسفریک (m).
- d_{trop} : خطای تروپوسفریک (m).
- $\varepsilon(P_{multi})$: خطای چند مسیری شبه فاصله (m) و
- $\varepsilon(P_{rx})$: نویز اندازه گیری شبه فاصله است.

یادآوری می شود از آنجا که فاصله هندسی ρ در معادله (18) تابع دو زمان متفاوت t^{GNSS} در دو لحظه ارسال و دریافت سیگنال می باشد، لذا با توجه به سرعت زیاد ماهواره در مدار خود عبارت تصحیحی $\dot{\rho}\Delta t$ که بیانگر سرعت شعاعی ماهواره در اختلاف زمان Δt است نیز باید در نظر گرفته شود. لیکن با توجه به طول چپ های نسبتاً بزرگ کدها و در نظر داشتن حداکثر سرعت شعاعی $\dot{\rho} = 0.9kms^{-1}$ و اختلاف زمان $\Delta t = 0.07s$ ، اثر آن در حدود $60cm$ خواهد بود که می توان از آن چشم پوشی کرد. فاصله هندسی بین

ماهواره و گیرنده (ρ) معمولاً در دستگاه مختصات کارتزین WGS-84 برحسب بردارهای موقعیت ماهواره (X^s, Y^s, Z^s) و گیرنده (X_r, Y_r, Z_r) بیان می شود.

$$\rho = \sqrt{(X^s - X_r)^2 + (Y^s - Y_r)^2 + (Z^s - Z_r)^2} \quad (19)$$

همانطور که معادله (۱۸) نشان می دهد، مشاهده شبه فاصله شامل تعدادی خطای اندازه گیری است. خطاهای مداری و ساعت ماهواره شامل هر دو اثر (Selective Availability) SA و خطاهای دیگر می باشد. خطاهای یونسفریک و تروپوسفریک باعث اثرات تأخیر اتمسفریک روی شبه فاصله می شوند. خطای چند مسیری ناشی از انعکاس امواج ماهواره بواسطه محیط اطراف گیرنده است. نویز گیرنده اساساً به ویژگی های ردیابی سیگنال گیرنده و وضعیت دینامیکی گیرنده بستگی دارد. در مورد خطاهای اندازه گیری بطور مفصل تر در بخش بعدی بحث خواهد شد.

فاز موج حامل

سنجه فاز موج حامل بعنوان دقیقترین مشاهده GNSS، عبارتست از اختلاف بین فاز موج حامل دریافت شده از ماهواره و فاز موج حامل تولید شده در گیرنده. چنانچه فاز حامل دریافتی از ماهواره را با $\varphi^s(t)$ و فاز حامل تولیدی در گیرنده را با $\varphi_r(t)$ ، که به ترتیب دارای فرکانس های f^s و f_r هستند، نمایش دهیم، با توجه به روابط (۷) و (۸) و خطاهای ساعت ماهواره و گیرنده می توان روابط زیر نوشت.

$$\begin{aligned} \varphi^s(t) &= f^s t - f^s \frac{\rho}{c} + f^s \delta^s \\ \varphi_r(t) &= f_r t + f_r \delta_r \end{aligned} \quad (20)$$

حال با توجه تعریفی که از سنجه فاز موج حامل ارائه شد می توان معادله مشاهده آن را به صورت زیر نوشت.

$$\begin{aligned}\varphi_r^s(t) &= \varphi_r(t) - \varphi^s(t) & (21) \\ &= f_r t + f_r \alpha_r - f^s t + f^s \frac{\rho}{c} - f^s \alpha^s \\ &= f^s \frac{\rho}{c} + (f_r - f^s)t + f_r \alpha_r - f^s \alpha^s\end{aligned}$$

بدلیل پایداری بالای فرکانس ها در طول یک شبانه روز (10^{-12})، اختلاف بین هریک از فرکانس های f^s و f_r با فرکانس اسمی شان بسیار کم است. به عنوان مثال برای حالتیکه $f = 1.5GHz$ در نظر گرفته شود، این اختلاف حدود $df = 1.5 \times 10^{-3} Hz$ است. با توجه به موضوع فوق و کوتاه بودن زمان سیر سیگنال از ماهواره تا گیرنده ($0.07s$) حداکثر خطای فرکانس روی سنجه فاز حدود 10^{-4} دور خواهد بود که بسیار کمتر از نویز اندازه گیری فاز است و می توان فرکانس های f_r و f^s را یکسان فرض نمود. بنابراین رابطه (21) را می توان به صورت زیر بازنویسی کرد.

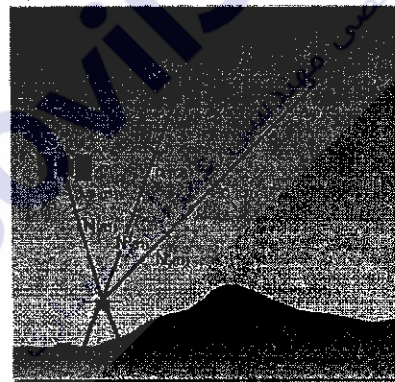
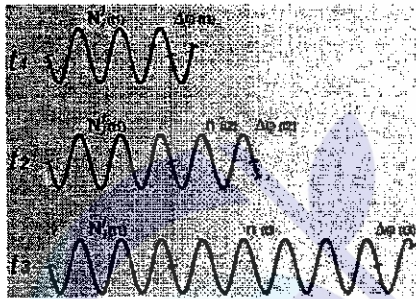
$$\varphi_r^s(t) = f \frac{\rho}{c} + f(\alpha_r - \alpha^s) = f \frac{\rho}{c} + f \Delta\alpha^s \quad (22)$$

حال بر می گردیم به لحظه شروع اندازه گیری فاز یا به عبارت صحیح تر اندازه گیری اختلاف فاز $\varphi_r^s(t)$ که با خرده ای از فاز مواجه هستیم. در واقع در لحظه شروع اندازه گیری فقط بخشی از یک دور کامل ($\Delta\varphi_r^s$) مورد اندازه گیری قرار می گیرد و تعداد دورهای صحیح بین ماهواره و گیرنده، که معمولاً با N نمایش داده می شود و معروف به ابهام فاز اولیه است، مجهول باقی می ماند.

$$\varphi_r^s(t) = \Delta\varphi_r^s + N \quad (23)$$

بطور طبیعی با گذشت زمان از لحظه شروع اندازه گیری و فرض برقراری ارتباط پیوسته بین گیرنده و ماهواره، به ازای هر اختلاف فاز $\pm 2\pi$ معادل آن ± 1 دور کامل ثبت می شود. برای مثال نگاره () را با یک گیرنده i و یک ماهواره j در سه لحظه t_1 ، t_2 و t_3 در نظر بگیرید. اگر در اولین لحظه اندازه گیری (t_1) خرده فاز اندازه گیری شده را با $\Delta\varphi(t_1)$ نشان دهیم، معادله کامل سنجه فاز حامل به صورت ترکیبی از $\Delta\varphi(t_1)$ و

تعداد دورهای صحیح بین گیرنده i و یک ماهواره j یعنی $N_i^j(t_1)$ نمایش داده می شود. در زمان های t_2 و t_3 با توجه به فاصله گرفتن ماهواره از گیرنده، علاوه بر تعداد دورهای صحیح بین گیرنده i و یک ماهواره j در لحظه t_1 ($N_i^j(t_1)$) و خرده فاز های جدید $\Delta\phi(t_2)$ و $\Delta\phi(t_3)$ ، تعدادی دور کامل نیز مانند $n(t_2)$ و $n(t_3)$ ثبت شده اند که در نگاره (۳) به ترتیب 2 و 5 می باشند. آنچه که به عنوان اندازه گیری های فاز حامل شناخته می شود در واقع یک عدد حقیقی است که بخش صحیح آن بیانگر تعداد دورهای صحیح از لحظه شروع اندازه گیری تا زمان مورد نظر و بخش اعشاری آن بیانگر خرده فاز در زمان مورد نظر است. یادآوری می شود چنانچه فاصله بین ماهواره و گیرنده در حال کم شدن باشد، علامت خرده فاز و تعداد دورهای صحیح مورد اندازه گیری منفی خواهد بود.



نگاره ۳- مفهوم ابهام فاز لولیه با کمک یک گیرنده i و یک ماهواره j در سه لحظه t_1 ، t_2 و t_3

با توضیحات فوق و تبدیل واحد دور به متر با ضرب در طول موج فاز حامل (λ) و نیز در نظر گرفتن سایر منابع خطاها، معادله مشاهده فاز حامل به صورت زیر بیان می گردد [Abousalem, 1996].

$$\Phi = \rho + d\rho + c(\delta t_r - \delta t^e) + \lambda N - d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon(\Phi_{multi}) + \varepsilon(\Phi_{rx}) \quad (24)$$

که در آن Φ مشاهده فاز موج حامل (m)، N ابهام فاز صحیح (cycle)، λ طول موج حامل (m)، $\varepsilon(\Phi_{mult})$ خطای چند مسیری فاز موج حامل و $\varepsilon(\Phi_{rx})$ نویز اندازه گیری فاز موج حامل بر حسب متر هستند. سایر عبارات مشابه معادله (۱۸) می باشند.

با مقایسه معادلات (۱۸) و (۲۴) در می یابیم که هر دو مشاهده فاز موج حامل و شبه فاصله بجز عبارت λN و علامت عبارت d_{ion} ، که بر خلاف سنجه کد بیانگر تقدم در سنجه فاز است، مشابه می باشند. این دو مشاهده از حدود مختلف دقت برخوردارند زیرا معمولا طول موج شبه فاصله از طول موج حامل خیلی بزرگتر است. همچنین مشاهده فاز موج حامل نویز گیرنده و خطای چند مسیری خیلی کمتری از مشاهده شبه فاصله دارد و در نتیجه دارای دقت بالاتری است. اما مشاهده فاز موج حامل دارای ابهام است، زیرا مقدار صحیح ابهام فاز موج حامل N نمی تواند از قبل معلوم گردد و تعیین آن کار خیلی ساده ای نیست. ابهام فاز N در واقع تعداد دورهای صحیح طول موج حامل است که در لحظه شروع برقراری ارتباط ماهواره با گیرنده وجود دارد و مادامیکه این ارتباط قطع نشود مقدار آن ثابت باقی می ماند.

دایپلر

بر خلاف سنجه های کد و فاز، سنجه دایپلر یا نرخ فاز موج حامل نتیجه مستقیم یک سیگنال ارسالی از ماهواره نیست. این سنجه از مشتق زمانی مشاهده فاز موج حامل در معادله (۲۴) بدست می آید که در کاربردهای کینماتیک است بسیار مفید است [Abousalem, 1996].

$$\dot{\Phi} = \dot{\rho} + d\dot{\rho} + c(\dot{\alpha}_r - \dot{\alpha}^e) + \dot{d}_{ion} + \dot{d}_{trop} + \varepsilon(\dot{\Phi}_{mult}) + \varepsilon(\dot{\Phi}_{rx}) \quad (25)$$

همانطور که از معادله فوق پیداست، مشاهده دایپلر فاقد ابهام فاز است. بنابراین مشاهده دایپلر مستقل از قطعی فاز است و علاوه بر برآورد سرعت لحظه ای گیرنده برای تعیین جهش های فاز یا همان قطعی های فاز در طول زمان اندازه گیری فاز بسیار مناسب می باشد.

سنجه های ترکیبی

معمولا به دلایل مختلفی هر ماهواره نوبری چندین موج تولید و ارسال می کند. بنابراین امکان استخراج انواع سنجه های ترکیبی وجود دارد. از این گذشته با حضور همزمان چندین ماهواره و چندین گیرنده در لحظات مختلف امکان ترکیب های تفاضلی مختلف نیز وجود دارد. بنابراین در ادامه سنجه های ترکیبی را در دو دسته " ترکیب غیر تفاضلی سنجه های مختلف " و " ترکیب تفاضلی سنجه های یکسان " به طور جداگانه مورد بررسی قرار می دهیم.

ترکیب های غیر تفاضلی سنجه های مختلف

در بخش قبلی دیده شد با دو سنجه اساسی کد و فاز در تعیین موقعیت ماهواره ای آشنا شدیم. همانطور که اشاره شد به دلیل طول چپ بزرگ کد نسبت به طول موج فاز، از دقت پایین تری در تعیین موقعیت برخوردار است. بر همین اساس یکی از راه های افزایش دقت و کارایی سنجه کد، هموارسازی آن با سنجه فاز بوسیله ترکیب خطی سنجه کد با سنجه فاز است. علاوه بر آن انواع سنجه های جدید ترکیبی دیگر بین فازها و کدها مطرح هستند که شرح برخی از آنها در زیر آمده است.

ترکیب خطی شبه فاصله فازی

با فرض وجود حداقل دو فاز حامل $L1$ و $L2$ به ترتیب با دو فرکانس متفاوت $f1$ و $f2$ ، دو سنجه Φ_1 و Φ_2 خواهیم داشت که با در نظر گرفتن دو عدد حقیقی n_1 و n_2 ترکیب خطی حاصل از آنها به صورت زیر نوشته می شود.

$$\Phi = n_1\Phi_1 + n_2\Phi_2 = n_1f_1t + n_2f_2t = ft \quad (26)$$

همانگونه که دیده می شود حاصل ترکیب خطی فوق یک سنجه فاز است که فرکانس و طول موج آن به شرح زیر است.

$$f = n_1 f_1 + n_2 f_2 \quad (27)$$

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (28)$$

بر اساس قانون انتشار خطاها، باید توجه نمود که اگر نویز سنجه های فاز Φ_1 و Φ_2 به ترتیب ε_1 و ε_2 باشد، در آن صورت نویز سنجه ترکیبی برابر با $\sqrt{n_1^2 \varepsilon_1^2 + n_2^2 \varepsilon_2^2}$ خواهد بود.

در حالت قبلی ابهام فاز اولیه سنجه ترکیبی دیگر عددی صحیح نیست، در صورتی که اگر n_1 و n_2 دو عدد صحیح در نظر گرفته شوند، ماهیت صحیح بودن ابهام فاز اولیه برای سنجه ترکیبی نیز حفظ می شود. بر همین اساس دو حالت بسیار ساده از ترکیب خطی شبه فاصله فازی با در نظر گرفتن ($n_1 = 1$ و $n_2 = 1$) و ($n_1 = 1$ و $n_2 = -1$) بدست می آیند.

$$\Phi_N = \Phi_1 + \Phi_2 = (f_1 + f_2)t \quad (29)$$

$$\Phi_W = \Phi_1 - \Phi_2 = (f_1 - f_2)t \quad (30)$$

سنجه ترکیبی Φ_N دارای فرکانس بیشتر و در نتیجه طول موج کوتاهتر است و به همین دلیل ترکیب نوار باریک نامیده می شود. سنجه ترکیبی Φ_W دارای فرکانس کمتر و در نتیجه طول موج بلندتر است و به همین دلیل ترکیب نوار پهن نامیده می شود. یادآوری می شود از این دو نوع ترکیب خطی در فرآیند رفع ابهام فاز اولیه استفاده می شود.

$$f = n_1 f_1 + n_2 f_2 \quad (27)$$

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (28)$$

بر اساس قانون انتشار خطاها، باید توجه نمود که اگر نویز سنجه های فاز Φ_1 و Φ_2 به ترتیب ε_1 و ε_2 باشد، در آن صورت نویز سنجه ترکیبی برابر با $\sqrt{n_1^2 \varepsilon_1^2 + n_2^2 \varepsilon_2^2}$ خواهد بود.

در حالت قبلی ابهام فاز اولیه سنجه ترکیبی دیگر عددی صحیح نیست، در صورتی که اگر n_1 و n_2 دو عدد صحیح در نظر گرفته شوند، ماهیت صحیح بودن ابهام فاز اولیه برای سنجه ترکیبی نیز حفظ می شود. بر همین اساس دو حالت بسیار ساده از ترکیب خطی شبه فاصله فازی با در نظر گرفتن ($n_1 = 1$ و $n_2 = 1$) و ($n_1 = 1$ و $n_2 = -1$) بدست می آیند.

$$\Phi_N = \Phi_1 + \Phi_2 = (f_1 + f_2)t \quad (29)$$

$$\Phi_W = \Phi_1 - \Phi_2 = (f_1 - f_2)t \quad (30)$$

سنجه ترکیبی Φ_N دارای فرکانس بیشتر و در نتیجه طول موج کوتاهتر است و به همین دلیل ترکیب نوار باریک نامیده می شود. سنجه ترکیبی Φ_W دارای فرکانس کمتر و در نتیجه طول موج بلندتر است و به همین دلیل ترکیب نوار پهن نامیده می شود. یادآوری می شود از این دو نوع ترکیب خطی در فرآیند رفع ابهام فاز اولیه استفاده می شود.

دو نوع ترکیب خطی دیگر ناشی از اعداد حقیقی که در آنها $(n_1 = 1)$ و $(n_2 = -\frac{f_2}{f_1})$ و $(n_1 = 1)$ و $(n_2 = 1)$ است.

در نظر گرفته می شوند، به ترتیب به صورت زیر هستند.

$$\Phi_G = \Phi_1 - \frac{f_2}{f_1} \Phi_2 = \left(f_1 - \frac{f_2^2}{f_1} \right) t \quad (31)$$

$$\Phi_I = \Phi_1 - \frac{f_1}{f_2} \Phi_2 = (f_1 - f_1) t \quad (32)$$

رابطه Φ_G معروف به باقیمانده هندسی است که برای کاهش اثرات یونسفر مورد استفاده قرار می گیرد. سنجه ترکیبی Φ_I نیز معروف به باقیمانده یونسفری است که برای آشکارسازی جهش فاز مورد استفاده قرار می گیرد. یادآوری می شود که در دو ترکیب اخیر ماهیت صحیح بودن ابهام فاز از بین رفته است.

هموار سازی شبه فاصله کدی

دستیابی به دقت های بالاتر در تعیین موقعیت های آبی با سنجه های کد همواره مورد نظر بوده است. تحقق این امر از طریق هموار سازی سنجه های کد با سنجه های فاز به انجام رسیده است که در ادامه به آن می پردازیم. دو شبه فاصله کدی P_1 و P_2 و دو شبه فاصله فازی Φ_1 و Φ_2 در یک مقطع زمانی اولیه t_1 را در نظر بگیرید. قبل از ترکیب سنجه های فاز و کد به منظور هموار سازی شبه فاصله کدی، ابتدا با تقسیم سنجه های کد بر طول موج حامل مربوط، آنها را به واحد دور تبدیل می کنیم.

$$P_i = \frac{P_i}{\lambda_i} = P_i \frac{f_i}{c} \quad (33)$$

حال با ارائه رابطه زیر به یک سنجه ترکیبی جدید در لحظه t_1 بر اساس کدهای P_1 و P_2 در لحظه t_1 می رسم.

$$P(t_1) = \frac{f_1 P_1(t_1) - f_2 P_2(t_1)}{f_1 + f_2} \quad (34)$$

سنجه فوق بر حسب دور می باشد و فرکانس آن $f_1 - f_2$ می باشد. با توجه به رابطه فوق و قانون انتشار خطاها، چنانچه فرکانس های f_1 و f_2 به یکدیگر نزدیک باشند، نویز سنجه ترکیبی از نویز تک تک کدها کمتر خواهد بود. حال سنجه ترکیبی نوار پهن با استفاده از فازهای Φ_1 و Φ_2 را برای لحظه t_1 در نظر می گیریم.

$$\Phi_w(t_1) = \Phi_1(t_1) - \Phi_2(t_1) \quad (35)$$

نویز سنجه نوار پهن در شرایط نویز یکسان برای سنجه های فاز Φ_1 و Φ_2 ، $\sqrt{2}$ برابر خواهد بود که با توجه به دقت ذاتی بالای سنجه های فاز در مقابل سنجه های کد قابل چشم پوشی است. همچنین یادآوری می شود با توجه به اینکه فرکانس ترکیب نوار پهن نیز $f_1 - f_2$ است، لذا دارای طول موج یکسانی با سنجه ترکیبی کدها است. حال به منظور هموار سازی شبه فاصله کدی، الگوریتم زیر را بکار می بریم. ابتدا یک شبه فاصله کدی برون یابی شده برای هر لحظه بعد از t_1 مانند t_i با استفاده از دو سنجه ترکیبی فوق را به صورت زیر بدست می آوریم.

$$P(t_i)_{ex} = P(t_i) + (\Phi_w(t_i) - \Phi_w(t_1)) \quad (36)$$

اکنون مقدار هموار شده شبه فاصله کدی را برای لحظه t_i با میانگین گیری مقادیر $P(t_i)$ و $P(t_i)_{ex}$ بدست می آید.

$$P(t_i)_{sm} = \frac{1}{2}(P(t_i) + P(t_i)_{ex}) \quad (37)$$

حال با در نظر گرفتن هر زمان اختیاری t_i و t_{i-1} می توان روابط فوق را تعمیم داد و به یک الگوریتم بازگشتی به صورت زیر رسید. این الگوریتم با شرط اولیه $P(t_i) = P(t_i)_{ex} = P(t_i)_{sm}$ برای تمام مقادیر $i > 1$ قابل استفاده است.

$$P(t_i) = \frac{f_1 P_1(t_i) - f_2 P_2(t_i)}{f_1 + f_2} \quad (38)$$

$$\Phi_w(t_i) = \Phi_1(t_i) - \Phi_2(t_i) \quad (39)$$

$$P(t_i)_{ex} = P(t_{i-1})_{sm} + (\Phi_w(t_i) - \Phi_w(t_{i-1})) \quad (40)$$

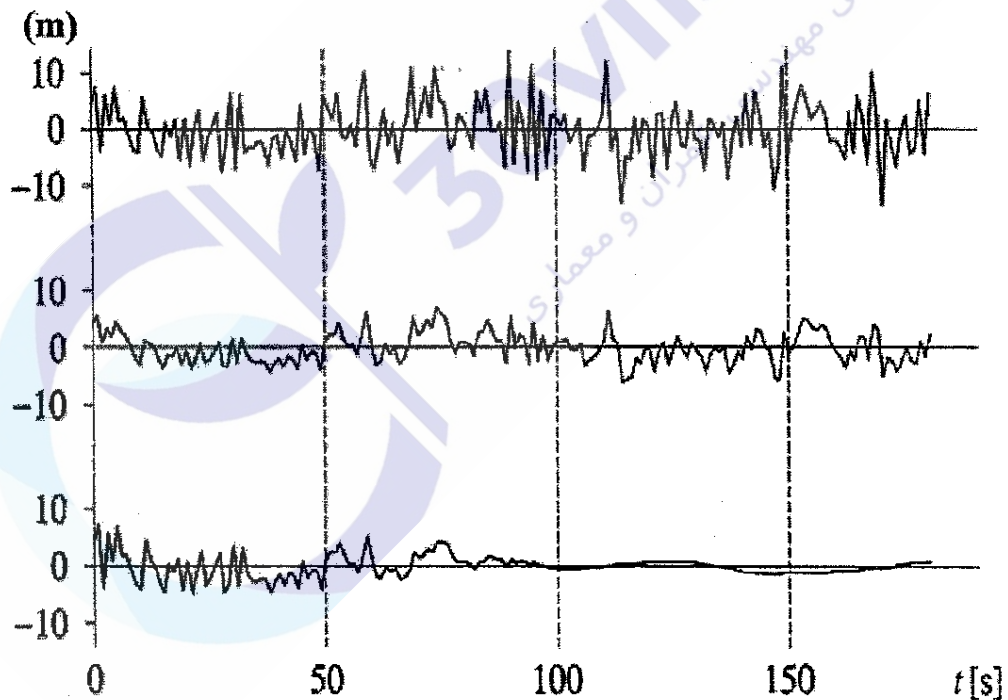
$$P(t_i)_{sm} = \frac{1}{2}(P(t_i) + P(t_i)_{ex}) \quad (41)$$

همانطور که می دانیم سنجه فاز دارای ابهام فاز اولیه است و در صورت هر نوع قطعی فاز در طول اندازه گیری مقدار آن دچار تغییر می شود. این تغییر فاز در طول اندازه گیری به جهش فاز معروف است و در صورت بروز آن الگوریتم فوق نیز درست عمل نخواهد کرد. بر همین اساس با اندکی اصلاح در الگوریتم قبلی به یک الگوریتم جدید می رسیم که برای حل مشکل جهش فاز مناسب است. در واقع به جای میانگین حسابی در الگوریتم قبلی، در این الگوریتم از میانگین وزندار استفاده می شود.

$$P(t_i)_{sm} = wP(t_i) + (1-w)P(t_i)_{ex} \quad (42)$$

$$= wP(t_i) + (1-w)(P(t_{i-1})_{sm} + \Phi_w(t_i) - \Phi_w(t_{i-1}))$$

w یک ضریب وزنی وابسته به زمان است که در شروع فرآیند هموار سازی ($i=1$) برابر یک ($w=1$) قرار داده می شود. به این ترتیب تمام وزن به سنج‌های کدی داده می شود و سنج‌های فازی هیچ نقشی در میانگین گیری وزن دار ندارد. به تدریج در تکرارهای بعدی با یک نرخ مشخص از وزن سنج‌های کدی کاسته و به وزن سنج‌های فازی اضافه می گردد. نگاره (۴) رفتار شبه فاصله ترکیبی هموار نشده، هموار شده با میانگین حسابی و هموار شده با میانگین وزندار را با در نظر گرفتن گام 0.01 نمایش می دهد که پس از ۱۰۰ ثانیه به طور ثابت به سنج کد وزن 0.01 و به سنج فاز وزن 0.99 تخصیص داده شده است. در صورت بروز جهش فاز، بدون نیاز به ترمیم جهش فاز و فقط با آشکارسازی آن، این الگوریتم مجدداً از سر گرفته می شود.



نگاره ۴- مقایسه شبه فاصله ترکیبی هموار نشده، هموار شده با میانگین حسابی و هموار شده با میانگین

وزندار

یک الگوریتم دیگر برای هموار سازی شبه فاصله کدی، استفاده از اختلاف فازهای بین دو لحظه شروع و دلخواه t_1 و t_i بر اساس انتگرال داپلر شیفت است. همانطور که از معادله مشاهده داپلر پیداست، این اختلاف فازها عاری از هرگونه جهش فاز است. از هر شبه فاصله کدی در لحظه t_i ($P(t_i)$) می توان با رابطه زیر شبه فاصله کدی در لحظه t_1 ($P(t_1)_i$) را تخمین زد.

$$P(t_1)_i = P(t_i) + \Delta\Phi(t_i, t_1) \quad (43)$$

چنانچه n سنجه کد و فاز مربوط به زمان های مختلف در اختیار داشته باشیم، در این صورت میانگین حسابی شبه فاصله های حاصل از رابطه (43) به صورت زیر قابل تعیین است.

$$P(t_1)_m = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P(t_1)_i \quad (44)$$

سپس با استفاده از رابطه زیر شبه فاصله هموار شده برای مقطع زمانی t_i به دست می آید.

$$P(t_1)_{sm} = P(t_1)_m + \Delta\Phi(t_i, t_1) \quad (45)$$

روابط (43) تا (45) را می توان به صورت متوالی طی یک الگوریتم بکار برد که در آن ضمن بر طرف شدن مشکل جهش فاز، سنجه کد $P(t_1)_m$ نیز به دلیل میانگین گیری از سطح نویز کمتری برخوردار است. ترکیبات دیگری نیز وجود دارند که از پرداختن به آنها در این بخش خودداری می شود، ولی برخی از آنها که کاربرد های خاص در حذف یا کاهش برخی خطاها نظیر خطای یونسفر دارند مجددا در بخش مربوط به بررسی منابع خطاها مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

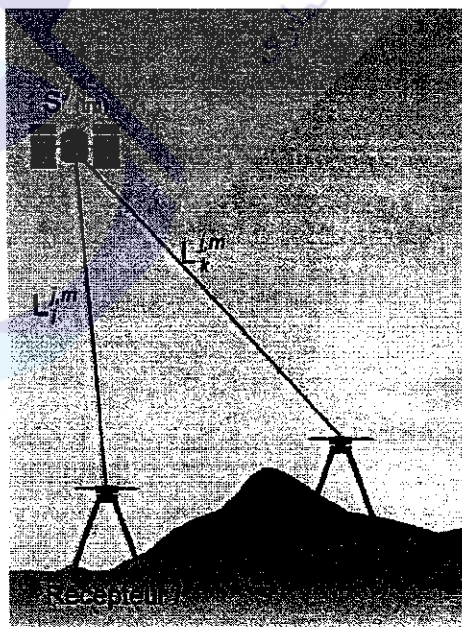
ترکیب های تفاضلی سنجه های مشابه

ترکیب تفاضلی یگانه

سه نوع اختلاف گیری یگانه برای سنجه های GNSS (کد یا فاز) می توان در نظر گرفت. علیرغم مزایای سنجه تفاضلی یگانه، نویز آن تقریباً $\sqrt{2}$ برابر از نویز سنجه ساده بزرگتر است. مطابق نگاره (۵) اولین نوع، اختلاف گیری بین دو گیرنده و یک ماهواره در یک مقطع زمانی مانند t است که با نماد Δ معرفی می شود. این نوع اختلاف گیری باعث حذف خطای ساعت ماهواره و به تناسب کوتاه بودن فاصله بین دو گیرنده باعث کاهش خطاهای مسیر ماهواره، یونسفر و تروپوسفر نیز می شود. معادله تفاضلی یگانه بین دو گیرنده برای سنجه های شبه فاصله و فاز موج حامل به ترتیب بصورت زیر می باشد (Liu,1993).

$$\Delta P = \Delta\rho + \Delta d\rho + c\Delta\delta_r + \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \varepsilon(\Delta P_{mult}) + \varepsilon(\Delta P_{rx}) \quad (46)$$

$$\Delta\Phi = \Delta\rho + \Delta d\rho + c\Delta\delta_r + \lambda\Delta N - \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \varepsilon(\Delta\Phi_{mult}) + \varepsilon(\Delta\Phi_{rx}) \quad (47)$$



نگاره ۵- تفاضل یگانه بین دو گیرنده و یک ماهواره

نوع دوم، اختلاف گیری بین دو ماهواره و یک گیرنده است که با نماد ∇ معرفی می شود. در این نوع اختلاف گیری خطای ساعت گیرنده حذف و در صورتیکه ماهواره ها به اندازه کافی بهم نزدیک باشند، خطاهای دیگر نیز کاهش می یابند. معادله تفاضلی این نوع اختلاف گیری برای سنجه های شبه فاصله و فاز موج حامل بصورت زیر می باشد.

$$\nabla P = \nabla \rho + \nabla d\rho - c\nabla \delta^s + \nabla d_{ion} + \nabla d_{trop} + \varepsilon(\nabla P_{mult}) + \varepsilon(\nabla P_{rx}) \quad (48)$$

$$\nabla \Phi = \nabla \rho + \nabla d\rho - c\nabla \delta^s + \lambda \nabla N - \nabla d_{ion} + \nabla d_{trop} + \varepsilon(\nabla \Phi_{mult}) + \varepsilon(\nabla \Phi_{rx}) \quad (49)$$

نوع سوم، عبارتست از اختلاف گیری بین دو مقطع زمانی (اپک) برای یک گیرنده و یک ماهواره است که با نماد δ معرفی می شود. مزیت عمده این نوع اختلاف گیری حذف کامل ابهام فاز اولیه و نیز کشف جهش های فاز برای سنجه فاز موج حامل است. هرچه فاصله زمانی بین اپک ها کمتر باشد سایر خطاها نیز به میزان قابل ملاحظه ای کاهش می یابند. معادله این نوع اختلاف گیری برای سنجه های شبه فاصله و فاز به ترتیب بصورت زیر بیان می گردد.

$$\delta P = \delta \rho + \delta d\rho + c\delta(\delta_r - \delta^s) + \delta d_{ion} + \delta d_{trop} + \varepsilon(\delta P_{mult}) + \varepsilon(\delta P_{rx}) \quad (50)$$

$$\delta \Phi = \delta \rho + \delta d\rho + c\delta(\delta_r - \delta^s) - \delta d_{ion} + \delta d_{trop} + \varepsilon(\delta \Phi_{mult}) + \varepsilon(\delta \Phi_{rx}) \quad (51)$$

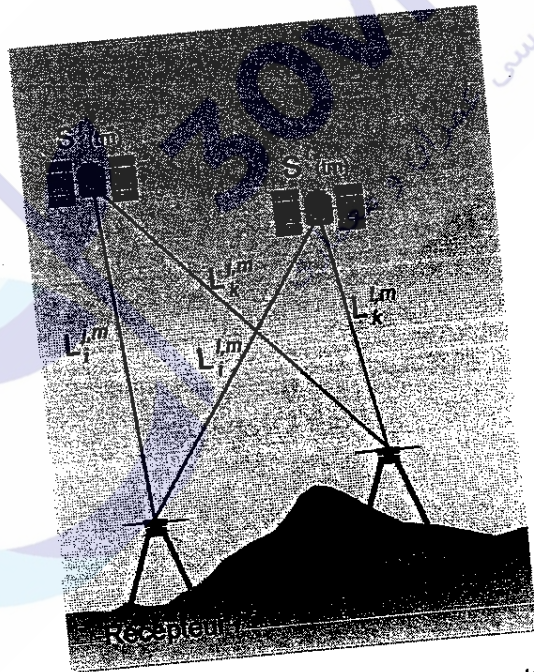
ترکیب تفاضلی دوگانه

در این نوع ترکیب تفاضلی هم سه نوع اختلاف گیری دوگانه برای سنجه های GNSS (کد یا فاز) می توان در نظر گرفت. مجددا تاکید می شود، متاسفانه علیرغم مزایای آن، نویز آن تقریباً $\sqrt{2}$ برابر از نویز ترکیب

تفاضلی یگانه بزرگتر است. مطابق نگاره (۶) اولین نوع، اختلاف گیری بین دو گیرنده و دو ماهواره مختلف در یک مقطع زمانی با نماد $\nabla\Delta$ است. این نوع اختلاف گیری در واقع ترکیبی از اختلاف گیری های نوع اول و دوم در ترکیب تفاضلی یگانه می باشد. این نوع اختلاف گیری متداول ترین اختلاف گیری جهت پردازش مشاهدات GNSS است. از جمله مزایای استفاده از این نوع اختلاف گیری حذف کامل خطاهای ساعت گیرنده و ماهواره و کاهش خطاهای مداری، یونسفر و تروپوسفر می باشد. معادله مربوط به این نوع اختلاف گیری برای هر دو سنجه شبه فاصله و فاز موج حامل بصورت زیر می باشد (Liu,1993).

$$\nabla\Delta P = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d_p + \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \varepsilon(\nabla\Delta P_{mult}) + \varepsilon(\nabla\Delta P_{rx}) \quad (52)$$

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d_p + \lambda\nabla\Delta N - \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \varepsilon(\nabla\Delta\Phi_{mult}) + \varepsilon(\nabla\Delta\Phi_{rx}) \quad (53)$$



نگاره ۶- تفاضل دوگانه بین دو گیرنده و دو ماهواره

نوع دوم اختلاف گیری دوگانه، اختلاف گیری بین دو گیرنده، یک ماهواره و دو مقطع زمانی با نماد $\delta\Delta$ است. این نوع اختلاف گیری از ترکیب اختلاف گیری های نوع اول و سوم در ترکیب تفاضلی یگانه بدست می آید که دارای ویژگی های آنها در حذف خطای ساعت ماهواره و ابهام فاز اولیه نیز می باشد.

$$\delta\Delta P = \delta\Delta\rho + \delta\Delta d\rho + c\delta\Delta\delta r_r + \delta\Delta d_{ion} + \delta\Delta d_{trop} + \varepsilon(\delta\Delta P_{mult}) + \varepsilon(\delta\Delta P_{rx}) \quad (54)$$

$$\delta\Delta\Phi = \delta\Delta\rho + \delta\Delta d\rho + c\delta\Delta\delta r_r - \delta\Delta d_{ion} + \delta\Delta d_{trop} + \varepsilon(\delta\Delta\Phi_{mult}) + \varepsilon(\delta\Delta\Phi_{rx}) \quad (55)$$

نوع سوم اختلاف گیری دوگانه، اختلاف گیری بین یک گیرنده، دو ماهواره و دو مقطع زمانی با نماد $\delta\nabla$ است. این نوع اختلاف گیری از ترکیب اختلاف گیری های نوع دوم و سوم در ترکیب تفاضلی یگانه بدست می آید که دارای ویژگی های آنها در حذف خطای ساعت گیرنده و ابهام فاز اولیه نیز می باشد.

$$\delta\nabla P = \delta\nabla\rho + \delta\nabla d\rho - c\delta\nabla\delta r^s + \delta\nabla d_{ion} + \delta\nabla d_{trop} + \varepsilon(\delta\nabla P_{mult}) + \varepsilon(\delta\nabla P_{rx}) \quad (56)$$

$$\delta\nabla\Phi = \delta\nabla\rho + \delta\nabla d\rho - c\delta\nabla\delta r^s - \delta\nabla d_{ion} + \delta\nabla d_{trop} + \varepsilon(\delta\nabla\Phi_{mult}) + \varepsilon(\delta\nabla\Phi_{rx}) \quad (57)$$

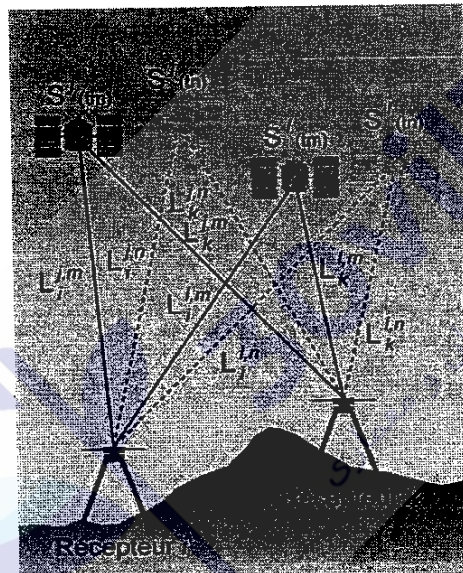
ترکیب تفاضلی سه گانه

مطابق نگاره (۷)، این نوع ترکیب تفاضلی عبارتست از اختلاف گیری سه گانه بین دو گیرنده و دو ماهواره در دو مقطع زمانی متوالی با نماد $\delta\nabla\Delta$ است. مزیت این نوع ترکیب تفاضلی، حذف کامل خطاهای ساعت گیرنده، ساعت ماهواره و ابهام فاز اولیه حذف و نیز کاهش خطاهای مداری و جوی می باشد. اما خطاهای چند مسیری و نویز گیرنده نسبت به ترکیب های تفاضلی قبلی تشدید می شود. از این نوع ترکیب تفاضلی عمدتاً برای کشف جهش فازها و برآورد بهترین مختصات اولیه ایستگاه های زمینی استفاده می شود. معادله

مربوط به ترکیب تفاضلی سه گانه برای سنجه های شبه فاصله و فاز موج حامل به صورت زیر می باشد
(Wells,1986)

$$\delta\nabla\Delta P = \delta\nabla\Delta\rho + \delta\nabla\Delta d\rho + \delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop} + \varepsilon(\delta\nabla\Delta P_{multi}) + \varepsilon(\delta\nabla\Delta P_{rx}) \quad (58)$$

$$\delta\nabla\Delta\Phi = \delta\nabla\Delta\rho + \delta\nabla\Delta d\rho - \delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop} + \varepsilon(\delta\nabla\Delta\Phi_{multi}) + \varepsilon(\delta\nabla\Delta\Phi_{rx}) \quad (59)$$



نگاره ۷- تفاضل سه گانه بین دو گیرنده و دو ماهواره در دو مقطع زمانی

فصل ششم



30vil30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

منابع خطا در GNSS و روشهای مقابله با آنها

همانگونه که در معادلات مشاهدات سنجی های مختلف نشان داده شد، هر یک از سه مشاهده اساسی GNSS شامل خطاهای مختلفی است که در برآورد دقیق موقعیت گیرنده یا سرعت آن می بایستی حذف یا به حداقل ممکن برسند. عوامل مختلفی از زمان انتشار سیگنال در ماهواره (مانند باقیمانده نیروهای اغتشاشی و ساعت ماهواره) تا زمان دریافت آن در گیرنده (مانند تغییرات مرکز فاز آنتن) بر روی سیگنال های ناوبری ماهواره ای اثر می گذارند که هر یک به عنوان یک منبع خطا شناخته می شود. به همین منظور در این فصل به تشریح خطاهای موثر در تعیین موقعیت ماهواره ای و نحوه مقابله با آنها پرداخته می شود.

اثرهای جوی

سرعتهای فاز و گروه

چنانچه یک موج الکترومغناطیسی در حال انتشار در فضا را با طول موج λ و فرکانس f در نظر بگیریم، در آن صورت رابطه زیر بیانگر "سرعت فاز" می باشد.

$$v_{ph} = \lambda f$$

رفتار این دو وابسته به محیط انتشار آنها می باشد. سرعت فاز و گروه در محیط های هتروگن متفاوت است (۱)

موج های حامل در سامانه های GNSS با سرعت فاز انتشار می یابند. از طرف دیگر برای یک گروه از امواج که دارای فرکانس متفاوتی هستند، سرعت انتشار آنها با "سرعت گروه" تعریف می شود.

$$v_{gr} = -\frac{df}{d\lambda} \lambda^2 \quad (۲)$$

"سرعت گروه" در سامانه های GNSS برای امواج کد صادق می باشد. رابطه بین سرعت های فاز و گروه با تشکیل یک دیفرانسیل کامل از (۱) به صورت زیر به دست می آید.

$$dv_{ph} = f d\lambda + \lambda df \quad (3)$$

با تقسیم طرفین رابطه (3) بر $\lambda d\lambda$ ، رابطه مذکور مجدداً به صورت زیر قابل باز نویسی هست.

$$\frac{df}{d\lambda} = \frac{1}{\lambda} \frac{dv_{ph}}{d\lambda} - \frac{f}{\lambda} \quad (4)$$

با جایگذاری (4) در (2) به رابطه جدید زیر می رسیم.

$$v_{gr} = -\lambda \frac{dv_{ph}}{d\lambda} + f\lambda \quad (5)$$

و سرانجام رابطه زیر به دست می آید.

$$v_{gr} = v_{ph} - \lambda \frac{dv_{ph}}{d\lambda} \quad (6)$$

سرعت های فاز و گروه در محیط های نا پاشنده (nondispersive) با یکدیگر یکسان و برابر با سرعت امواج الکترومغناطیسی (c) می باشند. سرعت انتشار یک موج در یک محیط به ضریب شکست (n) بستگی دارد و مطابق رابطه زیر تعریف می شود.

$$v = \frac{c}{n} \quad (7)$$

بر همین اساس سرعت های فاز و گروه با توجه به ضرایب شکست n_{gr} و n_{ph} به صورت زیر بدست می آیند.

$$v_{ph} = \frac{c}{n_{ph}} \quad (8)$$

$$v_{gr} = \frac{c}{n_{gr}} \quad (9)$$

از آنجا که طبق رابطه (۱) سرعت فاز تابعی از فرکانس و طول موج می باشد، لذا با دیفرانسیل گیری از رابطه (۸) نسبت به λ به رابطه زیر می رسیم.

$$\frac{dv_{ph}}{d\lambda} = -\frac{c}{n_{ph}^2} \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \quad (10)$$

با جایگذاری (۸)، (۹) و (۱۰) در رابطه (۶) به روابط زیر خواهیم رسید.

$$\frac{c}{n_{gr}} = \frac{c}{n_{ph}} + \lambda \frac{c}{n_{ph}^2} \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \quad (11)$$

$$\frac{1}{n_{gr}} = \frac{1}{n_{ph}} \left(1 + \lambda \frac{1}{n_{ph}} \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \right) \quad (12)$$

رابطه (۱۲) را با توجه به $(1 + \varepsilon)^{-1} \cong 1 - \varepsilon$ می توان به رابطه زیر تبدیل نمود.

$$n_{gr} = n_{ph} \left(1 - \lambda \frac{1}{n_{ph}} \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \right) \quad (13)$$

بنابراین در نهایت به رابطه زیر خواهیم رسید.

$$n_{gr} = n_{ph} - \lambda \frac{dn_{ph}}{d\lambda} \quad (14)$$

با دیفرانسیل گیری از $c = \lambda f$ نسبت به λ و f به رابطه زیر خواهیم رسید.

$$\frac{d\lambda}{\lambda} = -\frac{df}{f} \quad (15)$$

حال با جایگذاری (15) در (14) به یک رابطه جدید بر حسب فرکانس خواهیم رسید.

$$n_{gr} = n_{ph} + f \frac{dn_{ph}}{df} \quad (16)$$

انکسار یونسفری (Ionospheric refraction)

یونسفر، شامل لایه های مختلف جو از حدود ۵۰ کیلومتر تا ۱۰۰۰ کیلومتر بالای سطح زمین است که یک محیط پاشنده (dispersive) برای سیگنال های سامانه های ناوبری ماهواره ای می باشد. بنابراین سیگنال های GNSS درحین عبور از این لایه دچار تاخیر یا تقدم می شوند. از آنجا که مقدار این خطا بعد از خطای عمدی SA بزرگترین سهم را در برآیند کل خطاها دارد، مطالعات بسیار وسیعی برای مقابله با آن انجام شده است. میزان خطای یونسفری متناسب با تعداد الکترون های آزاد موجود در واحد سطح مسیر عبور سیگنال است. تعداد الکترون های آزاد موجود در واحد سطح مسیر عبور سیگنال نیز به عواملی همچون فعالیت های خورشیدی، فعالیت های مغناطیسی، زمان، موقعیت گیرنده زمینی و زاویه ارتفاعی ماهواره بستگی دارد و به همین دلیل مقدار خطای یونسفری متغیر می باشد. برای محاسبه میزان انکسار یونسفری به ترتیب زیر عمل می کنیم.

مطابق (Seeber, 1989) سری زیر را می توان برای ضریب شکست فاز نوشت.

$$n_{ph} = 1 + \frac{C_2}{f^2} + \frac{C_3}{f^3} + \frac{C_4}{f^4} + \dots \cong 1 + \frac{C_2}{f^2} \quad (17)$$

فرکانس فاز مربوطه

ضرایب C_2 ، C_3 و C_4 مستقل از فرکانس می باشند ولی تابعی از چگالی الکترون های آزاد در امتداد مسیر انتشار سیگنال هستند. در اینجا از کمیت N_e به عنوان تعداد الکترون ها در واحد متر مکعب استفاده می شود. با دیفرانسیل گیری از (17) به رابطه زیر می رسم.

$$dn_{ph} = -\frac{2C_2}{f^3} df \quad (18)$$

با جایگذاری (17) و (18) در (16) به یک رابطه جدید برای ضریب انکسار گروه می رسم.

$$n_{gr} = 1 - \frac{C_2}{f^2} \quad (19)$$

از روابط (17) و (19) به سادگی پیداست که ضرایب انکسار گروه و فاز نسبت به واحد به یک اندازه با علامت مخالف انحراف دارند. با در نظر گرفتن مقدار ثابت $C_2 = -40.3N_e$ که توسط (Seeber, 1989) برآورد شده است، می توان نتیجه گرفت که ضریب انکسار گروه بزرگتر از ضریب انکسار فاز است ($n_{gr} > n_{ph}$) و در نتیجه سرعت فاز بیشتر از سرعت گروه است ($v_{gr} < v_{ph}$). به روشنی در می یابیم که سرعت های مختلف فاز و گروه باعث تاخیر موج گروه (کد) و تقدم موج حامل (فاز) می شوند. بنابراین شبه فاصله های کدی و شبه فاصله های فازی به عنوان تابعی از فرکانس و چگالی الکترون های آزاد نسبت به فاصله هندسی بین ماهواره و گیرنده به ترتیب به یک اندازه بلندتر و کوتاهتر اندازه گیری می شوند.

برای تعیین مقدار انکسار یونسفری به صورت زیر عمل می کنیم. طبق اصل فرمت فاصله واقعی طی شده توسط یک موج به صورت زیر بدست می آید.

$$s = \int n ds \quad (20)$$

چنانچه ضریب انکسار در طول مسیر سیگنال برابر واحد باشد ($n=1$)، واقعی طی شده توسط موج همان مسیر مستقیم است که در مورد ماهواره ها و گیرنده ها موسوم به فاصله هندسی می باشد و از رابطه زیر بدست می آید.

$$s_0 = \int ds_0 \quad (21)$$

حال اختلاف بین فاصله منحنی و فاصله هندسی را به عنوان انکسار یونسفری برای فاز و گروه بدست می آوریم.

$$d_{ph}^{ion} = s_{ph} - s_0 \quad (22)$$

$$= \int n_{ph} ds - \int ds_0$$

$$= \int \left(1 + \frac{C_2}{f^2} \right) ds - \int ds_0$$

$$\cong \int \frac{C_2}{f^2} ds_0$$

$$= -\frac{40.3}{f^2} \int N_e ds_0$$

حداکثر الکترونیکی آزاد

$$\begin{aligned}
 d_{gr}^{lon} &= s_{gr} - s_0 & (23) \\
 &= \int n_{gr} ds - \int ds_0 \\
 &= \int \left(1 - \frac{C_2}{f^2}\right) ds - \int ds_0 \\
 &\cong - \int \frac{C_2}{f^2} ds_0 \\
 &= \frac{40.3}{f^2} \int N_e ds_0
 \end{aligned}$$

برای ارائه رابطه نهایی انکسار یونسفری "حجم کل الکترون (TEC)" به صورت زیر تعریف می شود.

$$TEC = \int N_e ds_0 \quad (24)$$

حال با جایگذاری در روابط (22) و (23) به شکل جدیدتری برای انکسارهای یونسفری فاز و گروه می رسمیم.

$$d_{ph}^{lon} = -\frac{40.3}{f^2} TEC \quad (25)$$

$$d_{gr}^{lon} = \frac{40.3}{f^2} TEC \quad (26)$$

از آنجا که معمولاً مقدار TEC (انتگرال (24)) در طول امتداد قائم تعیین می شود، روابط (25) و (26) برای یک ماهواره در راستای قائم اعتبار دارد و برای سایر راستاها به صورت تابعی از زاویه زینتی ماهواره بایستی در نظر گرفته شده و به صورت زیر محاسبه شوند.

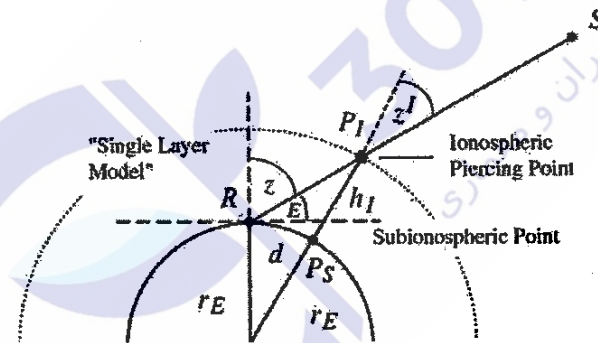
$$d_{ph}^{lon} = -\frac{1}{\cos z'} \frac{40.3}{f^2} TEC \quad (27)$$

$$d_{gr}^{ion} = \frac{1}{\cos z'} \frac{40.3}{f^2} TEC \quad (28)$$

که در آن z' زاویه زنیتی در نقطه یونسفر با توجه به نگاره (۱) و داشتن شعاع متوسط زمین (R_E)، ارتفاع متوسط یونسفر (h_m) و زاویه زنیتی مکان مشاهده (z) به صورت زیر تعریف می شود.

$$\sin z' = \frac{R_E}{R_E + h_m} \sin z \quad (29)$$

زاویه زنیتی z می تواند برای یک موقعیت معلوم ماهواره و مختصات تقریبی ایستگاه مشاهده ای محاسبه شود. برای h_m نیز معمولاً یک مقدار در دامنه ۳۰۰ تا ۴۰۰ کیلومتری در نظر گرفته می شود.



نگاره ۱- هندسه مربوط به انکسار یونسفری

همانطور که نشان داده شد، انکسار یونسفری وابسته به تعیین حجم کل الکترون (TEC) است که تعیین آن خیلی پیچیده است و بستگی به فعالیت های لکه های خورشیدی (sunspot) با دوره تناوب تقریبی ۱۱ سال، تغییرات فصلی و روزانه، خط دید که شامل ارتفاع و آزیموت ماهواره، و موقعیت ایستگاه مشاهده ای دارد. با در نظر گرفتن این موارد شبه فاصله حاصل از سنجه های ماهواره ای می تواند تا بیش از 50m نیز ناشی از انکسار یونسفری دارای خطا باشد.

روش های مختلفی بر پایه TEC برای کاهش یا حذف انکسار یونسفری ارائه شده است. اندازه گیری مقدار TEC در رصدخانه های ویژه، برآورد TEC در حین پردازش داده های ماهواره ای بصورت تابعی از عرض ایستگاه مشاهداتی و زمان خورشیدی محلی، استفاده از مدل های استاندارد از طریق پیام های ناوبری مانند مدل کلوبوچار (klobuchar)، حذف اثر TEC با استفاده از سیگنال های با فرکانس های متفاوت و بکارگیری روش های تفاضلی پردازش داده ها در طول های کوتاه از جمله این روش ها می باشند. در این میان مهمترین و کارآمدترین روش بویژه در کارهای دقیق و فواصل نسبتا بلند، حذف اثر TEC با ترکیب خطی دو سیگنال با فرکانس های متفاوت می باشد که در ادامه به آن می پردازیم.

حذف اثر TEC

بدلیل وابستگی زمانی، پیدا کردن یک مدل مناسب برای TEC مشکل است. بنابراین خنثی سازی انکسار یونسفری بوسیله دو سیگنال با فرکانس های مختلف کارآترین روش است. در واقع دلیل اصلی تولید بیش از یک سیگنال در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای همین موضوع است. برای شروع معادله شبه فاصله کدی را با عبارت انکسار یونسفری برای دو موج L_1 و L_2 در نظر می گیریم.

$$P_1 = \rho + d\rho + c\delta_r^s + d_{ion}(f_1) \quad (30)$$

$$P_2 = \rho + d\rho + c\delta_r^s + d_{ion}(f_2)$$

اکنون یک ترکیب خطی با ضرایب اختیاری n_1 و n_2 بصورت زیر بین معادلات مشاهدات P_1 و P_2 تشکیل می دهیم.

$$P_{12} = n_1 P_1 + n_2 P_2 \quad (31)$$

هدف اصلی از معادله فوق پیدا کردن یک مشاهده ترکیبی جدید به گونه‌ای است که انکسار یونسفری در آن حذف شود. بنابراین مطابق رابطه زیر باید عبارت انکسار یونسفری در معادله ترکیبی (۳۱) برابر صفر شود.

$$n_1 d_{ion}(f_1) + n_2 d_{ion}(f_2) = 0 \quad (32)$$

معادله (۳۲) دو مجهول n_1 و n_2 دارد. چنانچه به طور دلخواه $n_1 = 1$ انتخاب شود، به صورت زیر به دست می‌آید.

$$n_2 = -\frac{d_{ion}(f_1)}{d_{ion}(f_2)} \quad (33)$$

با استفاده از (۲۶) رابطه اخیر بصورت زیر در می‌آید.

$$n_2 = -\frac{f_2^2}{f_1^2} \quad (34)$$

حال با جایگذاری مقادیر n_1 و n_2 در معادله (۳۱) به رابطه جدید زیر می‌رسیم.

$$P_{12} = P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2} P_2 \quad (35)$$

این معادله ترکیب خطی همان معادله جدید عاری از انکسار یونسفری برای شبه فواصل کدی است. به طور مشابه یک ترکیب خطی عاری از انکسار یونسفری نیز برای فازهای حامل می‌توان بدست آورد. بنابراین معادله شبه فاصله فازی را با عبارت انکسار یونسفری برای دو موج L_1 و L_2 بر حسب دور در نظر می‌گیریم.

$$\Phi_1 = \frac{1}{\lambda_1} \rho + f_1 \alpha_r^* + N_1 - \frac{1}{\lambda_1} d_{ion}(f_1) \quad (36)$$

$$\Phi_2 = \frac{1}{\lambda_2} \rho + f_2 \alpha_r^* + N_2 - \frac{1}{\lambda_2} d_{ion}(f_2)$$

یک ترکیب خطی با ضرایب اختیاری n_1 و n_2 بصورت زیر بین معادلات مشاهدات فاز Φ_1 و Φ_2 تشکیل می دهیم.

$$\Phi_{12} = n_1 \Phi_1 + n_2 \Phi_2 \quad (37)$$

با استفاده از روابط (36)، معادله ترکیبی (37) به صورت زیر بازنویسی می شود.

$$\Phi_{12} = \rho \left(\frac{n_1}{\lambda_1} + \frac{n_2}{\lambda_2} \right) + \alpha_r^* (n_1 f_1 + n_2 f_2) + n_1 N_1 + n_2 N_2 + \frac{n_1}{\lambda_1} d_{ion}(f_1) + \frac{n_2}{\lambda_2} d_{ion}(f_2) \quad (38)$$

برای رسیدن به یک ترکیب خطی فاز عاری از خطای یونسفری، باید رابطه زیر برقرار باشد.

$$\frac{n_1}{\lambda_1} d_{ion}(f_1) + \frac{n_2}{\lambda_2} d_{ion}(f_2) = 0 \quad (39)$$

در اینجا نیز چنانچه به طور دلخواه $n_1 = 1$ انتخاب شود، n_2 به صورت زیر به دست می آید.

$$n_2 = -\frac{\lambda_2 d_{ion}(f_1)}{\lambda_1 d_{ion}(f_2)} \quad (40)$$

مجددا با جایگذاری (۲۶) و استفاده از رابطه $c = \lambda f$ می توان رابطه (۴۰) را بازنویسی نمود.

$$n_2 = -\frac{f_2}{f_1} \quad (41)$$

در پایان ترکیب خطی فاز عاری از انکسار یونسفری، که همان باقیمانده هندسی مورد بحث در فصل قبل است، بصورت زیر به دست می آید.

$$\Phi_{12} = \Phi_1 - \frac{f_2}{f_1} \Phi_2 \quad (42)$$

باید توجه نمود که نویز ترکیب عاری از خطای یونسفری در مقایسه با فاز خام افزایش پیدا می کند و بنابراین در انتخاب دو مجهول n_1 و n_2 محدودیت ایجاد می شود.

همچنین یادآوری می شود که ترکیب عاری از خطای یونسفری بطور کامل صحیح نیست، زیرا یکسری تقریب هایی ناشی از برش سری تیلور رابطه ضریب انکسار بکار رفته است. علاوه بر این در ترکیب فازهای حامل، یک ایراد مهم نیز به وجود می آید که ماهیت صحیح بودن ابهام فاز مشاهده ترکیبی از بین می رود زیرا ضرایب n_1 و n_2 هر دو صحیح نیستند. در واقع ترکیب خطی $N_{12} = n_1 N_1 + n_2 N_2$ به صورت

$$N_{12} = N_1 - \frac{f_2}{f_1} N_2$$

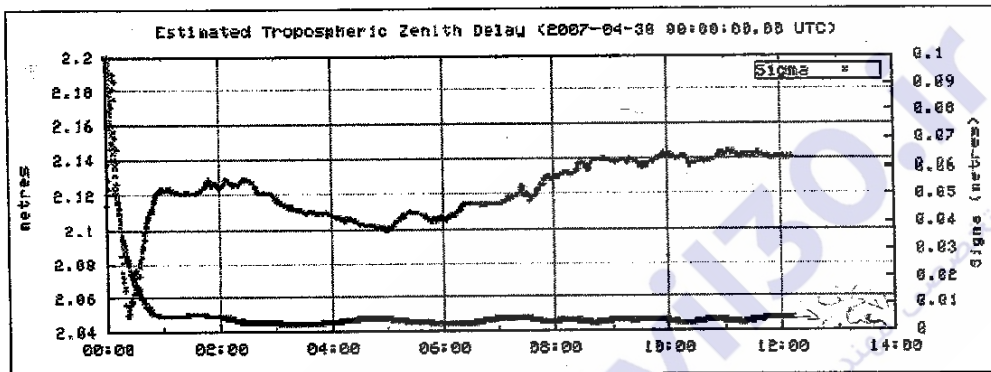
خواهد بود که دیگر یک عدد صحیح نیست.

انکسار تروپوسفری

خرابین صحیح ضمایب شده نیست

لایه تروپوسفر به بخشی از جو اطلاق می گردد که از بالای سطح زمین تا ارتفاع تقریبی ۱۰ کیلومتری قرار دارد. لایه تروپوسفر یک محیط ناپاشنده نسبت به امواج رادیویی تا فرکانس های 15GHz می باشد و بنابراین سرعت انتشار سیگنال های GNSS در این لایه مستقل از فرکانس است و حذف انکسار تروپوسفری با داشتن

دو فرکانس امکان پذیر نیست. میزان خطای تروپوسفری از ۳۰ متر تا کمتر از ۵ متر می باشد که بستگی به عواملی چون دما، رطوبت، فشار، ارتفاع گیرنده، جنس زمین در زیر مسیر سیگنال GNSS دارد. در نگاره (۲) تأخیر تروپوسفری در راستای قائم، که کمترین اثر را دارد، برای ایستگاه GPS دائم تهران نمایش داده شده است.



نگاره ۲- تأخیر تروپوسفری زینتی برای ایستگاه تهران (غلامعلی، ۱۳۸۸)

اثر تروپوسفر در ارتفاع زیاد تر از زاویه ۷۰ است

برای به دست آوردن مدل انکسار تروپوسفری، مشابه انکسار یونسفری، تأخیر مسیر تروپوسفری بصورت زیر به دست می آید.

$$d^{Trop} = \int (n-1) ds \quad (43)$$

با تقریب انتگرال گیری فوق را در طول مسیر هندسی سیگنال در نظر گرفته و بجای ضریب انکسار n از قابلیت انکسار $N^{Trop} = 10^6(n-1)$ بصورت زیر استفاده می کنیم.

$$d^{Trop} = 10^{-6} \int N^{Trop} ds \quad (44)$$

معمولا قابلیت انکسار N^{Trop} به دو مولفه خشک (N_d^{Trop}) ناشی از جو خشک و تر (N_w^{Trop}) ناشی از بخار آب موجود در جو، به صورت زیر قابل تجزیه است (Hopfield, 1969).

$$N^{Trop} = N_d^{Trop} + N_w^{Trop} \quad (45)$$

بنابراین متناظر با دو مولفه خشک و تر قابلیت انکسار، انکسار تروپوسفری خشک (d_d^{Trop}) و تر (d_w^{Trop}) به صورت زیر به دست می آیند.

$$d_d^{Trop} = 10^{-6} \int N_d^{Trop} ds \quad (46)$$

$$d_w^{Trop} = 10^{-6} \int N_w^{Trop} ds \quad (47)$$

در واقع مجموع انکسار تروپوسفری خشک (d_d^{Trop}) و تر (d_w^{Trop}) همان انکسار تروپوسفری است.

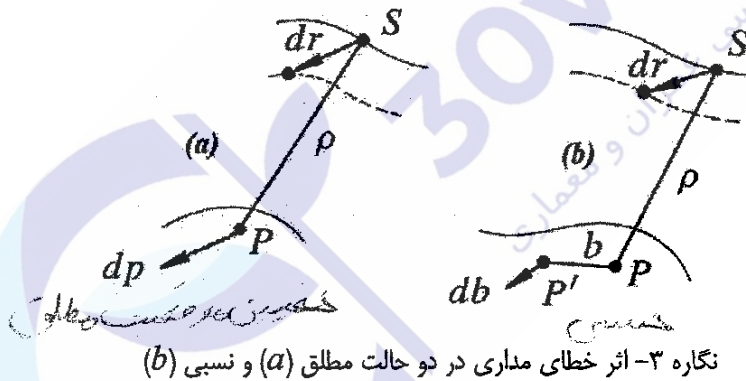
$$d^{Trop} = d_d^{Trop} + d_w^{Trop} \quad (48)$$

حدود ۹۰٪ انکسار تروپوسفری ناشی از مولفه خشک و حدود ۱۰٪ به دلیل مولفه تر است (Janes et al., 1989). نحوه برخورد با این منبع خطا متفاوت است و می تواند از طریق اندازه گیری پارامترهای جوی، برآورد انکسار تروپوسفری در حین پردازش داده ها، استفاده از مدل های استاندارد مانند Hopfield و Saastamoinen و استفاده از روش های تفاضلی پردازش داده ها در طول های کوتاه صورت گیرد. در کارهای دقیق و طول های نسبتا بلند، معمولا انکسار تروپوسفری برای هر ایستگاه در فواصل زمانی مشخص در راستای قائم برآورد می شود و سپس برای هر زاویه ارتفاعی متناظر با سیگنال ورودی از ماهواره ها به کمک توابع نگاشت مختلف به دست می آید. لازم به ذکر است یکی از دلایل اصلی ردیابی سیگنال های

ماهواره ای با زاویه ارتفاعی بزرگتر از 15° ، کاهش خطای تروپوسفری و اجتناب از پیچیده شدن مدل های موجود می باشد.

خطای مداری

خطای مداری ماهواره مجموع خطاهای ناشی از مدلسازی ناقص دینامیک ماهواره در فضا یا اثر باقیمانده نیروهای اغتشاشی (خطای اسمی dp_n) و اعمال پدیده قابلیت انتخابی dp_{SA} (SA) در صورت فعال بودن، می باشد. دقت مداری حاصل از اطلاعات مداری استاندارد (Broadcast Ephemeris) در حالت غیر فعال بودن SA، حدود چند متر می باشد و برای اطلاعات مداری دقیق (Precise Ephemeris) این دقت به حدود چند سانتی متر می رسد (Liu, 1993).



خطای مداری ماهواره می تواند بطور قابل ملاحظه ای با استفاده از اطلاعات مداری دقیق یا تعیین موقعیت های تفاضلی در فواصل کوتاه کاهش یابد. ارتباط خطای مداری و فاصله بین ایستگاه های زمینی در تعیین موقعیت تفاضلی را می توان با توجه به نگاره (۳) از معادله تجربی زیر پیدا کرد [Wells, 1986].

$$\frac{db}{b} = \frac{dr}{\rho} \quad (۴۹)$$

در اینجا ρ فاصله ماهواره از ایستگاه است.

که در آن:

db : خطای طول پایه،

dr : خطای موقعیت ماهواره (خطای مداری)،

b : فاصله بین دو ایستگاه مورد نظر، و

ρ : فاصله گیرنده تا ماهواره است.

چنانچه خطای موقعیت ماهواره را ± 20 متر و فاصله گیرنده تا ماهواره را 20000 کیلومتر فرض نمائیم، اثر خطای مداری در تعیین موقعیت تفاضلی $1ppm$ خواهد بود. همچنین به راحتی می توان فهمید که برای یک خطای ثابت در طول پایه، هر چه اندازه آن بلندتر می شود خطای مداری باید کمتر شود. برای مثال در جدول (۱) با فرض خطای ثابت $1cm$ ، مقادیر متناظر با آن برای خطای مداری و اندازه طول پایه آمده است.

جدول ۱- رابطه بین خطای مداری و اندازه طول پایه با خطای $1cm$

| Baseline length | Admissible orbit error |
|-----------------|------------------------|
| 0.1 km | 2500 m |
| 1.0 km | 250 m |
| 10 km | 25 m |
| 100 km | 2.5 m |
| 1000 km | 0.25 m |

علاوه بر بکارگیری نتیجه های تفاضلی و روش های تعیین موقعیت تفاضلی که در کاهش اثر خطای مداری مفید هستند، استفاده از پارامترهای مداری مناسب، که از سطوح دقت های مختلف برخوردارند، نیز سهم بسزایی در کاهش اثر خطای مداری در تعیین موقعیت ایستگاه های زمینی دارد. در جدول (۲) چهار دسته از پارامترهای مداری از دقت چند متر تا بهتر از پنج سانتی متر، که با اسامی و طرق مختلف منتشر می شوند، برای کاربردهای گوناگون مهندسی و مطالعاتی معرفی شده اند. بنابراین کاربران سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای علاوه بر بکارگیری روش های تعیین موقعیت تفاضلی برای مقابله با خطای مداری، بسته به هدف مورد نظر از پارامترهای مداری مناسب نیز استفاده می کنند.

جدول ۲- چهار دسته پارامتر مداری با دقت های مختلف

| Orbits | Accuracy | Latency | Updates | Sample Interval |
|-------------|------------------|-----------|-------------|-----------------|
| Broadcast | ~ 260 cm/ ~ 7 ns | real time | - | daily |
| Ultra-Rapid | ~ 25 cm/~5 ns | real time | twice daily | 15 min/15 min |
| Rapid | 5 cm/0.2 ns | 17 hours | daily | 15 min/5 min |
| Final | < 5 cm/0.1 ns | ~ 13 days | weekly | 15 min/5 min |

خطای ساعت ماهواره

خطای ساعت ماهواره ناشی از اختلاف زمان ساعت ماهواره نسبت به زمان GNSS است. ارتباط بین زمان ساعت ماهواره و زمان GNSS توسط بخش کنترل زمینی سامانه GNSS از طریق ارسال ضرایب یک مدل چند جمله‌ای در اطلاعات ناوبری معین می‌گردد [Liu, 1993]

$$\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2 \quad (50)$$

↑
زمانی که ضرایب

که در آن

Δt_{sv} : اختلاف بین زمان ساعت ماهواره و زمان GNSS،

t : زمان GNSS در لحظه اندازه گیری،

t_0 : زمان مرجع پیام های ناوبری،

a_0 : جدایی زمان ساعت ماهواره،

a_1 : نرخ جدایی و

a_2 : دررفت فرکانس است.

همانطور که قبلا اشاره شد ماهواره ای GNSS حامل ساعت های اتمی بسیار دقیقی هستند که باعث حفظ زمان GNSS در یک حد دقت خوب می‌شوند. درحالی‌تکه که پدیده SA فعال نباشد میزان خطای ساعت ماهواره در حد زیر یک میکرو ثانیه یا معادل آن ۳۰۰ متر می باشد.

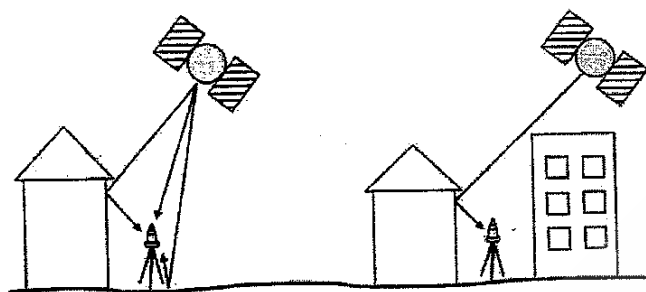
برای مقابله با این خطا می‌توان با استفاده از ضرایب ارسالی، دقت همزمانی ساعت ماهواره و زمان GNSS را به حد 20 ns رساند (wells, 1986). همچنین از آنجا که خطای ساعت ماهواره‌ها برای تمام گیرنده‌ها یکسان است، در تعیین موقعیت تفاضلی بین گیرنده‌ها این خطا بطور کامل حذف می‌شود.

خطای ساعت گیرنده

همانند خطای ساعت ماهواره، خطای ساعت گیرنده نیز اختلاف زمانی بین ساعت گیرنده و زمان GNSS است و می‌توان آنرا به شکل یک مدل ساده چند جمله‌ای نمایش داد. البته می‌دانیم که قبل از شروع هر پروژه نقشه برداری با GNSS، گیرنده‌های ژئودتیک با زمان GNSS همزمان می‌شوند. اما این همزمان سازی تنها تا کسری از یک میلی ثانیه اعتبار دارد و همان مقدار باقیمانده خطای ساعت گیرنده را تشکیل می‌دهد. این نوع خطا در گیرنده‌های مختلف دارای مقادیر متفاوتی می‌باشد که به سخت افزار داخلی و نوسانساز بکار رفته در گیرنده بستگی دارد. بعنوان مثال دامنه این خطا از 200 نانو ثانیه تا چند میلی ثانیه گزارش شده است که عامل تعیین کننده‌ای در قیمت گیرنده‌ها می‌باشد (Abousalem, 1996). در تعیین موقعیت نقطه‌ای (مطلق) این خطا بعنوان یکی از پارامترهای مجهول باید برآورد شود، درحالی‌که در تعیین موقعیت نسبی سعی بر حذف آن می‌شود. می‌دانیم که خطای ساعت گیرنده برای همه مشاهدات انجام گرفته توسط یک گیرنده یکسان است و بنابراین با اعمال روش‌های تفاضلی مناسب این خطا بطور کامل حذف می‌شود.

خطای چند مسیری

خطای چند مسیری ناشی از دریافت سیگنال‌های GNSS توسط گیرنده از یک مسیر غیر مستقیم است که بواسطه انعکاس سیگنال‌های GNSS از روی اشیاء و سطوح منعکس کننده اطراف آنتن ایجاد می‌شود (نگاره (۴)). این خطا بر روی هر دو مشاهده کد و فاز موج حامل اثر می‌گذارد (Leick, 1995).



نگاره ۴- نمایش خطای چند مسیری

مقدار خطای چند مسیری برای شبه فاصله کدی خیلی بیشتر از شبه فاصله فازی است. مقدار این خطا برای شبه فاصله کدی می تواند تا k طول موج (chip) برسد درحالیکه برای فاز موج حامل کمتر از 25% طول موج است. همچنین خطای چند مسیری با نسبت توان سیگنال مستقیم به توان سیگنال انعکاس یافته متناسب است. این خطا در حالت استاتیک از تابع گوس تبعیت نمی کند و دارای نوسانات سینوسی با تناوب های چند دقیقه ای است. درحالیکه در حالت کینماتیک به علت جابجایی و حرکت گیرنده و تغییر محیط اطراف دارای خاصیت تصادفی است (Liu,1993).

برای مقابله و کاهش این خطا نیز روش های مختلفی وجود دارد. ساده ترین روش انتخاب دقیق و محتاطانه نوع آنتن و محل استقرار آنتن است. بطور مثال استفاده از آنتن های choke-ring بطور قابل ملاحظه ای اثر خطای چند مسیری را کاهش می دهد. روش بعدی که زیاد هم مورد استفاده قرار می گیرد، متوسط گیری زمانی است که بطور موثری اثر چند مسیری را از بین می برد. روش دیگر استفاده از روش ترکیب مشاهده فاز و کد است که میزان خطای چند مسیری شبه فاصله کدی را کاهش می دهد.

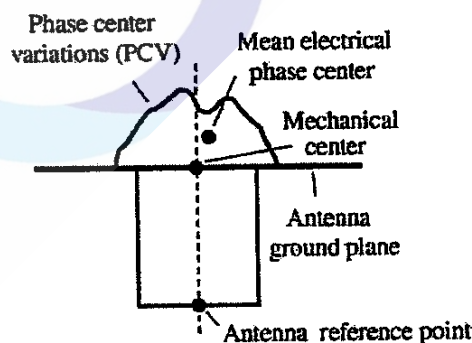
اثرات نسبیتی

چنانچه دو دستگاه چهاربعدی $S(x, y, z, t)$ و $S'(x', y', z', t')$ را در نظر بگیریم که دستگاه S ساکن و دستگاه S' نسبت به S بطور یکنواخت با سرعت v در حال حرکت باشد، سه نوع اثر تغییر زمان، داپلر مرتبه دوم و تغییر جرم بین دو دستگاه بوجود می آید که به آنها اثرات نسبیت خاص گفته می شود. بنابراین نسبیت خاص فاصله زمانی Δt در S برای یک مشاهده گر در حال حرکت با S' طولانی تر است. در واقع

ساعت های متحرک کندتر از ساعت های ثابت می باشند. از آنجا که فرکانس رابطه معکوس با زمان دارد، فرکانس دریافتی در گیرنده های ثابت کمتر از فرکانس ارسالی از یک متحرک است. همچنین جرم یک جسم در دستگاه S' کمتر از همان جرم در دستگاه S می باشد. بنابراین اگر در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای، یک چارچوب مقایسه ساکن در مرکز زمین (بطور نسبی) و یک چارچوب مقایسه شتاب دار منتسب به هر یک از ماهواره ها در نظر گرفته شوند، اثرهای نسبیت مربوط به مدار ماهواره، انتشار سیگنال ماهواره، و هر دو ساعت ماهواره و گیرنده می تواند محاسبه شوند.

خطای صفر و تغییرات مرکز فاز آنتن

مرکز فاز آنتن ها نقطه ای است که اندازه گیری سیگنال رادیویی به آن نسبت داده می شود و بطور معمول با مرکز فیزیکی آنتن یکی نیست و می تواند به دو بخش تقسیم شود (نگاره ۵). یکی بخش ثابت است که بیانگر یک اختلاف ثابت بین مرکز فاز میانگین و مرکز فیزیکی آنتن است که تعیین آن بر اساس مشاهدات آزمایشگاهی با چرخاندن آنتن کار نسبتا ساده ای است. بخش دوم متغیر است و بستگی به ارتفاع، آزیموت و شدت سیگنال ماهواره دارد و برای هر موج متفاوت است. معمولا دقت آنتن ها بر اساس تغییرات مرکز فاز آنتن سنجیده می شود و نه بر اساس جدایی ثابت یا خطای صفر. مدل سازی تغییرات مرکز فاز آنتن کار نسبتا پیچیده ای است و برای هر آنتن این اثر متفاوت است.



نگاره ۵- نمایش خطای صفر و تغییرات مرکز فاز آنتن

نویز گیرنده

نویز گیرنده اساساً ناشی از محدودیت های الکترونیکی گیرنده است. این خطا از نویز حرارتی بوجود آمده در آنتن نویز نوسانساز گیرنده و سایر قطعات سخت افزاری گیرنده حاصل می شود. نویز گیرنده به عواملی همچون عرض باند ردیابی، نسبت سیگنال به نویز (S/N) و پارامترهای مکانیزاسیون ردیابی کد بستگی دارد. بنابراین بسته به نوع گیرنده مقدار نویز گیرنده از 0.1 تا 1 درصد طول موج یا چپ سیگنال مورد ردیابی متغیر است. جدول (۳) سطوح مقادیر نویز را برای مشاهدات مختلف GPS نمایش می دهد (Abousalem, 1996).

جدول ۳- مقادیر مختلف نویز گیرنده برای مشاهدات GPS

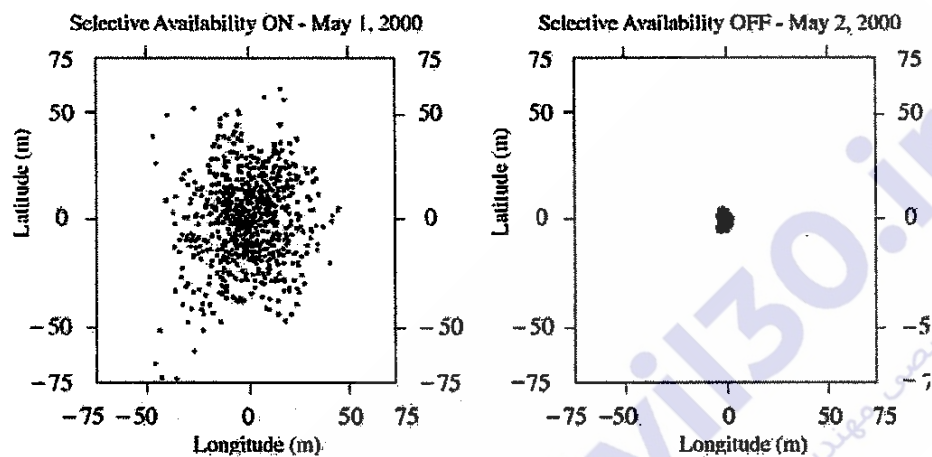
| نویز گیرنده | طول موج | سیگنال GNSS |
|----------------|--------------|---------------------------|
| 0.3-3 متر | 300 متر | شبه فاصله کد C/A |
| 3-30 سانتی متر | 30 متر | شبه فاصله کد P |
| 0.2-2 میلی متر | 20 سانتی متر | فاز موج حامل ($L1, L2$) |

قابلیت انتخابی (SA)

قابلیت انتخابی در واقع یک خطای عمدی است که وزارت دفاع آمریکا از طریق اعمال به ساعت ماهواره ها (نوع δ) و مدار ماهواره های نسل دوم GPS (نوع ϵ) در سامانه GPS ایجاد می کند. این امر باعث می شود که دقت های مسطحاتی و ارتفاعی به ترتیب تا ± 100 متر و ± 156 متر در سطح اطمینان 95% کاهش یابد (Abousalem, 1996). فعالیت این پدیده از ۲۵ مارس ۱۹۹۰ آغاز شد و ماهواره های نسل دوم را تحت تاثیر قرار داد. البته کابران مجاز مانند ارتش آمریکا و متحدانش از گیرنده های مخصوص که قادرند اثر این پدیده را خنثی نمایند، استفاده می کنند.

خطای ناشی از پدیده SA را می توان با پس پردازش های اطلاعات جمع آوری شده و استفاده از اطلاعات مداری دقیق و تصحیحات ساعت ماهواره تا میزان زیادی از بین برد. همچنین به کمک روش های تعیین موقعیت تفاضلی نیز می توان از این خطا تا میزان خوبی اجتناب نمود.

یادآوری می شود این پدیده با دستور مستقیم ریاست جمهوری ایالات متحده از دوم ماه می سال ۲۰۰۰ خاموش شده است و تا کنون نیز فعال نشده است. بر همین اساس دقت های تعیین موقعیت آنی حاصل از مشاهدات کد تا حدود ده برابر بهبود یافته اند (نگاره ۶). البته این امکان وجود دارد که مجدداً فعال شود.



نگاره ۶- خطای عمدی SA روز قبل و بعد از خاموش شدن آن در دوم ماه می ۲۰۰۰

فصل هفتم



30vii30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

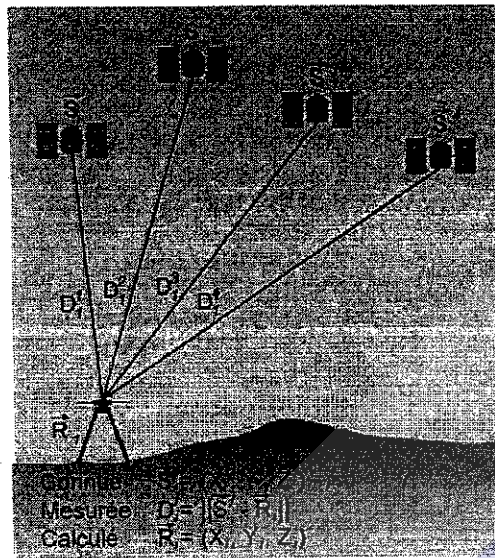
روش ها و مدل های ریاضی تعیین موقعیت در GNSS

روشهای تعیین موقعیت در GNSS

در این بخش به بررسی برخی روشهای تعیین موقعیت در GNSS پرداخته می شود. این بررسی عمدتاً به تعیین موقعیت نقطه‌ای یا مطلق بر اساس مشاهدات داپلر، شبه فاصله کد و فاز موج حامل و تعیین موقعیت تفاضلی یا نسبی بر اساس مشاهدات ترکیبی اختصاص دارد.

تعیین موقعیت نقطه ای (SPP)

تعیین موقعیت مطلق یا همان نقطه ای ساده ترین روش تعیین موقعیت GNSS است. مطابق نگاره (۱) در این نوع تعیین موقعیت تنها از یک گیرنده GNSS برای ردیابی سیگنال های ماهواره ای استفاده می شود. چنانچه از مجموعه خطاهای ذکر شده تنها خطای ساعت گیرنده را مجهول فرض نمائیم، حداقل چهار ماهواره برای تعیین موقعیت سه بعدی محل استقرار آنتن باید بطور همزمان ردیابی شوند. تعیین موقعیت نقطه ای برای کاربردهای غیر دقیقی همچون ناوبری اشخاص بصورت تفریحی، مسافرت های برون شهری و هدایت وسایل پرنده همچون چرخ بال ها بسیار مفید است و جایگزین خوبی برای نقشه های کاغذی می باشد. این نوع تعیین موقعیت در واقع یک تعیین موقعیت آنی است که از دقت نسبتاً کمی برخوردار است. بدیهی است برای دستیابی به دقت های بالاتر می توان از روش پس پردازش با اطلاعات ناوبری دقیق ماهواره بهره جست.

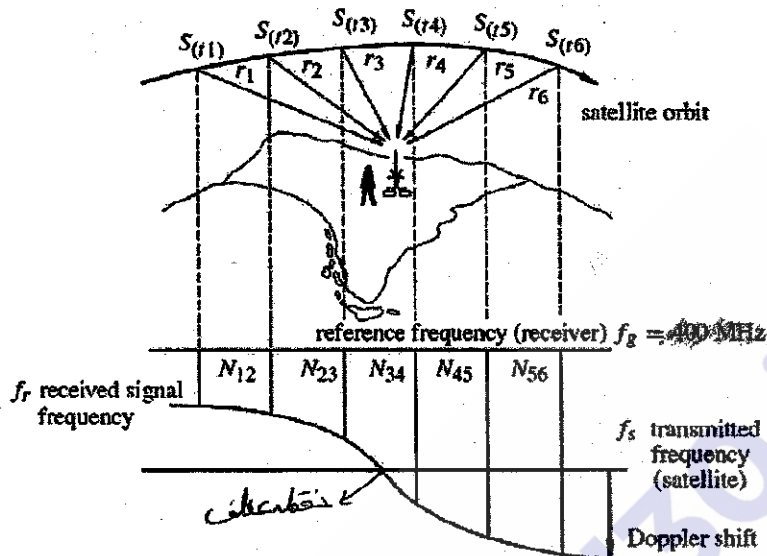


نگاره ۱- تعیین موقعیت نقطه ای در سامانه های GNSS

تعیین موقعیت نقطه ای با روش داپلر

در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای دو موج همسان در ماهواره ها و در دستگاه های گیرنده تولید می شود و موج تولید شده در ماهواره ارسال و در گیرنده دریافت می شود. همانطور که قبلاً نیز اشاره شد به دلیل حرکت نسبی بین ماهواره و گیرنده و تغییر فاصله بین ماهواره و گیرنده در هر لحظه پدیده داپلر اتفاق افتاده و فرکانس موج ماهواره در دو لحظه ارسال و دریافت در گیرنده متغیر است و با یکدیگر اختلاف دارند که به این اختلاف "داپلر شیفت" گفته می شود. میزان داپلر شیفت به سرعت و جهت حرکت ماهواره نسبت به گیرنده بستگی دارد و بنابراین می تواند بیانگر موقعیت گیرنده نسبت به موقعیت ماهواره باشد. از آنجا که فرکانس دریافتی از ماهواره نسبت به زمان متغیر و اندازه گیری آن توأم با خطاهای غیر قابل کنترل می باشد، با توجه به اینکه فرکانس آن در لحظه ارسال معلوم بوده، از مقایسه آن با فرکانس همسانش که در گیرنده تولید می شود می توان مدل ریاضی مناسبی برای تعیین موقعیت گیرنده نسبت به ماهواره به دست آورد. اختلاف بین فرکانس تولید شده در گیرنده، که عملاً برای پرهیز از ایجاد داپلر شیفت های با علامت مخالف، دقیقاً برابر فرکانس ارسالی تولید نمی شود، و فرکانس دریافتی را "فرکانس بیت" می نامند. در نگاره (۲) فرکانس های ارسالی، دریافتی و تولید شده نشان داده شده اند.

۴: فاصله



نگاره ۲- تعیین موقعیت مطلق به روش داپلر

در نگاره بالا، فرکانس تولید شده در گیرنده (f_g) و فرکانس ارسال شده توسط ماهواره (f_s) بصورت خطوط مستقیم دیده می شوند که بیانگر پایداری و ثبات آنها می باشد. البته در واقعیت این دو فرکانس دارای نوساناتی هستند که بصورت خطا در مدل های تعیین موقعیت در نظر گرفته می شوند. فرکانس دریافت شده در گیرنده (f_r) نیز با یک منحنی نمایش داده شده است که بیانگر تغییر در فرکانس ناشی از پدیده داپلر است. مساحت های بین دو خط f_g و f_r در فاصله های زمانی $[t_1, t_2]$ ، $[t_2, t_3]$ ، $[t_3, t_4]$ و ... برابر است با انتگرال فرکانس های بیت در محدوده های زمانی ذکر شده، که به ترتیب با N_{34} ، N_{23} ، N_{12} و ... نشان داده شده اند و به آنها "شمارش داپلر" می گویند.

$$N_{12} = \int_{t_1 + \frac{r_1}{c}}^{t_2 + \frac{r_2}{c}} (f_s - f_r) dt = \int_{t_1 + \frac{r_1}{c}}^{t_2 + \frac{r_2}{c}} f_s dt - \int_{t_1 + \frac{r_1}{c}}^{t_2 + \frac{r_2}{c}} f_r dt \quad (1)$$

\downarrow فرکانس تولید شده
 \downarrow فرکانس دریافت شده

در این رابطه c سرعت انتشار امواج الکترومغناطیسی، ri فاصله گیرنده تا ماهواره در لحظه ti است. از طرفی مجموع فرکانس های ارسالی از ماهواره با مجموع فرکانس های دریافتی برای هر فاصله زمانی باید یکسان باشد.

$$\int_{t_1 + \frac{r_1}{c}}^{t_2 + \frac{r_2}{c}} f_r dt = \int_{t_1}^{t_2} f_s dt \quad (2)$$

با انتخاب ρ_i به جای ri و در نظر گرفتن هر فاصله زمانی دلخواه مانند $[t_{n-1}, t_n]$ و سپس جایگذاری رابطه (2) در رابطه (1) و انتگرال گیری از آن به رابطه زیر خواهیم رسید.

$$N_{n-1,n} = \frac{\Delta \rho_{n-1,n}}{c} f_g + (f_g - f_s) \Delta t_{n-1,n} \quad (3)$$

که در آن $\Delta \rho_{n-1,n} = \rho_n - \rho_{n-1}$ و $\Delta t_{n-1,n} = t_n - t_{n-1}$ است. حال با در نظر گرفتن رابطه هندسی فاصله گیرنده تا ماهواره در هر لحظه، می توان رابطه (3) را بر حسب مختصات گیرنده و ماهواره بازنویسی نمود.

$$N_{n-1,n} = \frac{f_g}{c} \left[\left[(X_n - X_r)^2 + (Y_n - Y_r)^2 + (Z_n - Z_r)^2 \right]^{0.5} - \left[(X_{n-1} - X_r)^2 + (Y_{n-1} - Y_r)^2 + (Z_{n-1} - Z_r)^2 \right]^{0.5} \right] + (f_g - f_s) \Delta t_{n-1,n} \quad (4)$$

اختلاف طولها

در رابطه فوق (X_r, Y_r, Z_r) مختصات ایستگاه زمینی و $(X_{n-1}, Y_{n-1}, Z_{n-1})$ و (X_n, Y_n, Z_n) مختصات ماهواره در لحظه های t_{n-1} و t_n می باشند. چنانچه مختصات ماهواره از طریق پیام های ناوبری یا سایر منابع اطلاعاتی معلوم باشد، با توجه به معلوم بودن شمارش داپلرها که بوسیله گیرنده سنجیده می شود و نیز مقادیر معلوم f_s و f_g می توان رابطه (4) را یک معادله با سه مجهول مختصات ایستگاه زمینی (X_r, Y_r, Z_r) در نظر گرفت. بر پایه رابطه (4) با تشکیل سه معادله در سه فاصله زمانی می توان این

مجهولات را بدست آورد البته با توجه به خطاهای سیستماتیک مختلف، بایستی مجهولات مربوط به این خطاها را نیز در معادله وارد شوند و در نتیجه عملاً به بیش از سه معادله برای تعیین موقعیت مطلق یک ایستگاه زمینی نیاز خواهیم داشت. یادآوری می شود که یک مزیت عمده روش های ماهواره ای امکان تهیه مشاهدات خیلی زیاد در یک زمان کوتاه، و در نتیجه رسیدن به درجه آزادی بالا در حل مساله به روش کمترین مربعات است.

تعیین موقعیت نقطه ای با شبه فاصله کد

چنانچه بجز خطای ساعت گیرنده (δt_r)، سایر خطاهای موثر در تعیین موقعیت GNSS را صرف نظر یا معلوم فرض نمائیم، معادله مشاهده شبه فاصله کد را برای یک مقطع زمانی t می توان بصورت زیر نوشت (Hofmann, 1994):

$$P_i'(t) = \rho_i'(t) + c\delta t_r(t) \quad (5)$$

خطای ساعت گیرنده تابع زمان
 که فاصله کد مشاهده و GNSS است

که در آن

$P_i'(t)$: مشاهده شبه فاصله کدی بین ایستگاه زمینی i و ماهواره z ،

$\rho_i'(t)$: فاصله هندسی بین ایستگاه زمینی i و ماهواره z ،

c : سرعت نور در خلاء و

$\delta t_r(t)$: اختلاف زمان ساعت گیرنده و زمان GNSS است.

اگر تعداد ماهواره های مورد ردیابی را با n_r و تعداد اپک های مشاهداتی را با n_s نمایش دهیم، برای رسیدن به سه مجهول موقعیت ایستگاه زمینی i و یک مجهول خطای ساعت گیرنده باید نا معادله زیر برقرار باشد (Hofmann, 1994).

با در نظر گرفتن حداقل ۳ ماهواره در هر لحظه
در این حالت این دو معادله
(۶)

$n_r, n_i \geq 3 + n_r$
تعداد نقاط
ماهواره

با در نظر گرفتن تنها یک اپک، یعنی $n_r = 1$ ، براحتی در می یابیم که حداقل چهار ماهواره باید بطور همزمان ردیابی شوند تا مجهولات بدست آیند. بنابراین در کاربردهای کینماتیکی با شرط $n_r \geq 4$ ، گیرنده مورد نظر می تواند حرکت نماید و در هر لحظه موقعیت خود را بدست آورد. بدیهی است هرچه تعداد ماهواره های قابل ردیابی از ۴ بیشتر شود درجه آزادی نیز بیشتر شده و دقت تعیین موقعیت ایستگاه متحرک نیز بالاتر می رود.

در کاربردهای استاتیکی که ایستگاه زمینی در طول زمان مشاهده ثابت می ماند وضعیت تغییر می یابد؛ در این حالت دیگر نیازی به مشاهده همزمان چهار ماهواره در هر لحظه نمی باشد، زیرا همواره سه مجهول موقعیت ایستگاه زمینی ثابت است. بر اساس نامعادله (۶) تنها با داشتن دو ماهواره ($n_r = 2$) می توان با انجام حداقل سه اپک مشاهده ($n_i \geq 3$) به موقعیت گیرنده دست یافت. اما عملاً به علت بوجود آمدن شرایط نامناسب هندسی با دو ماهواره نمی توان به تعیین موقعیت پرداخت، مگر اینکه زمان مشاهده طولانی باشد. از آنجا که سامانه های GNSS بگونه ای طراحی شده اند که در هر زمان تعداد ماهواره های قابل ردیابی بیش از حداقل مورد نیاز هستند، دقت بسیار خوبی در حالت استاتیکی نتیجه می شود.

تعیین موقعیت نقطه ای با فاز موج حامل α

با در نظر گرفتن فرض مشابه در مورد خطاهای موثر در تعیین موقعیت با GNSS معادله مشاهده شبه فاصله فاز را برای یک مقطع زمانی t می توان به صورت زیر نوشت (Hofmann, 1994):

$$\Phi_i^j(t) = \rho_i^j(t) + \lambda N_i^j + c \delta_i^j(t) \quad (7)$$

که در آن

- مشاهده شبه فاصله فازی بین ایستگاه زمینی i و ماهواره j : $\Phi_i^j(t)$
- فاصله هندسی بین ایستگاه زمینی i و ماهواره j : $\rho_i^j(t)$
- طول موج فاز حامل، λ
- تعداد طول موج های صحیح ابهام فاز اولیه (دور های مبهم در یک اول) : $N_i^j(t)$
- سرعت نور در خلاء و c
- اختلاف زمان ساعت گیرنده و زمان GNSS است. $\delta t_n(t)$

با مقایسه معادلات (۵) و (۷) در می یابیم که در تعیین موقعیت نقطه ای با فاز موج حامل علاوه بر چهار مجهول قبلی، یک مجهول جدید بنام ابهام فاز اولیه N_i^j ظاهر شده است. بنابراین با در نظر گرفتن n_r و n_r به عنوان تعداد ماهواره ای قابل ردیابی و تعداد اپک های مشاهداتی، باید نامعادله زیر برقرار باشد (Hofmann, 1994).

به صورت لفظی می توان استعاره کرد

$$N_{\text{ت}} = 2 \leq \text{اگر در دو اپک با ۵ ماهواره می توان}$$
 (۸)

$$n_r, n_r \geq 3 + n_r + n_r$$

شماره ماهواره

با مشاهده نامعادله (۸)، براحتی در می یابیم که برای تنها یک اپک ($n_r = 1$) هیچگاه نمی توان به مجهولات مورد نظر رسید، زیرا تعداد مجهولات بیشتر از تعداد مشاهدات می شود. اما چنانچه حداقل چهار ماهواره در یک اپک داشته باشیم و از قبل ابهام فاز اولیه را حل کرده باشیم، وضعیت شبیه تعیین موقعیت نقطه ای با شبه فاصله کدی می شود. از آنجا که ابهام فاز اولیه تابع زمان نیست، بنابراین این امر میسر است و می توان با یکی از روش های شناخته شده ابهام فاز اولیه را در ابتدا حل نمود و تنها برای حل چهار مجهول دیگر تلاش نمود. بعنوان مثال در حالتی که چهار ماهواره قابل ردیابی می باشد، از لحاظ تئوری لازم است که حداقل سه اپک ($n_r \geq 3$) در حالت استاتیک مشاهده شود تا ابهام فاز اولیه حل شود و بعد از آن می توان هم بطور استاتیکی و هم در کاربردهای کینماتیکی به تعیین موقعیت گیرنده پرداخت.

تعیین موقعیت تفاضلی یا نسبی (DGNSS)

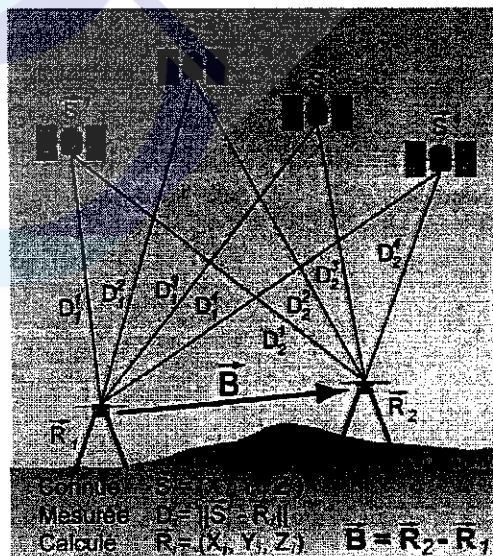
در تعیین موقعیت تفاضلی هدف تعیین مختصات یک نقطه مجهول نسبت به یک نقطه معلوم وثابت است. عبارت دیگر هدف از تعیین موقعیت تفاضلی تعیین بردار طول پایه بین دو گیرنده زمینی است.

مطابق نگاره (۳) چنانچه ایستگاه مرجع (معلوم) را A و ایستگاه مجهول را B و بردار طول پایه را ΔR_{AB} بنامیم، بردار موقعیت نقطه B بصورت زیر بدست می آید (Hofmann, 1994).

$$R_B = R_A + \Delta R_{AB} \quad (9)$$

که در آن ΔR_{AB} را می توان بصورت زیر نمایش داد.

$$\Delta R_{AB} = \begin{bmatrix} X_B - X_A \\ Y_B - Y_A \\ Z_B - Z_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta X_{AB} \\ \Delta Y_{AB} \\ \Delta Z_{AB} \end{bmatrix} \quad (10)$$



نگاره ۳- تعیین موقعیت تفاضلی در سامانه های GNSS

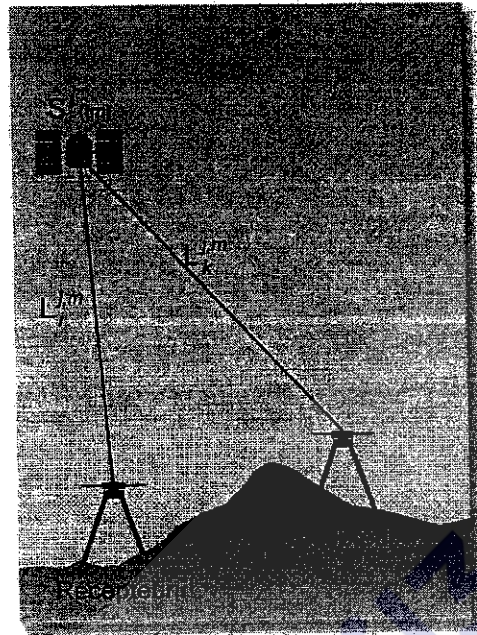
همانگونه که در بخش منابع خطاها دیده شد، اغلب خطاهای موثر در مشاهدات GNSS با استفاده از روشهای تفاضلی بطور قابل ملاحظه ای کاهش و یا حتی حذف می شوند. بنابراین با انجام مشاهدات همزمان در هر دو ایستگاه A و B می توان به دقت بالایی برای موقعیت نقطه مجهول رسید. ترکیبات مختلفی از مشاهدات مختلف بین ایستگاههای زمینی و ماهواره های قابل ردیابی می توان در نظر گرفت که در زیر به بیان اجمالی آنها پرداخته می شود.

تعیین موقعیت تفاضلی یگانه (نسبی)

همانطور که قبلا دیده شد سه نوع اختلاف گیری یگانه برای مشاهدات GNSS می توان در نظر گرفت. مطابق نگاره (۴) اولین نوع آن، اختلاف گیری بین دو گیرنده و یک ماهواره Δ است که باعث حذف خطای ساعت ماهواره و کاهش خطاهای مسیر ماهواره، یونسفری و تروپوسفری می شود. هرچه فاصله بین دو گیرنده کم باشد میزان کاهش خطاهای فوق بیشتر است. معادلات تفاضلی یگانه بین دو گیرنده برای مشاهدات شبه فاصله و فاز موج حامل به ترتیب بصورت زیر می باشند (Liu, 1993).

$$\Delta P = \Delta \rho + \Delta dp + c \Delta \alpha_r + \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \varepsilon(\Delta P_{multi}) + \varepsilon(\Delta P_{rx}) \quad (11)$$

$$\Delta \Phi = \Delta \rho + \Delta dp + c \Delta \alpha_r + \lambda \Delta N - \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \varepsilon(\Delta \Phi_{multi}) + \varepsilon(\Delta \Phi_{rx}) \quad (12)$$



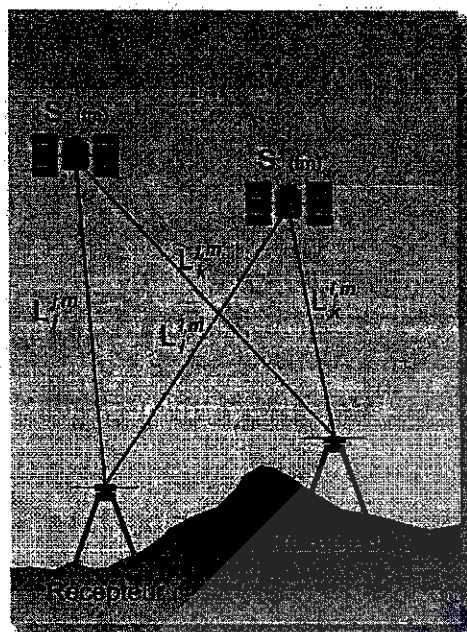
نگاره ۴- تعیین موقعیت تفاضلی یگانه بین دو گیرنده و یک ماهواره

تعیین موقعیت تفاضلی دوگانه

انواع اختلاف گیری های دوگانه نیز قبلا برای مشاهدات GNSS معرفی شده اند. مطابق نگاره (۵) اولین نوع آن، اختلاف گیری بین دو گیرنده و دو ماهواره مختلف ($\nabla\Delta$) است که در واقع ترکیبی از اختلاف گیری های یگانه نوع اول و دوم می باشد. این نوع اختلاف گیری متداول ترین اختلاف گیری جهت پردازش مشاهدات GNSS است. از جمله مزایای استفاده از این نوع اختلاف گیری حذف کامل خطای ساعت گیرنده و ماهواره و کاهش موثر خطاهای مداری، یونسفری و تروپوسفری می باشد. معادلات مربوط به این نوع اختلاف گیری برای هر دو مشاهده شبه فاصله کدی و فاز موج حامل بصورت زیر می باشد (Liu, 1993).

$$\nabla\Delta P = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d\rho + \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \varepsilon(\nabla\Delta P_{multi}) + \varepsilon(\nabla\Delta P_{rx}) \quad (13)$$

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta d\rho + \lambda\nabla\Delta N - \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \varepsilon(\nabla\Delta\Phi_{multi}) + \varepsilon(\nabla\Delta\Phi_{rx}) \quad (14)$$



نگاره ۵- تعیین موقعیت تفاضلی دوگانه بین دو گیرنده و دو ماهواره

جدول ۱- دامنه منابع خطاها در تعیین موقعیت نقطه ای و نسبی با استفاده از مشاهده کد C/A در GPS

| روش تعیین موقعیت | | | منبع خطا |
|--|----------------------------|-----------|--------------|
| تفاضلی دوگانه بین گیرنده ها و ماهواره ها | تفاضلی یگانه بین گیرنده ها | نقطه ای | |
| ۰/۲-۰/۴ ppm | ۰/۳-۳ ppm | متر ۲-۲۰ | تروپوسفر |
| ۰/۲۵-۲ ppm | ۰/۲-۰/۴ ppm | متر ۲-۳۰ | یونسفر |
| ۰/۵-۲ ppm | ۰/۵-۱ ppm | متر ۵-۲۰ | مداری (اسمی) |
| ۳-۵ ppm | ۱-۲ ppm | متر ۲۰-۶۰ | مداری (SA) |
| متر ۰-۲۰ | متر ۰-۱۴ | متر ۰-۱۰ | چند مسیری |
| متر ۰/۲-۶ | متر ۰/۱۴-۴/۲ | متر ۰/۱-۳ | نویزگیرنده |

متاسفانه در این نوع اختلاف گیری خطاهای وابسته به گیرنده مانند خطای چند مسیری و نویز گیرنده تشدید می‌یابند. در جدول (۱) میزان خطاهای حاصل از روش های تعیین موقعیت نقطه ای، تفاضلی یگانه بین

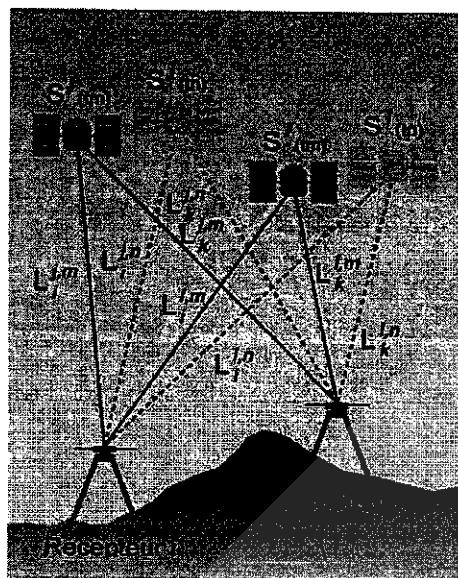
گیرنده‌ها و تفاضلی دوگانه بین گیرنده‌ها و ماهواره‌ها آمده است (Abousalem, 1996). همانگونه که از جدول (۱) پیداست، برای طول‌های کوتاه می‌توان از خطاهای مداری، یونسفری و تروپوسفری در روش‌های تفاضلی صرف‌نظر کرد.

تعیین موقعیت تفاضلی سه گانه

مطابق نگاره (۶) این نوع تعیین موقعیت تفاضلی مبتنی بر مشاهده ترکیب تفاضلی بین دو گیرنده و دو ماهواره در دو ایک متوالی ($\delta \nabla \Delta$) است. در این نوع تعیین موقعیت تفاضلی، خطاهای ساعت گیرنده و ماهواره و نیز ابهام فاز اولیه حذف و در صورت کوتاه بودن فاصله بین دو گیرنده، خطاهای مداری و اتمسفری و یونسفری نیز به شدت کاهش می‌یابند. اما مطابق قانون انتشار خطاها، خطاهای چندمسیری و نویز گیرنده تشدید می‌شوند. از این نوع تعیین موقعیت عمدتاً برای کشف جهش فازها و برآورد بهترین مختصات اولیه ایستگاه‌های زمینی و سایر مقادیر مجهول استفاده می‌شود. معادلات مربوط به این نوع تعیین موقعیت برای مشاهدات شبه فاصله کد و فاز موج حامل به صورت زیر می‌باشند (Wells, 1986).

$$\delta \nabla \Delta P = \delta \nabla \Delta \rho + \delta \nabla \Delta d_p + \delta \nabla \Delta d_{ion} + \delta \nabla \Delta d_{trop} + \varepsilon(\delta \nabla \Delta P_{mult}) + \varepsilon(\delta \nabla \Delta P_{rx}) \quad (15)$$

$$\delta \nabla \Delta \Phi = \delta \nabla \Delta \rho + \delta \nabla \Delta d_p - \delta \nabla \Delta d_{ion} + \delta \nabla \Delta d_{trop} + \varepsilon(\delta \nabla \Delta \Phi_{mult}) + \varepsilon(\delta \nabla \Delta \Phi_{rx}) \quad (16)$$



نگاره ۶- تفاضل سه گانه بین دو گیرنده و دو ماهواره در دو مقطع زمانی

تعیین موقعیت تفاضلی در حالت های استاتیک و کینماتیک

همانگونه که می دانیم بسته به نوع کاربرد ممکن است گیرنده مجهول در یک محل ساکن بماند یا در یک مسیر حرکت نماید. از آنجا که در تعیین موقعیت عمدتاً از روش های تفاضلی استفاده می شود، لذا در زیر به بررسی حالات استاتیکی و کینماتیکی تعیین موقعیت تفاضلی می پردازیم.

حالت استاتیک

در هر پروژه های نقشه برداری استاتیک که به منظور تعیین موقعیت های نسبی دقیق اجرا می شوند، حداقل از دو گیرنده با قابلیت دریافت فاز استفاده می شود که هر دو گیرنده (در ایستگاه های معلوم و مجهول) در طول مدت اندازه گیری جابجا نمی شوند و ثابت باقی می مانند. با این فرض که هر دو گیرنده در ایستگاه های A و B قادر به ردیابی ماهواره های یکسان و ثبت مشاهده فاز در هر لحظه هستند، در زیر به بررسی حالات مختلف تعیین موقعیت های نسبی می پردازیم.

تفاضلی یگانه بین گیرنده ها: برای بررسی ساده تر، معادله (۱۲) را برای ایستگاه های A و B و ماهواره k در لحظه t به صورت زیر در نظر می گیریم (Hofmann, 1994).

$$\Delta\Phi_{AB}^k(t) = \Delta\rho_{AB}^k(t) + \lambda\Delta N_{AB}^k + c\delta_{AB}(t) \quad (17)$$

چنانچه تعداد ماهواره ها را با n_s و تعداد اپک های مشاهداتی را به n_r نمایش دهیم، نامعادله زیر برای رسیدن به جواب باید برقرار باشد.

$$n_r n_s \geq 3 + n_s + n_r \quad (18)$$

نا معادله فوق را می توان بصورت زیر بازنویسی کرد.

$$n_r \geq \frac{n_s + 3}{n_s - 1} \quad \text{حداقل اپک} \quad (19)$$

از نا معادله (۱۹) پیداست که هرگز با داشتن یک ماهواره نمی توان به جواب رسید. چنانچه تعداد ماهواره ها را $n_s = 2$ در نظر بگیریم، به طور تئوریک باید حداقل پنج اپک مشاهده انجام دهیم ($n_r \geq 5$) تا به جواب برسیم. با فرض وجود حداقل ۴ ماهواره قابل ردیابی ($n_s = 4$)، حداقل ۳ اپک مشاهداتی ($n_r \geq 3$) مورد نیاز است، یعنی $n_r \geq \frac{7}{3}$.

تفاضلی دوگانه بین گیرنده ها و ماهواره ها: با همان منطق قبلی، معادله (۱۴) را برای دو گیرنده A و B و دو ماهواره k و l در لحظه t می توان بصورت زیر در نظر گرفت (Hofmann, 1994).

$$\Delta \nabla \Phi_{AB}^H(t) = \Delta \nabla \rho_{AB}^H(t) + \Delta \nabla N_{AB}^H \quad (20)$$

با توجه به تعداد مشاهدات و مجهولات، برای رسیدن به جواب باید نامعادله زیر برقرار باشد.

$$(n_s - 1)n_r \geq 3 + (n_s - 1) \quad (21)$$

در نامعادله فوق تعداد مشاهدات برابر $(n_s - 1)n_r$ و تعداد مجهولات با احتساب مختصات گیرنده و ابهام فاز های تفاضلی دوگانه برابر با $3 + (n_s - 1)$ می باشد. نامعادله (21) را می توان به صورت زیر نیز نمایش داد.

$$n_r \geq \frac{n_s + 2}{n_s - 1} \quad (22)$$

چنانچه تعداد ماهواره های موردنیاز را حداقل 2 در نظر بگیریم ($n_s \geq 2$)، در این صورت تعداد ایکها باید حداقل 4 باشد ($n_r \geq 4$)، و اگر فرض نماییم که حداقل 4 ماهواره قابل ردیابی باشد ($n_s \geq 4$)، در این صورت حداقل 2 ایک مشاهداتی مورد نیاز است ($n_r \geq 2$).

تفاضلی سه گانه: با مفروضات قبلی در مورد خطاها، معادله (23) به صورت زیر برای دو لحظه t_1 و t_2 قابل نمایش می باشد. در این معادله مجهولات ما تنها سه مولفه مختصات ایستگاه مجهول در مقابل $(n_r - 1)(n_s - 1)$ مشاهده است (Hofmann, 1994).

$$\delta \Delta \nabla \Phi_{AB}^H(t_{12}) = \delta \Delta \nabla \rho_{AB}^H(t_{12}) \quad (23)$$

شرط رسیدن به جواب برای معادله مشاهده فوق، برقراری نامعادله زیر می باشد.

$$(n_1 - 1)(n_s - 1) \geq 3 \quad (24)$$

با تغییر آرایش می توان نامعادله (24) را به صورت زیر نمایش داد.

$$n_1 \geq \frac{n_s + 2}{n_s - 1} \quad (25)$$

از نامعادله (25) پیداست که با ردیابی حداقل 2 ماهواره ($n_s \geq 2$) به 4 اپک ($n_1 \geq 4$) نیاز است. اگر تعداد ماهواره ها را حداقل 4 ($n_s \geq 4$) در نظر بگیریم در آن صورت تعداد اپک های مورد نیاز حداقل 2 ($n_1 \geq 2$) می باشد.

حالت کینماتیک

در تعیین موقعیت های نسبی کینماتیکی تنها گیرنده مستقر در ایستگاه معلوم A ثابت مانده و گیرنده ایستگاه مجهول B در حال حرکت است و بنابراین باید در هر لحظه موقعیت آن را تعیین کرد. بنابراین با در نظر داشتن معادلات مشاهدات تفاضلی فاز موج حامل (17)، (20) و (23) برای حالت های تفاضلی یگانه، دوگانه و سه گانه، شرط رسیدن به جواب برقراری نامعادلات زیر می باشد.

$$n_s n_1 \geq 3n_1 + n_s + n_1 \quad (26)$$

$$(n_s - 1)n_1 \geq 3n_1 + (n_s - 1) \quad (27)$$

که تعداد اپک ها را

$$(n_s - 1)(n_1 - 1) \geq 3n_1 \quad (28)$$

به روشی می‌توان دید که دستیابی به موقعیت گیرنده متحرک در هر اپک بر پایه مشاهدات فاز موج حامل ممکن نیست، مگر اینکه در شروع عملیات به نحوی ابهام فاز اولیه حل گردد. در صورت حل ابهام فاز اولیه با داشتن حداقل ۴ ماهواره ($n_r \geq 4$) در هر لحظه، در حالت تفاضلی یگانه می‌توان به مختصات ایستگاه متحرک رسید. چنانچه بخواهیم از روش تفاضلی سه گانه استفاده نماییم لازم است که موقعیت گیرنده متحرک را حداقل در یک اپک بویژه در شروع عملیات بدانیم در این صورت با داشتن حداقل ۴ ماهواره ($n_r \geq 4$) در هر لحظه می‌توان موقعیت گیرنده متحرک را تعیین نمود.

ضریب تعدیل دقت (DOP)

یکی از عوامل محدود کننده در تعیین موقعیت GNSS مسئله ترکیب هندسی ماهواره های مورد ردیابی با ایستگاه استقرار گیرنده می‌باشد. کمیتی که بتوان با آن اثر ترکیب هندسی را روی دقت تعیین موقعیت محاسبه نمود، معیار DOP (Dilution of Precision) است. DOP در واقع بنا به تعریف عبارتست از نسبت بین دقت تعیین موقعیت σ و دقت اندازه گیری σ_0 که بصورت زیر نمایش داده می‌شود (Hofmann, 1994).

$$DOP = \frac{\sigma}{\sigma_0} \quad (29)$$

با توجه به رابطه فوق می‌توان تعاریف خاصی از DOP بصورت زیر ارائه داد.

$GDOP \cdot \sigma_0$: دقت هندسی در موقعیت و زمان (X, Y, Z, t)

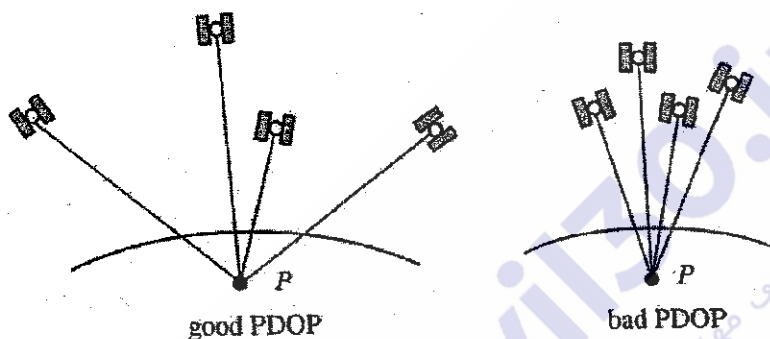
$PDOP \cdot \sigma_0$: دقت در موقعیت سه بعدی (X, Y, Z)

$TDOP \cdot \sigma_0$: دقت در زمان (t)

$HDOP \cdot \sigma_0$: دقت در موقعیت مسطحاتی (ϕ, λ)

$VDOP \cdot \sigma_0$: دقت در موقعیت ارتفاعی (h)

چنانچه تنها چهار ماهواره در نظر گرفته شود، بهترین آرایش هندسی برای تعیین موقعیت، زمانی است که حجم هرم متشکل از ماهواره‌ها و گیرنده بیشترین مقدار باشد. در این صورت DOP کمترین مقدار و در نتیجه بهترین دقت برای تعیین موقعیت حاصل می شود. نگاره (۷) دو حالت خوب و بد برای $PDOP$ را نمایش می دهد.



نگاره ۷- ترکیب هندسی ماهواره ها و $PDOP$

مدل ریاضی تعیین موقعیت نقطه ای با سنجه کد

برای سنجه کد در هر لحظه معادله مشاهده ساده شده زیر را مجدداً در نظر می گیریم که حاوی چهار مجهول (X_i, Y_i, Z_i) مختصات ایستگاه و ساعت گیرنده (δ_i) می باشد.

$$P_i^j(t) = \rho_i^j(t) + c\delta_i(t) \quad (30)$$

سه مجهول مختصات ایستگاه (X_i, Y_i, Z_i) از طریق رابطه زیر در معادله مشاهده سنجه کد مستتر است.

$$\rho_i^j(t) = f(X_i, Y_i, Z_i) = \sqrt{(X^j - X_i)^2 + (Y^j - Y_i)^2 + (Z^j - Z_i)^2} \quad (31)$$

مختصات ایستگاه

مختصات ماهواره t نیز که در رابطه فوق آمده اند (X', Y', Z') ، در لحظه از طریق پیام های ناوبری معلوم فرض می شوند در واقع مجهولات اصلی مختصات گیرنده می باشند. با داشتن مختصات تقریبی گیرنده (X_0, Y_0, Z_0) می توان مقادیر تصحیح آنها $(\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)$ را به عنوان مجهول در نظر گرفت و به دست آورد.

$$\begin{aligned} X_i &= X_0 + \Delta X_i \\ Y_i &= Y_0 + \Delta Y_i \\ Z_i &= Z_0 + \Delta Z_i \end{aligned} \quad (31)$$

بنابراین رابطه (31) را می توان به صورت تابعی از مجهولات جدید $(\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i)$ نوشت.

$$\rho'_i(t) = f(X_i, Y_i, Z_i) = f(X_0 + \Delta X_i, Y_0 + \Delta Y_i, Z_0 + \Delta Z_i) \quad (32)$$

حال با توجه به غیر خطی بودن رابطه فوق، آن را حول مختصات تقریبی گیرنده (X_0, Y_0, Z_0) با استفاده از سری تیلور بسط می دهیم.

$$\begin{aligned} f(X_i, Y_i, Z_i) &= f(X_0, Y_0, Z_0) \\ &+ \frac{\partial f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial X_0} \Delta X_i + \frac{\partial f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial Y_0} \Delta Y_i + \frac{\partial f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial Z_0} \Delta Z_i \\ &+ \frac{1}{2!} \frac{\partial^2 f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial X_0^2} + \dots \end{aligned} \quad (33)$$

برای پرهیز از حالت غیر خطی به ناچار از عبارت های خطی به بعد در بسط تیلور صرف نظر می کنیم. مقادیر سمت راست معادله (33) بر اساس مختصات تقریبی ایستگاه به صورت زیر بیان می شوند.

$$\rho'_0(t) = f(X_0, Y_0, Z_0) = \sqrt{(X' - X_0)^2 + (Y' - Y_0)^2 + (Z' - Z_0)^2} \quad (34)$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial X_0} &= \frac{X^j(t) - X_0}{\rho_0^j(t)} & (35) \\ \frac{\partial f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial Y_0} &= \frac{Y^j(t) - Y_0}{\rho_0^j(t)} \\ \frac{\partial f(X_0, Y_0, Z_0)}{\partial Z_0} &= \frac{Z^j(t) - Z_0}{\rho_0^j(t)}\end{aligned}$$

اکنون رابطه (۳۰) به صورت زیر قابل بازنویسی است.

$$P_i^j(t) = \rho_0^j(t) - \frac{X^j(t) - X_0}{\rho_0^j(t)} \Delta X_i - \frac{Y^j(t) - Y_0}{\rho_0^j(t)} \Delta Y_i - \frac{Z^j(t) - Z_0}{\rho_0^j(t)} \Delta Z_i + c \delta_i(t) \quad (36)$$

مقدار تقریبی فاصله بین گیرنده و ماهواره در لحظه t ($\rho_0^j(t)$) را به سمت چپ معادله فوق منتقل نموده و

سپس آن را به صورت زیر خلاصه می کنیم.

$$l_i^j(t) = a_{X_i}^j \Delta X_i + a_{Y_i}^j \Delta Y_i + a_{Z_i}^j \Delta Z_i + c \delta_i(t) \quad (37)$$

که در آن

$$l_i^j(t) = P_i^j(t) - \rho_0^j(t) \quad (38)$$

$$a_{X_i}^j = -\frac{X^j(t) - X_0}{\rho_0^j(t)}$$

$$a_{Y_i}^j = -\frac{Y^j(t) - Y_0}{\rho_0^j(t)}$$

$$a_{Z_i}^j = -\frac{Z^j(t) - Z_0}{\rho_0^j(t)}$$

بنابراین بدون نیاز به در نظر گرفتن ماتریس وزن مشاهدات می توان به جواب سرشکنی کمترین مربعات

رسید

$$\underline{\hat{X}} = (\underline{A}^T \underline{A})^{-1} \underline{A}^T \underline{L} \quad (45)$$

در نتیجه ماتریس وریانس کوریانس مجهولات به صورت زیر به دست می آید.

$$\underline{C}_{\hat{X}} = (\underline{A}^T \underline{A})^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_{X_r}^2 & \sigma_{X_r, Y_r} & \sigma_{X_r, Z_r} & \sigma_{X_r, t_r} \\ \sigma_{X_r, Y_r} & \sigma_{Y_r}^2 & \sigma_{Y_r, Z_r} & \sigma_{Y_r, t_r} \\ \sigma_{X_r, Z_r} & \sigma_{Y_r, Z_r} & \sigma_{Z_r}^2 & \sigma_{Z_r, t_r} \\ \sigma_{X_r, t_r} & \sigma_{Y_r, t_r} & \sigma_{Z_r, t_r} & \sigma_{t_r}^2 \end{bmatrix} \quad (46)$$

با توجه به اینکه مختصات ایستگاه مجهول گیرنده در دستگاه مختصات زمین چسب به دست آمده است، عناصر مختصاتی ماتریس وریانس کوریانس مجهولات نیز در همین دستگاه به دست آمده اند. چنانچه نیاز به مقادیر وریانس کوریانس در مولفه های مختصات محلی (مسطحاتی و ارتفاعی) باشد، باید از تبدیل زیر

استفاده شود

تبدیل کوریانس به λ, ϕ, h

$$\underline{C}_{\hat{T}} = \underline{R} \underline{C}_{\hat{X}} \underline{R}^T = \begin{bmatrix} \sigma_{n_r}^2 & \sigma_{n_r, e_r} & \sigma_{n_r, h_r} \\ \sigma_{n_r, e_r} & \sigma_{e_r}^2 & \sigma_{e_r, h_r} \\ \sigma_{n_r, h_r} & \sigma_{e_r, h_r} & \sigma_{h_r}^2 \end{bmatrix} \quad (47)$$

که ماتریس تبدیل \underline{R} بر حسب طول ژئودتیک ایستگاه (λ) و عرض ژئودتیک ایستگاه (ϕ) به صورت زیر

معرفی می شود.

$$R = \begin{bmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix}$$

اکنون با داشتن ماتریس وریانس کوریانس مختصات محلی ایستگاه، می توانیم با روابط زیر DOP را برای

مولفه های مختلف محاسبه نماییم. $DOP = \frac{\sigma}{\sigma_{\text{ذاتی ماهواره}}}$ 0/01

ارصدها (شغالی) $VDOP = \sigma_h^2$ (۴۸)

$$HDOP = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_e^2}$$

از هر سه $PDOP = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_e^2 + \sigma_h^2}$

زمان $GDOP = \sigma_t^2$

$$GDOP = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_e^2 + \sigma_h^2 + \sigma_t^2}$$

اگر بیشتر از چهار ماهواره را مشاهده کنیم، می توانیم از آن استفاده کنیم

تبدیل اطلاعات مداری ماهواره به مختصات ماهواره در دستگاه زمین چسب

همانطور که می دانیم اطلاعات مداری ماهواره ها از طریق پیام های ناوبری برای کاربران سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای ارسال می شود. این اطلاعات معمولاً برای فواصل زمانی معینی توسط ایستگاه های کنترل سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای محاسبه و منتشر می شوند. کاربران برای تعیین موقعیت هر لحظه دلخواه خود نیاز به مختصات ماهواره ها دارند. بر این اساس در این بخش سعی می شود ضمن معرفی اطلاعات مداری انتشاری هر ماهواره به چگونگی تبدیل آنها به مختصات ماهواره در هر لحظه بپردازیم. پیام های ناوبری با قالب مشخصی شامل پارامترهای انتشاری مندرج در جدول (۲) برای هر ماهواره می باشد.

$VDOP$ برابر با 4 می باشد. جهت محاسبه موقعیت برای هر ماهواره C_4 با فاصله 300m برای 16m با $VDOP$

$$VDOP = \sigma \Rightarrow 4$$

$$\sigma = \frac{\sigma_{\text{ذاتی}}}{3} \times PDOP = 16^m \Rightarrow PDOP = 5$$

$$PDOP = \sqrt{HDOP^2 + VDOP^2}$$

جدول ۲- مولفه های اطلاعات مداری ماهواره ها

| شماره ماهواره | SVPRN: |
|---|---|
| زمان مرجع اطلاعات مداری (زمان مرجع زمانی هنگام ارسال پیام) | t_{0e} : |
| آنومالی متوسط | M_0 : |
| جذر نیم قطر بزرگ بیضی مدار حرکت ماهواره | \sqrt{a} : |
| خروج از مرکزی اول بیضی مدار حرکت ماهواره | e : |
| بعد نقطه گرهی صعودی | Ω_0 : |
| نرخ بعد نقطه گرهی صعودی (مستثنی زمانی) | $\dot{\Omega}_0$: |
| میل صفحه مداری | i_0 : |
| نرخ میل صفحه مداری | \dot{i}_0 : |
| آرگومان پریجی | ω_0 : |
| تغییر سرعت زاویه ای متوسط | Δn : |
| ضرایب تصحیح آرگومان پریجی، شعاع مداری و میل ناشی از نیروهای اغتشاشی | $C_{ecc}, C_{os}, C_{rc}, C_{rc}, C_{ic}, C_{ic}$: |

الگوریتم مورد نظر در محاسبه مختصات ماهواره با استفاده از اطلاعات مداری، به صورت مرحله ای زیر معرفی می شود.

۱- استخراج پارامترهای مندرج در جدول فوق از پیام های ناوبری و تعیین زمان مورد نظر (t) برای محاسبه مختصات ماهواره.

۲- محاسبه اختلاف زمان مورد نظر (t) با زمان مرجع (t_{0e}):

$$t_k = t - t_{0e} \quad (49)$$

۳- محاسبه آنومالی متوسط برای زمان دلخواه (M_k):

$$M_k = M_0 + \left(\sqrt{GM/a^3} + \Delta n \right) t_k \quad (50)$$

$$GM = 3.986004418 \times 10^{18} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

۴- حل بازگشتی آنومالی خارج از مرکزی (E_k):

$$E_k = M_k + e \sin E_k \quad (51)$$

۵- محاسبه آنومالی حقیقی ():

$$f_k = \arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k}{\cos E_k - e}\right) \quad (52)$$

۶- تصحيح اغتشاشات مداری به آرگومان پریجی:

$$\omega_k = \omega_0 + C_{\omega c} \cos 2(\omega_0 + f_k) + C_{\omega s} \sin 2(\omega_0 + f_k) \quad (53)$$

۷- تصحيح اغتشاشات مداری به شعاع مداری:

$$r_k = a(1 - e \cos E_k) + C_{rc} \cos 2(\omega_0 + f_k) + C_{rs} \sin 2(\omega_0 + f_k) \quad (54)$$

۸- تصحيح اغتشاشات مداری به زاویه میل:

$$i_k = i_0 + it_k + C_{ic} \cos 2(\omega_0 + f_k) + C_{is} \sin 2(\omega_0 + f_k) \quad (55)$$

۹- محاسبه بعد نقطه گرهی صعودی در زمان دلخواه:

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e) t_k - \omega_e t_{0e} \quad (56)$$

$$\omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$$

۱۰- محاسبه بردار موقعیت ماهواره در دستگاه مختصات مداری:

فصل هشتم



30vii30.ir

سایت تخصصی مهندسی عمران و معماری

پردازش داده های سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای

داده های دریافتی در گیرنده های سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای شامل سنجه های کد و فاز و نیز پیام های ناوبری باید قبل از استفاده از آنها در تعیین موقعیت و سرشکنی چند عملیات اساسی زیر بر روی آنها صورت گیرد.

- بازبینی و ویرایش داده ها
- تبدیل فرمت داده ها در صورت نیاز
- شناسایی و رفع جهش فاز
- حل ابهام فاز

بازبینی و ویرایش داده ها

پس از اتمام هر جلسه اندازه گیری، باید داده های ذخیره شده در گیرنده ها به منظور پردازش های بعدی به کمک نرم افزارهای مربوط بر روی یک رایانه انتقال یابند. در حین بازبینی داده ها در محیط نرم افزاری پردازش داده ها باید توجه نمود که در صورت نیاز، برخی ویرایش ها نظیر اصلاح ارتفاع آنتن، نام ایستگاه، نوع گیرنده و آنتن، نام فایل مشاهداتی، نام عامل مشاهده کننده و ... نیز انجام می گیرد.

تبدیل فرمت داده ها در صورت نیاز

معمولا هر گیرنده بنا بر روش فشرده سازی خاصی که کارخانه سازنده تعیین نموده است داده ها را تحت فرمت مخصوص خود که از نوع دودویی هستند ذخیره می کند. چنانچه صرفا از داده های جمع آوری شده شده توسط گیرنده های یکسان برای تعیین موقعیت استفاده شود و نیاز به هیچ داده کمکی دیگر نباشد، معمولا با استفاده نرم افزار متناظر با همان گیرنده ها می توان بدون نیاز به تبدیل فرمت داده ها آنها را مورد پردازش قرار داد. اما در موارد بسیار زیادی ناچار به استفاده از چندین نوع گیرنده متفاوت هستیم که هر کدام فرمت ذخیره مخصوص به خود را دارند. در برخی موارد هم نیاز به استفاده از داده های کمکی مانند اطلاعات

مداری دقیق ماهواره ها می باشد یا مشاهدات جمع آوری شده با یک نرم افزار دیگر مورد پردازش قرار می گیرند. بر همین اساس باید قبل از هرگونه پردازشی، فرمت داده های جمع آوری شده را به یک فرمت واحد و قابل خواندن برای نرم افزار ها تبدیل نمود بنابراین قرارداد این فرمت مستقل از نوع گیرنده و به صورت ASCII است که RINEX (Receiver INdependent EXchange) نامیده می شود. حاصل تبدیل فایل داده هر گیرنده به فرمت RINEX سه فایل مشاهداتی، ناوبری و هواشناسی است. طبق قاعده، ترکیب نام هر فایل با فرمت RINEX باید به صورت "ssssddd.f.yy" باشد که چهار حرف یا رقم اول آن بیانگر شناسه ایستگاه (ssss)، سه رقم بعدی از 001 تا حداکثر 366 بیان کننده روز از سال داده (ddd)، حرف یا رقم هشتم نشاندهنده جلسه کاری (f)، دو رقم بعدی مشخص کننده سال مشاهده (yy) و آخرین حرف بیانگر نوع فایل (t) می باشد که برای فایل مشاهداتی n، برای فایل ناوبری n و برای فایل هواشناسی m می باشد. به عنوان مثال teh3471.09n بیانگر یک فایل مشاهداتی در جلسه کاری 1 برای ایستگاه teh در روز 347 از سال ۲۰۰۹ می باشد.

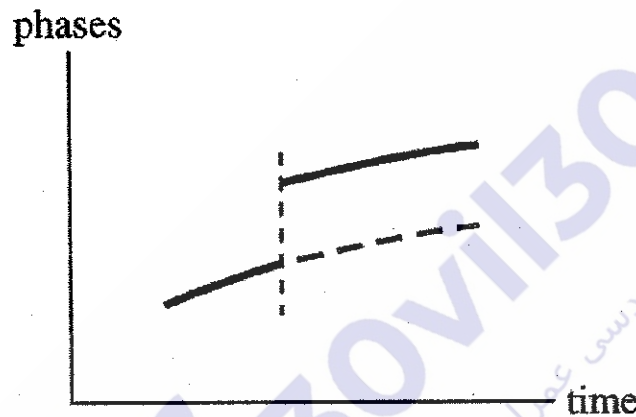
تمام فایل های مشاهداتی و ناوبری ایستگاه های شبکه جهانی IGS و اطلاعات مداری مختلف با فرمت RINEX در دسترس همه کاربران قرار دارند و در صورت نیاز به آنها می توان از طریق سایت های مختلف آنها را دریافت نمود علاوه بر فرمت مستقل از گیرنده (RINEX) فرمت دیگری نیز برای تبادل داده های پردازش شده توسط نرم افزارهای مختلف موسوم به SINEX (Software INdependent EXchange) ارائه شده است که با استفاده از آن می توان مستقل از فرمت خروجی نرم افزارها، آنها را در یک نرم افزار دیگر که فرمت SINEX را حمایت می کند با هم ترکیب و مجدداً سرشکنی نمود.

تشخیص و ترمیم جهش فاز

همانطور که قبلاً در تعریف معادله مشاهده سنج فاز دیده شد، تا زمانیکه ارتباط بین هر گیرنده و هر ماهواره از لحظه شروع اندازه گیری فاز قطع نشود یک عبارت مجهول ولی ثابت به نام ابهام فاز اولیه در مشاهدات آنی فاز وجود دارد که باید حل شود. اما چنانچه به هر دلیلی ارتباط گیرنده و ماهواره برای لحظاتی قطع شود،

این امر باعث یک پرش فاز به تعداد صحیحی از دور موج حامل می شود که اصطلاحاً به آن جهش یا لغزش فاز می گویند. دلایل متعددی برای بروز جهش فاز وجود دارد که برخی از آنها به شرح زیر معرفی می شوند.

- وجود موانع بین گیرنده و ماهواره مانند درختان، ساختمان ها، پل ها و کوه ها
- پایین بودن سیگنال به نویز (S/N)، چند مسیری زیاد، حرکت گیرنده و پایین بودن ارتفاع ماهواره
- اشکال در نرم افزار های تعبیه شده در گیرنده و کارکرد بد نوسان ساز های ماهواره



نگاره ۱- نمایش بروز جهش فاز

همانطور از نگاره (۱) پیداست تشخیص و ترمیم جهش فاز نیازمند شناخت دقیق محل بروز جهش فاز و اندازه آن (تعداد دور های صحیح) است. برای تشخیص و تعیین محل جهش فاز از کمیت های آزمایشی استفاده می شود و سپس با تعیین تعداد دور های صحیح جهش فاز عملیات ترمیم انجام می گیرد.

کمیت های آزمایشی

برای یک گیرنده تنها، کمیت های آزمایشی می توانند فاز خام، ترکیبات فاز، ترکیبات فاز و کد یا ترکیبات فاز و فرکانس داپلر انتگرال گیری شده باشند. استفاده از کمیت های آزمایشی برای یک گیرنده بسیار مهم می باشند زیرا امکان تشخیص و ترمیم جهش فاز را بوسیله یک نرم افزار داخلی فراهم می سازد. ننانچه از

سنجه های ترکیبی دو گیرنده استفاده شود، در آن صورت می توان از تفاضل های یگانه، دوگانه و سه گانه در تشخیص و ترمیم جهش فاز استفاده نمود.
ابتدا به بیان کمیت های آزمایشی برای یک گیرنده تنها می پردازیم.

• کمیت آزمایشی فاز خام

همانطور که قبلا دیده شد سنجه فاز برای یک گیرنده r و یک ماهواره s به صورت زیر است.

$$\Phi_r^s(t) = \rho_r^s(t) + d\rho_r^s(t) + c(\alpha_r^s(t) - \alpha^s(t)) + \lambda N_r^s - d_{ion}(t) + d_{trop}(t) + \varepsilon(t) \quad (1)$$

همانطور که از معادله فوق پیداست، ممکن است خطاهای مختلف مانع از تشخیص جهش فاز شوند.

• کمیت آزمایشی ترکیب دو فاز حامل

با در نظر گرفتن یک گیرنده دو فرکانسه، یک ماهواره و یک لحظه، می توان دو معادله زیر را برای دو فرکانس f_1 و f_2 نوشت.

$$\Phi_1 = \frac{1}{\lambda_1} \rho + f_1 \alpha_r^s + N_1 - \frac{1}{\lambda_1} d_{ion}(f_1) \quad (2)$$

$$\Phi_2 = \frac{1}{\lambda_2} \rho + f_2 \alpha_r^s + N_2 - \frac{1}{\lambda_2} d_{ion}(f_2)$$

حال با ترکیب زیر به یک سنجه ترکیبی جدید موسوم به باقیمانده یونسفری می رسمیم که در آن

$$\Phi_I = \Phi_1 - \frac{f_1}{f_2} \Phi_2 = N_1 - \frac{f_1}{f_2} N_2 - \frac{1}{c \cos z'} VTEC \left(\frac{1}{f_1} - \frac{f_1}{f_2} \right) \quad (3)$$

سنجه ترکیبی فوق عاری از تغییرات هندسی گیرنده و ماهواره در طول زمان است و تنها تابعی از تغییرات یونسفر است. بنابراین در شرایط عادی که تغییرات یونسفر ناگهانی نیست، هر نوع جهش یا پرش ناگهانی در آن را می توان ناشی از بروز جهش فاز دانست و بنابراین از کمیت آزمایشی ترکیبی فوق می توان برای تشخیص جهش فاز استفاده نمود. البته اینکه جهش فاز مربوط به کدام فاز است، سوالی است که باید پاسخ آن را در کمیت ترکیبی فاز و کد بیابیم.

• کمیت آزمایشی ترکیب فاز و کد

مجدداً با در نظر گرفتن یک گیرنده با دو سنجه فاز و کد، یک ماهواره و یک لحظه، می توان دو معادله زیر را برای دو سنجه فاز و کد به صورت زیر نوشت.

$$\Phi_r^s(t) = \rho_r^s(t) + d\rho_r^s(t) + c(\delta_r^s(t) - \delta^s(t)) + \lambda N_r^s - d_{ion}(t) + d_{trop}(t) + \varepsilon(t) \quad (4)$$

$$P_r^s(t) = \rho_r^s(t) + d\rho_r^s(t) + c(\delta_r^s(t) - \delta^s(t)) + d_{ion}(t) + d_{trop}(t) + \varepsilon(t) \quad (5)$$

اختلاف گیری بین دو معادله فوق منجر به معادله جدید زیر خواهد شد.

$$\Phi_r^s(t) - P_r^s(t) = \lambda N_r^s - 2d_{ion}(t) \quad (6)$$

تنها متغیر زمانی در سمت راست معادله فوق مربوط به اثر یونسفر است. با توجه به اینکه تغییرات یونسفر در فاصله بین دو زمان ثبت داده ناچیز است، می توان تغییرات ناگهانی سنجه ترکیبی فوق را ناشی از بروز جهش فاز دانست. نقطه ضعف کمیت آزمایشی مذکور عمدتاً ناشی از سطح نویز بالای سنجه کد است. بنابراین چنانچه بتوان قدرت تفکیک پذیری یک طول موج یا چیب را از حدودی صدم به یک هزارم برسانیم، این نقطه ضعف تا حدود بسیار زیادی بر طرف می گردد.

• کمیت آزمایشی ترکیب فاز و کد

می دانیم مشاهدات داپلر انتگرال گیری شده مستقل از هر نوع جهش فاز هستند. بنابراین تفاضل فاز های حاصل از آن نیز عاری از جهش فاز می باشند و با مقایسه آنها با تفاضل فاز های اندازه گیری شده می توان محل بروز جهش فازها را تشخیص داد.

تشخیص و ترمیم

همانطور که دیدیم با کمک هر یک از کمیت های آزمایشی مورد بحث در فاصله بین هر دو اپک می توان محل بروز جهش فاز را تشخیص داد و مقدار تقریبی آن را برآورد نمود. مقدار جهش فاز در کمیت های آزمایشی فوق، به جز کمیت آزمایشی باقیمانده یونسفری، باید عددی صحیح باشد. در بیشتر مواقع جهش فاز بیش از یک مورد رخ می دهد و مادامیکه همه آنها تشخیص داده نشوند و تصحیح متناظر به فازهای خام، تفاضلی یگانه، تفاضلی دوگانه یا تفاضلی سه گانه اعمال نشود، مجاز به استفاده از این مشاهدات برای تعیین موقعیت نیستیم. یکی از روش های معمول برای تشخیص و تعیین دقیق اندازه جهش فاز بکارگیری یک سری زمانی از کمیت های آزمایشی بالا و اختلاف گیری های زمانی است. برای روشن تر شدن مسئله مثال مندرج در جدول (۱) را بررسی می کنیم. در این مثال یک سری زمانی به صورت زیر داریم که در لحظه چهارم (t_4) یک جهش فاز به اندازه ε رخ داده است.

$$y(t_i), \quad i=1,2,3,\dots,7 \quad (7)$$

سری زمانی $y(t_i)$ می تواند برای هر یک از کمیت های آزمایشی در نظر گرفته شود. در جدول (۱) نمادهای y^1, y^2, y^3 و y^4 به ترتیب بیانگر اختلاف گیری های مرتبه اول، دوم، سوم و چهارم هستند. مطابق جدول (۱) در می یابیم که هر چه مرتبه اختلاف گیری بالاتر می رود اندازه جهش فاز نیز بزرگتر می شود و

در نتیجه تشخیص آن نیز آسان تر می گردد. روش اختلاف گیری مشابه یک فیلتر بالاگذر عمل می کند که باعث حذف اجزای ثابت و فرکانس های پایین و تقویت فرکانس بالا یعنی جهش فاز می شود.

جدول ۱- روش اختلاف گیری در تعیین جهش فاز

| t_i | $y(t_i)$ | y^1 | y^2 | y^3 | y^4 |
|-------|---------------|---------------|----------------|-----------------|-----------------|
| t_1 | 0 | | | | |
| | | 0 | | | |
| t_2 | 0 | | 0 | | |
| | | 0 | | ε | |
| t_3 | 0 | | ε | | -3ε |
| | | ε | | -2ε | |
| t_4 | ε | | $-\varepsilon$ | | 3ε |
| | | 0 | | ε | |
| t_5 | ε | | 0 | | $-\varepsilon$ |
| | | 0 | | 0 | |
| t_6 | ε | | 0 | | |
| | | 0 | | | |
| t_7 | ε | | | | |

روش های مختلفی برای تعیین اندازه جهش فاز وجود دارد که یکی از آنها برآزش دو منحنی به کمیت های آزمایشی قبل و بعد از جهش فاز و تعیین اختلاف بین این دو منحنی است. برآزش می تواند از روش های درون یابی مانند رگرسیون خطی یا کمترین مربعات انجام شود. بکارگیری روش های پیش بینی مانند فیلتر کالمن نیز در هر یک از کمیت های آزمایشی برای تشخیص و تعیین اندازه جهش فاز سودمند است. هنگامیکه از مشاهدات تفاضلی دوگانه استفاده می شود، بهترین روش برای تشخیص و تعیین دقیق اندازه جهش فاز بدون توجه به اینکه کدام ماهواره یا کدام گیرنده یا حتی کدام اپک باعث آن بوده است، بکارگیری روش تفاضل سه گانه بسیار کارآمد است. برای مثال به جدول (۲) توجه کنید که در آن با فرض داشتن دو ماهواره p و q و دو گیرنده i و j و پنج اپک مشاهده $(t-2, t-1, t, t+1, t+2)$ ، در اپک t یک جهش فاز به اندازه ε بین ماهواره p و گیرنده j رخ داده است. به روشنی پیداست که با استفاده مشاهدات

تفاضلی سه گانه بین دو ماهواره p و q و دو گیرنده i و j و دو اپک $t-1$ و t ، امکان تعیین جهش فاز بوجود آمده است.

جدول ۲- اثر جهش فاز بر روی مشاهدات فاز تفاضلی یگانه، دوگانه و سه گانه

| Carrier Phases | | | |
|---|-------------------------------|--|-----------------|
| $\Phi_i^p(t-2)$ | $\Phi_j^p(t-2)$ | $\Phi_i^q(t-2)$ | $\Phi_j^q(t-2)$ |
| $\Phi_i^p(t-1)$ | $\Phi_j^p(t-1)$ | $\Phi_i^q(t-1)$ | $\Phi_j^q(t-1)$ |
| $\Phi_i^p(t)$ | $\Phi_j^p(t) + \varepsilon$ | $\Phi_i^q(t)$ | $\Phi_j^q(t)$ |
| $\Phi_i^p(t+1)$ | $\Phi_j^p(t+1) + \varepsilon$ | $\Phi_i^q(t+1)$ | $\Phi_j^q(t+1)$ |
| $\Phi_i^p(t+2)$ | $\Phi_j^p(t+2) + \varepsilon$ | $\Phi_i^q(t+2)$ | $\Phi_j^q(t+2)$ |
| Single Differences | | Triple Differences | |
| $\Delta\Phi_{ij}^p(t-2)$ | | $\Delta\Phi_{ij}^q(t-2)$ | |
| $\Delta\Phi_{ij}^p(t-1)$ | | $\Delta\Phi_{ij}^q(t-1)$ | |
| $\Delta\Phi_{ij}^p(t) + \varepsilon$ | | $\Delta\Phi_{ij}^q(t)$ | |
| $\Delta\Phi_{ij}^p(t+1) + \varepsilon$ | | $\Delta\Phi_{ij}^q(t+1)$ | |
| $\Delta\Phi_{ij}^p(t+2) + \varepsilon$ | | $\Delta\Phi_{ij}^q(t+2)$ | |
| Double Differences | | Triple Differences | |
| $\nabla\Delta\Phi_{ij}^{pq}(t-2)$ | | | |
| $\nabla\Delta\Phi_{ij}^{pq}(t-1)$ | | $\delta\nabla\Phi_{ij}^{pq}(t-1, t-2)$ | |
| $\nabla\Delta\Phi_{ij}^{pq}(t) - \varepsilon$ | | $\delta\nabla\Phi_{ij}^{pq}(t, t-1) - \varepsilon$ | |
| $\nabla\Delta\Phi_{ij}^{pq}(t+1) - \varepsilon$ | | $\delta\nabla\Phi_{ij}^{pq}(t+1, t)$ | |
| $\nabla\Delta\Phi_{ij}^{pq}(t+2) - \varepsilon$ | | $\delta\nabla\Phi_{ij}^{pq}(t+2, t+1)$ | |

پس از تشخیص جهش فاز به کمک کمیت های آزمایشی، می توان آنها را با اضافه نمودن اندازه جهش فاز بعد از محل جهش فاز تصحیح نمود. در صورت استفاده از کمیت آزمایشی ترکیب دو فاز، اعمال تصحیح به مشاهده فاز تک دارای ابهام خواهد بود. چنانچه از ترکیب باقیمانده یونسفری استفاده شود و فرض کنیم تغییرات ابهام فاز ΔN_1 و ΔN_2 ناشی از جهش های فاز می باشند، در آن صورت با یک جهش فاز کلی ΔN_I در باقیمانده یونسفری مواجه خواهیم شد که دیگر دارای ماهیت عدد صحیح نخواهد بود.

$$\Delta N_I = \Delta N_1 - \frac{f_1}{f_2} \Delta N_2 \quad (8)$$

همانطور که می بینیم معادله (۸) یک معادله دو مجهولی است که در آن ΔN_I معلوم و ΔN_1 و ΔN_2 مجهول هستند. بنابراین یک جواب منحصر بفرد برای معادله فوق وجود ندارد. برای مثال چنانچه نسبت بین

دو فرکانس f_1 و f_2 را (بر اساس فرکانس امواج حامل GPS) برابر $f_1/f_2 = 154/120 = 77/60$ و ΔN_1 را صفر در نظر بگیریم، می توان مقادیر صحیح ΔN_1 و ΔN_2 به صورت زیر به دست آورد.

$$\Delta N_1 = \frac{f_1}{f_2} \Delta N_2 = \frac{77}{60} \Delta N_2 \quad (9)$$

رابطه فوق نشان می دهد که جواب های زیادی برای ΔN_1 و ΔN_2 وجود دارد و نمی توان بین آنها تفاوتی قائل شد. به عنوان مثال جواب های $\Delta N_1 = 77$ و $\Delta N_2 = 60$ و $\Delta N_1 = 154$ و $\Delta N_2 = 120$ با یکدیگر تفاوتی ندارند زیرا در معادله (۸) صدق می کنند. چنانچه اثر نویز را هم بخواهیم در نظر بگیریم، مقدار آن به صورت ساده با رابطه زیر قابل نمایش است.

$$\sigma_p = \pm 0.01 \text{ cycles} \quad (10)$$

رابطه فوق در واقع بیانگر خطای اندازه گیری فاز برابر با یک صدم طول موج است. مقدار جهش فاز کلی ΔN_1 در باقیمانده یونسفری معمولاً از اختلاف گیری بین دو آپک با اختلاف زمانی Δt به دست می آید بنابراین نویز اندازه گیری نیز طبق قانون انتشار خطا بیشتر خواهد شد.

$$\Delta N = \omega_1(t + \Delta t) - \frac{f_1}{f_2} \Phi_2(t + \Delta t) - \left[\Phi_1(t) - \frac{f_1}{f_2} \Phi_2(t) \right] \quad (11)$$

$$\sigma_{\Delta N} = \pm 2.3\sigma_p = \pm 0.023 \text{ cycles} \quad (12)$$

چنانچه حداکثر خطای محتمل یعنی $3\sigma_{\Delta N}$ را برای نویز فوق در نظر بگیریم، در آن صورت خطای متناظر با آن تقریباً ± 0.07 دور خواهد شد که از آن می توان به عنوان قدرت تفکیک پذیری ΔN استفاده نمود.

قدرت تفکیک پذیری به این معنی است که هر دو ΔN محاسبه شده به ازای ΔN_1 و ΔN_2 های اختیاری و صحیح، باید حداقل به اندازه 0.07 دور با یکدیگر تفاوت داشته باشند تا بطور یکتا قابل جداسازی باشند. برای درک بهتر موضوع، جدول (۳) به ترتیب افزایش مقادیر ΔN با انتخاب های متفاوت از مقادیر ΔN_1 و ΔN_2 از مجموعه اعداد صحیح $0, \pm 1, \pm 2, \pm 3, \pm 4, \pm 5$ در ستون اول، نمایش داده شده است. در ستون دوم اختلافات مرتبه اول هر دو ΔN متوالی نمایش داده شده اند و ستون های سوم و چهارم نیز مقادیر ΔN_1 و ΔN_2 متناظر با ΔN را نشان می دهند. برای اختصار، فقط مقادیر منفی و صفر ΔN در جدول (۳) آمده اند و برای نمایش مقادیر مثبت کافی است که علامت اعداد ستون های اول، سوم و چهارم را عوض

کنیم.

جدول ۳- تغییرات ΔN با انتخاب های متفاوت از مقادیر صحیح ΔN_1 و ΔN_2

| ΔN | Diff. | ΔN_1 | ΔN_2 | ΔN | Diff. | ΔN_1 | ΔN_2 |
|------------|-------|--------------|--------------|------------|-------|--------------|--------------|
| -11.42 | 1.00 | -5 | 5 | -3.72 | 0.16 | -5 | -1 |
| -10.42 | 0.29 | -4 | 5 | -3.56 | 0.14 | -1 | 2 |
| -10.13 | 0.71 | -5 | 4 | -3.42 | 0.14 | 3 | 5 |
| -9.42 | 0.29 | -3 | 5 | -3.28 | 0.14 | -2 | 1 |
| -9.13 | 0.28 | -4 | 4 | -3.13 | 0.15 | 2 | 4 |
| -8.85 | 0.43 | -5 | 3 | -3.00 | 0.13 | -3 | 0 |
| -8.42 | 0.29 | -2 | 5 | -2.85 | 0.15 | 1 | 3 |
| -8.13 | 0.28 | -3 | 4 | -2.72 | 0.13 | 1 | 3 |
| -7.85 | 0.28 | -4 | 3 | -2.56 | 0.16 | -4 | -1 |
| -7.56 | 0.29 | -5 | 2 | -2.44 | 0.12 | 0 | 2 |
| -7.42 | 0.14 | -1 | 5 | -2.42 | 0.12 | -5 | -2 |
| -7.13 | 0.29 | -2 | 4 | -2.28 | 0.02* | 4 | 5 |
| -6.85 | 0.28 | -3 | 3 | -2.28 | 0.14 | -1 | 1 |
| -6.56 | 0.29 | -4 | 2 | -2.13 | 0.15 | 3 | 4 |
| -6.42 | 0.14 | 0 | 5 | -2.00 | 0.13 | 3 | 4 |
| -6.28 | 0.14 | 0 | 5 | -2.00 | 0.15 | -2 | 0 |
| -6.13 | 0.15 | -1 | 4 | -1.85 | 0.13 | 2 | 3 |
| -5.85 | 0.28 | -2 | -3 | -1.52 | 0.13 | -3 | -1 |
| -5.56 | 0.29 | -3 | 2 | -1.52 | 0.16 | 1 | 2 |
| -5.42 | 0.14 | 1 | 5 | -1.56 | 0.12 | 1 | 2 |
| -5.28 | 0.14 | -4 | 1 | -1.44 | 0.12 | -4 | -2 |
| -5.13 | 0.15 | 0 | 4 | -1.42 | 0.02* | 5 | 5 |
| -5.00 | 0.13 | -5 | 0 | -1.42 | 0.14 | 0 | 1 |
| -4.85 | 0.15 | -1 | 3 | -1.28 | 0.13 | 0 | 1 |
| -4.56 | 0.29 | -2 | 2 | -1.15 | 0.13 | -5 | -3 |
| -4.42 | 0.14 | 2 | 5 | -1.13 | 0.02* | 4 | 4 |
| -4.28 | 0.14 | -3 | 1 | -1.00 | 0.13 | -1 | 0 |
| -4.13 | 0.15 | 1 | 4 | -0.85 | 0.15 | 4 | 4 |
| -4.00 | 0.13 | -4 | 0 | -0.85 | 0.13 | 3 | 3 |
| -3.85 | 0.15 | 0 | 3 | -0.72 | 0.13 | -2 | -1 |
| -3.72 | 0.13 | -5 | -1 | -0.72 | 0.16 | 2 | 2 |
| | | | | -0.56 | 0.12 | 2 | 2 |
| | | | | -0.44 | 0.12 | -3 | -2 |
| | | | | -0.28 | 0.16 | 1 | 1 |
| | | | | -0.15 | 0.13 | 1 | 1 |
| | | | | -0.13 | 0.02* | -4 | -3 |
| | | | | 0.00 | 0.13 | 5 | 4 |
| | | | | | | 0 | 0 |

چهار سطر از اختلافات مرتبه اول ΔN ها مندرج در جدول (۳) که با علامت * مشخص شده اند، از حداقل قدرت تفکیک پذیری 0.07 دور کوچکترند. این بدان معنی است که نویز اندازه گیری از تفاوت بین دو ΔN بزرگتر است و تشخیص بروز جهش فاز را با ابهام روبرو می کند. با نگاهی دقیق به چهار سطر ستاره دار (*) متوجه می شویم که در آنها ΔN_1 یا ΔN_2 برابر ± 5 می باشد. بنابراین با حذف $\Delta N_1 = \pm 5$ و $\Delta N_2 = \pm 5$ می توان به راحتی جداسازی جهش فازها را تا ± 4 دور بدون هیچ ابهامی انجام داد. بنابراین می توان به این نتیجه مهم دست یافت که در صورت استفاده از سایر روش ها و تعیین جهش فازهای ΔN_1 و ΔN_2 با دقت حدود ± 5 دور، می توان برای تعیین دقیق آنها از ترکیب باقیمانده یونسفری به شرح بالا بهره برد.

علاوه بر موارد فوق، روش های دیگری نیز در سال های اخیر برای تشخیص و جداسازی جهش فاز ارائه شده اند. ترکیب داده های سامانه های ناوبری ماهواره ای (GNSS) و داده های سامانه های ناوبری اینرشیا (INS) یکی از همین روش های جدید است که استفاده از آن رو به گسترش است.

ابهام فاز و روش های حل آن

ابهام فاز در مشاهدات GPS به تعداد دورهای کامل یک موج تا قبل از لحظه برقراری ارتباط بین گیرنده و فرستنده اطلاق می گردد. توجه به ماهیت صحیح بودن ابهام فاز به عنوان یک قید اساسی در مشاهدات فاز باعث افزایش صحت برآورد موقعیت می شود. بایستی توجه داشت که این ویژگی فقط در معادلات مشاهدات فاز مطلق و تفاضلی دوگانه قابل استفاده می باشد. متداولترین روش های حل ابهام فاز، روش های جستجوی ابهام فاز می باشد که بر اساس نظریه برآورد عدد صحیح، طراحی و توسعه داده شده اند. روش LAMBDA به عنوان یکی از شاخص ترین این روش ها، بر اساس برآورد کمترین مربعات صحیح بوده که علاوه بر توانایی برآورد مقادیر ابهام فاز، قابلیت اندازه گیری میزان اعتماد پذیری مقادیر برآورد شده را به کمک کمیتی موسوم به نرخ موفقیت (success-rate) دارد و مقدار آن با گذشت مدت زمان اندازه گیری، افزایش می یابد.

چنانچه ماهیت صحیح بودن ابهام های فاز را نادیده بگیریم در آن صورت می توان به کمک مشاهدات پیوسته در یک زمان نسبتاً طولانی آنها را به همراه سایر مجهولات برآورد کرد. این ایده در روش های هندسی مطرح می باشد. البته توجه به صحیح بودن ماهیت ابهام های فاز به عنوان بخشی از پارامترهای مجهول در فرآیند سرشکنی کمترین مربعات، می تواند به طور قابل ملاحظه ای باعث افزایش اعتبار و صحت مجهولات گردد. به همین دلیل بکارگیری مشاهدات فاز در تعیین موقعیت بویژه تعیین موقعیت نسبی، یکی از روش های دقیق تلقی می شود.

بر اساس Seeber (2003) روش های حل ابهام فاز را می توان به دسته های زیر تقسیم کرد.

- روش های هندسی یا جستجو در فضای مختصات (coordinate domain search)
- ترکیب مشاهدات کد و فاز یا جستجو در فضای مشاهدات (observation domain search)
- روش های جستجوی ابهام فاز (ambiguity search methods)
- روش های ترکیبی (combined methods)

در این فصل ابتدا مروری بر ساختار مشاهدات فاز در سامانه های ناوبری ماهواره ای و شرط استفاده از ویژگی صحیح بودن ابهام فاز خواهیم داشت. سپس به صورت اجمالی به بررسی روش های هندسی و ترکیب مشاهدات کد و فاز می پردازیم. پس از آن به برآورد صحیح و بررسی روش LAMBDA به عنوان یکی از روش های شاخص در جستجوی ابهام فاز می پردازیم. در آخر نیز به برخی از موانع عملی موجود بر سر راه حل ابهام فاز اشاره می شود.

ساختار مشاهدات فاز

فرض کنید t_r تاخیر زمانی به علت فاصله بین ماهواره s و گیرنده r در چارچوب مرجع زمان سامانه ناوبری ماهواره ای در زمان دریافت سیگنال t توسط گیرنده باشد در این صورت موج حامل تولید شده توسط ماهواره از زمان مرجع t_0 تا لحظه $t_r - t_0$ به صورت زیر بیان می شود.

$$\varphi^s(t-t_r^s) = \varphi^s(t_0) + f[(t-t_r^s) + \alpha^s - (t_0 + \alpha_0^s)] \quad (13)$$

که در آن $\varphi^s(t_0)$ فاز اولیه، f فرکانس نوسان ساز و α^s خطای ساعت ماهواره می باشد. به طور مشابه برای موج حامل تولید شده توسط گیرنده از زمان مرجع t_0 تا لحظه دریافت t می توان رابطه زیر را نوشت.

$$\varphi_r(t) = \varphi_r(t_0) + f[(t + \alpha_r) - (t_0 + \alpha_{0r})] \quad (14)$$

در نهایت گیرنده مقدار اختلاف این دو کمیت را به همراه یک مجهول صحیح ابهام فاز، اندازه گیری می کند.

$$\varphi_r^s(t) = \varphi_r(t) - \varphi^s(t-t_r^s) + N_r^s + \varepsilon(\varphi_r^s(t)) \quad (15)$$

که در آن N_r^s مجهول ابهام فاز اولیه با ماهیت یک عدد صحیح و $\varepsilon(\varphi_r^s(t))$ نویز مشاهده فاز می باشد. با جایگذاری روابط (13) و (14) در معادله مشاهده (15) به معادله زیر می رسیم.

$$\varphi_r^s(t) = \frac{1}{\lambda} \rho_r^s(t) + f(\alpha_r - \alpha^s) + A_r^s + \varepsilon(\varphi_r^s(t)) \quad (16)$$

که در آن پارامتر A_r^s به صورت زیر بدست می آید.

$$A_r^s = [N_r^s + \varphi_r(t_0) - f\alpha_r(t_0) - \varphi^s(t_0) + f\alpha^s(t_0)] \quad (17)$$

بنابراین کمیت جدید A_1^2 را می توان ابهام فاز تلقی کرد که دیگر ماهیت صحیح بودن ندارد. بنابراین در معادلات مشاهدات مطلق نمی توان از ویژگی صحیح بودن ابهام فاز به عنوان یک قید در معادلات استفاده کرد. برای رفع این مشکل با توجه به رابطه (۱۷) می توان با بکارگیری مشاهدات تفاضلی دوگانه، اربیی های ایجاد شده در مقدار ابهام فاز را حذف کرد و در نتیجه مطابق رابطه زیر مقدار ابهام فاز در معادله مشاهده تفاضلی دوگانه ماهیت صحیح بودن را پیدا می کند.

$$A_{n_2}^{2+2} = (A_{n_2}^{2+} - A_{n_1}^{2+}) - (A_{n_2}^{2-} - A_{n_1}^{2-}) = N_{n_2}^{2+} - N_{n_1}^{2+} - N_{n_2}^{2-} + N_{n_1}^{2-} = N_{n_2}^{2+2} \quad (18)$$

بنابراین بایستی توجه داشت که استفاده از قید صحیح بودن ابهام فاز فقط در مشاهدات تفاضلی دوگانه فاز معتبر است. در ادامه به بررسی روش های ابهام فاز می پردازیم.

انواع روش های حل ابهام فاز

• روش های هندسی

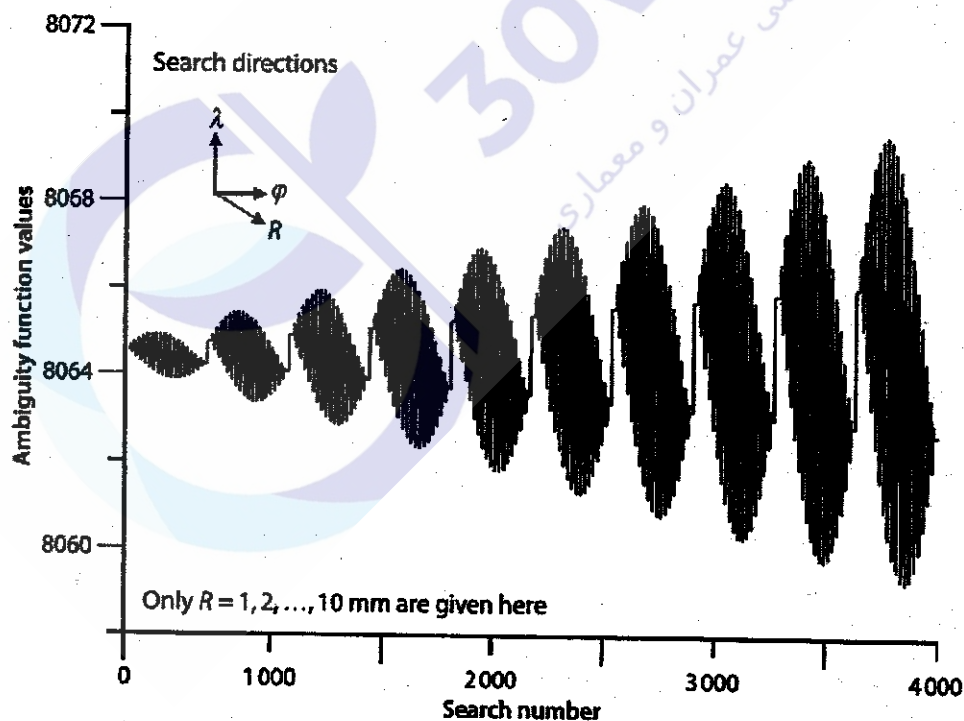
اساس کار این روش ها برآورد ابهام فاز به صورت حقیقی به همراه سایر پارامترهای مجهول می باشد (Remondi, 1984). در این روش ها، بایستی از مشاهدات به صورت پیوسته استفاده شود یکی از شرایط استفاده از این روش ها تغییر هندسه ماهواره ها به میزان کافی می باشد، به این معنا که زمان لازم جهت فاصله گرفتن ماهواره از موقعیت ابتدایی آن بایستی زیاد باشد. در نتیجه جهت برآورد مقادیر ابهام فاز با استفاده از این روش ها، معمولا بایستی اندازه گیری در یک مدت زمان نسبتا طولانی انجام گیرد. بایستی توجه داشت که این روش ها به پدیده جهش فاز (cycle slip) حساس می باشند. همچنین این روش ها متاثر از سایر خطاها نظیر یونسفر، تروپوسفر، خطای مداری و ... نیز می باشند. اما یکی از محاسن این روش ها این است که به تعداد کمی از ماهواره ها نیاز دارد. البته بایستی توجه داشت که در این روش ها از ویژگی صحیح بودن ابهام فاز هیچگونه استفاده ای نمی شود. در نهایت با توجه به زمان کافی جهت حل ابهام فاز، مقدار برآورد شده به نزدیکترین عدد صحیح گرد می شود.

یکی از انواع روش های هندسی، روش تابع ابهام فاز می باشد. اساس کار این روش، بیشینه سازی

مقدار تابع ابهام فاز می باشد که به صورت زیر بیان می شود (Remondi, 1984).

$$\sum_{k=1}^{n_r} \left| \sum_{j=1}^{n_f} \exp[2\pi i(\varphi_j(t_k) - \rho_j(t_k)/\lambda)] \right| \Rightarrow \text{Maximum} \quad (19)$$

که در آن n_r و n_f به ترتیب یک های زمانی و تعداد ماهواره ها در هر یک می باشد. تاکنون هیچ دلیل ریاضی جهت توجیه بیشینه سازی مقدار تابع ابهام فاز ارائه نشده است (Xu, 2007). هرچند به صورت تجربی اثبات شده است که با گذشت زمان اندازه گیری، مقدار تابع ابهام فاز زیاد می شود (نگاره ۲). امروزه از این روش استفاده چندانی نمی شود.



نگاره ۲- افزایش تابع ابهام فاز در طول مدت زمان اندازه گیری

• ترکیب مشاهدات کد و فاز

اولین بار Melbourne و دیگران در سال 1985 و Wubbena در همان سال به طور مستقل از یکدیگر، ایده ترکیب مشاهدات کد و فاز را به عنوان روشی نوین جهت حل ابهام فاز ارائه کردند. اساس کار در این روش، استفاده از ترکیب تفاضلی مشاهده فاز و کد به صورت زیر است.

$$\Phi_r^* - P_r^* = \lambda N_r^* + dr + \varepsilon \quad (20)$$

که در آن P_r^* و Φ_r^* به ترتیب مشاهده کد و فاز و dr باقیمانده خطاهای مختلف اثر گذار بر مشاهدات می باشند. همانگونه که از معادله (20) پیداست، این ترکیب مستقل از هندسه گیرنده و ماهواره است و به همین دلیل گاهی روش مستقل از هندسه نیز نامیده می شود. در این روش فرض بر این است که مشاهده کد و فاز هم دقت می باشد که در نتیجه این فرض، بایستی گیرنده با سطح نویز پایین جهت اندازه گیری مشاهدات کد موجود باشد. همچنین بسته به قدرت تفکیک مورد نیاز و توانایی حل ابهام فاز به ترتیب از ترکیبات نوار باریک (Narrow lane) و نوار پهن (Wide lane) استفاده می شود. یکی از مهمترین شاخص های این روش، امکان حل ابهام فاز در طول مینا های بلند می باشد. باید توجه نمود که این روش نسبت به خطای چند مسیری حساس می باشد.

• روش های جستجوی ابهام فاز

امروزه این روش ها از متداولترین روش های حل ابهام فاز می باشند. اساس کار در این روش ها استفاده از نظریه برآورد عدد صحیح می باشد. در این روش ها، ابتدا مقادیر ابهام فاز به همراه سایر مجهولات به صورت حقیقی برآورد می شوند، سپس این مقادیر حقیقی به مقادیر صحیح نگاشت می شوند و در آخر نیز سایر پارامترها با توجه به مقادیر صحیح ابهام فاز، تصحیح می شوند. از ویژگی های این روش ها، سریع بودن و در نتیجه قابلیت بکارگیری آنها در روش های تعیین موقعیت کینماتیک می باشد. البته باید توجه داشت که این روشها نیز به خطا های سیستماتیک حساس هستند.

انواع این روش ها در جدول (۴) آمده است. در میان این روش ها، روش FARA و روش LAMBDA از اهمیت بالایی برخوردار هستند و به همین دلیل در ادامه به بررسی روش LAMBDA می پردازیم.

جدول ۴- روش های مختلف جستجوی ابهام فاز برای حل ابهام فاز

| Method | Name | References |
|--|--------|---|
| Least-Squares Ambiguity Search Technique | LSAST | Hatch (1990) |
| Fast Ambiguity Resolution Approach | FARA | Frei and Beutler (1990) |
| Modified Cholesky decomposition | | Euler and Landau (1992) |
| Least-squares AMBIGUITY Decorrelation Adjustment | LAMBDA | Teunissen (1993) |
| Null method | | Martín-Neira et al. (1995); Fernández-Plazaola et al. (2004) |
| Fast Ambiguity Search Filter | FAF | Chen and Lachapelle (1995) |
| Three Carrier Ambiguity Resolution | TCAR | Harris (1997) |
| Integrated TCAR | | Vollath et al. (1998) |
| Optimal Method for Estimating GPS Ambiguities | OMEGA | Kim and Langley (1999) |
| Cascade Integer Resolution | CIR | Jung et al. (2000) |

• برآورد عدد صحیح بروش LAMBDA

اساس این روش بکارگیری روش سرشکنی کمترین مربعات در همبستگی زدایی ابهام فاز است (Teunissen, 1993). در ابتدا برای حل همزمان مجهولات ابهام فاز و سایر مجهولات باید دستگاه معادلات زیر را در نظر گرفت.

$$\underline{y} = \underline{A}x + \underline{A}_N N \quad (21)$$

که در آن \underline{y} بردار کمیت های مشاهداتی نظیر مشاهدات تفاضلی دوگانه، \underline{A} و \underline{A}_N ماتریس های طرح مدل، \underline{N} بردار ابهام فازهای مجهول و \underline{x} بردار سایر پارامترها مجهول نظیر مولفه های طول مبنا یا

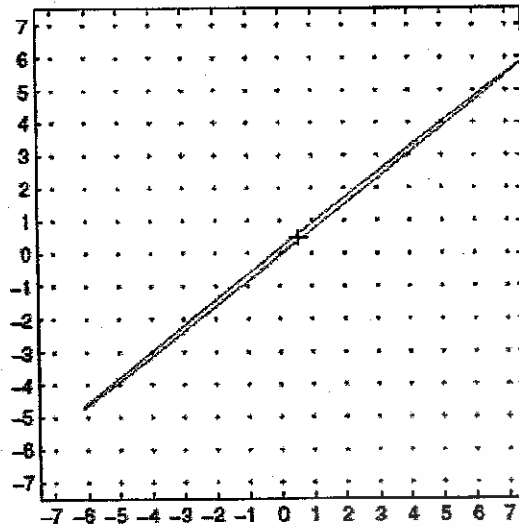
همان بردار اختلاف مختصات ها می باشد. بایستی توجه داشت که در این دستگاه برخی از پارامترها نظیر ابهام فازها، اعدادی صحیح می باشند و نمی توان به شیوه معمول کمترین مربعات، مقادیر آنها را برآورد کرد. همانطور که قبلا گفته شد در مرحله اول مجموعه تمام مجهولات به روش معمول کمترین مربعات برآورد می شوند که به جواب های شناور (float solution) معروف هستند که به همراه ماتریس وریانس کوریانس بردار مجهولات به صورت زیر بیان می شوند.

$$\begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{N} \end{bmatrix}, \underline{C} = \begin{bmatrix} \underline{C}_{\hat{x}} & \underline{C}_{\hat{x}\hat{N}} \\ \underline{C}_{\hat{N}\hat{x}} & \underline{C}_{\hat{N}} \end{bmatrix} \quad (22)$$

حال بایستی یک نگاهت بیابیم که جواب های شناور ابهام فاز را به مقادیر صحیح تبدیل کند. لذا از ایده کمینه سازی وزندار اختلاف جواب های شناور ابهام فاز (\hat{N}) و جواب های صحیح ابهام فاز (N) استفاده می کنیم.

$$(\hat{N} - N)^T \underline{C}_r^{-1} (\hat{N} - N) = \min \quad (23)$$

بنابراین یک راه حل ساده برای نیل به مقصود فوق، گرد کردن هر یک از جواب های شناور به نزدیکترین عدد صحیح بدون در نظر گرفتن همبستگی بین آنها می باشد. اما راه حل مناسب تر، گرد کردن جواب های شناور با در نظر گرفتن همبستگی بین مقادیر ابهام فاز می باشد. معمولاً ماتریس وریانس وریانس \underline{C}_r یک ماتریس پر است که بیانگر همبستگی بین مقادیر ابهام فاز برآورد شده است. در عمل فضای جستجو به علت همبستگی زیاد بین مقادیر شناور ابهام فاز به یک ابر بیضوی بسیار کشیده تبدیل می شود که جستجو را وقت گیر و حتی غیر ممکن می سازد. نمونه چنین فضای جستجو می توان برای حالت دو بعدی در نگاره (۳) دید.



نگاره ۳- فضای جستجو در حالتی که همبستگی بین ابهام فاز های شناور زیاد باشد

هدف در روش LAMBDA یافتن الگوریتمی سریع و در عین حال دقیق می باشد. یک راه حل ممکن، بکارگیری یک تبدیل جهت کاهش همبستگی می باشد. با توجه به متقارن بودن ماتریس وریانس کوریانس، می دانیم که می توان یک تبدیل بدست آورد که به صورت کامل، همبستگی بین مجهولات را از بین ببرد، حال آنکه برای مجاز بودن این تبدیل بایستی اعداد صحیح به اعداد صحیح نگاشته شوند که شرط آن، صحیح بودن همه المان های آن تبدیل است. در نتیجه به صورت کامل نمی توان همبستگی را از بین برد، بلکه تنها می توان آن را کاهش داد. این تبدیل به تبدیل عدد صحیح گوس معروف است.

برای رسیدن به یک ماتریس وریانس کوریانس با همبستگی کاهش یافته می توان از یک ماتریس

تبدیل مانند Z استفاده کرد.

$$\underline{N'} = \underline{Z} \underline{N}$$

(۲۴)

$$\underline{\hat{N}'} = \underline{Z} \underline{\hat{N}}$$

$$\underline{C_{N'}} = \underline{Z} \underline{C_N} \underline{Z}^T$$

البته همانطور که گفته شد، باید توجه نمود که این ماتریس تبدیل ماهیت صحیح بودن ابهام فازها

را حفظ نماید. لذا ماتریس تبدیل Z باید سه شرط زیر را تأمین نماید.

(۱) درایه های ماتریس تبدیل Z باید اعداد صحیح باشند.

(۲) تبدیل باید حجم (فضای جستجو) را حفظ نماید. برای مثال در حالت دو بعدی سطح جستجو

یک بیضی خواهد بود که باید ثابت باقی بماند.

(۳) تبدیل باید حاصل ضرب تمام وریانس های ابهام فازها را کاهش دهد.

تبدیل گوس یکی از تبدیل هایی است که هر سه شرط فوق را داراست که در حالت دو بعدی به

صورت زیر نمایش داده می شود.

$$Z_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \alpha_1 & 1 \end{bmatrix}, \quad \alpha_1 = -INT(\sigma_{\hat{N}_1, \hat{N}_2} / \sigma_{\hat{N}_1}^2) \quad (25)$$

با توجه به این واقعیت که نقش دو ابهام \hat{N}_1 و \hat{N}_2 را می توان با یکدیگر عوض نمود یا به عبارت

بتر فقط یکی از آنها تبدیل نمود، رابطه (۲۵) به صورت زیر هم قابل نمایش است.

$$Z_2 = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_2 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \alpha_2 = -INT(\sigma_{\hat{N}_1, \hat{N}_2} / \sigma_{\hat{N}_2}^2) \quad (26)$$

عملگر INT در روابط (۲۵) و (۲۶) گویای گرد کردن به نزدیکترین عدد صحیح است. چنانچه از

رابطه (۲۶) استفاده نماییم، ابهام فازهای تبدیل یافته از رابطه زیر به دست می آیند.

$$\begin{bmatrix} \hat{N}'_1 \\ \hat{N}'_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -INT(\sigma_{\hat{N}_1, \hat{N}_2} / \sigma_{\hat{N}_2}^2) \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{N}_1 \\ \hat{N}_2 \end{bmatrix} \quad (27)$$

به عنوان یک مثال، در نظر بگیرید که پس از سرشکنی کمترین مربعات، ابهام فازهای شناور و ماتریس وریانس کوریانس آنها به شرح زیر به دست آمده اند.

$$\hat{N} = \begin{bmatrix} \hat{N}_1 \\ \hat{N}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.05 \\ 1.30 \end{bmatrix}$$

$$\underline{C}_{\hat{N}} = \begin{bmatrix} \sigma_{\hat{N}_1}^2 & \sigma_{\hat{N}_1\hat{N}_2} \\ \sigma_{\hat{N}_1\hat{N}_2} & \sigma_{\hat{N}_2}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 53.4 & 38.4 \\ 38.4 & 28.0 \end{bmatrix}$$

از آنجا که وریانس ابهام فاز شناور \hat{N}_1 بزرگتر از \hat{N}_2 است ($\sigma_{\hat{N}_1}^2 > \sigma_{\hat{N}_2}^2$)، ترجیحا ابهام فاز شناور

\hat{N}_2 را بدون تغییر رها کرده و ابهام فاز شناور \hat{N}_1 را بر اساس \underline{Z}_2 تبدیل می کنیم.

$$\alpha_2 = -NT(\sigma_{\hat{N}_1\hat{N}_2} / \sigma_{\hat{N}_2}^2) = -INT(38.4/28.0) = -1$$

$$\underline{Z}_2 = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\underline{C}_{\hat{N}'} = \underline{Z}_2 \underline{C}_{\hat{N}} \underline{Z}_2^T = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 53.4 & 38.4 \\ 38.4 & 28.0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\underline{C}_{\hat{N}'} = \begin{bmatrix} 4.6 & 10.4 \\ 10.4 & 28.0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \hat{N}'_1 \\ \hat{N}'_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -INT(\sigma_{\hat{N}_1\hat{N}_2} / \sigma_{\hat{N}_2}^2) \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{N}_1 \\ \hat{N}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1.05 \\ 1.30 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \hat{N}'_1 \\ \hat{N}'_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.25 \\ 1.30 \end{bmatrix}$$

$$L_k = \begin{bmatrix} r_k \cos f_k \\ r_k \sin f_k \\ 0 \end{bmatrix} \quad (57)$$

۱۱- تبدیل مختصات مداری ماهواره به مختصات فضا چسب:

$$\rho_k = R L_k \quad (57)$$

که ماتریس دوران R به صورت زیر معرفی می شود.

$$R = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i & -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i & \sin \Omega \sin i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i & -\sin \Omega \sin \omega - \cos \Omega \cos \omega \cos i & -\cos \Omega \sin i \\ \sin \omega \sin i & \cos \omega \sin i & \cos i \end{bmatrix}$$

در نهایت برای تبدیل بردار مختصات ماهواره از دستگاه مختصات فضا چسب به دستگاه مختصات زمینی قراردادی از پارامترهای توجیه زمین ($GAST = \theta$) استفاده می شود.

یک توضیح مختصر از ساختار اطلاعات مداری در پیام های ناوبری در فرمت RINEX به صورت زیر در

جدول (۳) دیده می شود. برای توضیح بیشتر به <http://www.ngs.noaa.gov/CORS/Rinex2.html>

مراجعه نمایید.

جدول ۳- ساختار اطلاعات مداری در پیام های ناوبری در فرمت RINEX

| TABLE A4 GPS NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION | | |
|---|--|-------------|
| OBS. RECORD | DESCRIPTION | FORMAT |
| PRN / EPOCH / SV CLK | - Satellite PRN number | I2, |
| | - Epoch: Toc - Time of Clock year (2 digits, padded with 0 if necessary) | 1X, I2.2, |
| | month | 1X, I2, |
| | day | 1X, I2, |
| | hour | 1X, I2, |
| | minute | 1X, I2, |
| | second | F5.1, |
| | - SV clock bias (seconds) | 3D19.12 |
| | - SV clock drift (sec/sec) | |
| | - SV clock drift rate (sec/sec2) | |
| BROADCAST ORBIT - 1 | - IODE Issue of Data, Ephemeris | 3X, 4D19.12 |
| | - Crs (meters) | |
| | - Delta n (radians/sec) | |
| | - M0 (radians) | |
| BROADCAST ORBIT - 2 | - Cuc (radians) | 3X, 4D19.12 |
| | - e Eccentricity | |
| | - Cus (radians) | |
| | - sqrt(A) (sqrt(m)) | |
| BROADCAST ORBIT - 3 | - Toe Time of Ephemeris (sec of GPS week) | 3X, 4D19.12 |
| | - Cic (radians) | |
| | - OMEGA (radians) | |
| | - CIS (radians) | |
| BROADCAST ORBIT - 4 | - i0 (radians) | 3X, 4D19.12 |
| | - Crs (meters) | |
| | - omega (radians) | |
| | - OMEGA DOT (radians/sec) | |
| BROADCAST ORBIT - 5 | - IDOT (radians/sec) | 3X, 4D19.12 |
| | - Codes on L2 channel | |
| | - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! | |
| | - L2 P data flag | |
| BROADCAST ORBIT - 6 | - SV accuracy (meters) | 3X, 4D19.12 |
| | - SV health (bits 17-22 w 3 sf 1) | |
| | - TGD (seconds) | |
| | - IODC Issue of Data, Clock | |
| BROADCAST ORBIT - 7 | - Transmission time of message *) (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) | 3X, 4D19.12 |
| | - Fit interval (hours) (see ICD-GPS-200, 20.3.4.4) | |
| | - Zero if not known | |
| | - spare | |
| | - spare | |
| | - spare | |
| | - spare | |

مدل ریاضی تعیین موقعیت نقطه ای با سنجه فاز (1 اپیک)

برای سنجه فاز در هر لحظه معادله مشاهده ساده شده زیر را مجدداً در نظر می‌گیریم که حاوی مجهولات مختصات ایستگاه (X_i, Y_i, Z_i) ، ابهام فاز اولیه بین گیرنده و ماهواره (N_i') و ساعت گیرنده (δ_i) می‌باشد.

$$\Phi_i'(t) = \rho_i'(t) + \lambda N_i' + c\delta_i(t) \quad (58)$$

فرآیند تعیین موقعیت در این حالت شبیه حالت قبلی است. اگر در معادله فاز حامل جمله $\rho_i'(t)$ را خطی کنیم و سپس عبارات معلوم را به سمت چپ منتقل کنیم به رابطه زیر خواهیم رسید.

$$\Phi_i'(t) - \rho_0'(t) = -\frac{X_i'(t) - X_0}{\rho_0'(t)} \Delta X_i - \frac{Y_i'(t) - Y_0}{\rho_0'(t)} \Delta Y_i - \frac{Z_i'(t) - Z_0}{\rho_0'(t)} \Delta Z_i + \lambda N_i' + c\delta_i(t) \quad (59)$$

با مقایسه معادله فوق با معادله متناظر با آن برای سنجه کد متوجه می‌شویم که تعداد مجهولات بوسیله ابهام های فاز اولیه افزایش پیدا می‌کند. با در نظر گرفتن نمادهایی مشابه حالت سنجه کد برای مشتقات جزئی و اختلاف مشاهدات فاز و فواصل تقریبی، معادله فوق را به صورت زیر نمایش می‌دهیم.

$$I_i'(t) = a_{X_i}' \Delta X_i + a_{Y_i}' \Delta Y_i + a_{Z_i}' \Delta Z_i + \lambda N_i' + c\delta_i(t) \quad (60)$$

که در آن

$$l_i^j(t) = \Phi_i^j(t) - \rho_0^j(t) \quad (61)$$

$$a_{xi}^j = -\frac{X^j(t) - X_0}{\rho_0^j(t)}$$

$$a_{yi}^j = -\frac{Y^j(t) - Y_0}{\rho_0^j(t)}$$

$$a_{zi}^j = -\frac{Z^j(t) - Z_0}{\rho_0^j(t)}$$

حال به طور کلاسیک با در نظر گرفتن چهار ماهواره ($j = 1, 2, 3, 4$) معادلات مشاهدات مربوط به آن را به

صورت زیر می نویسیم

$$l_i^1(t) = a_{xi}^1 \Delta X_i + a_{yi}^1 \Delta Y_i + a_{zi}^1 \Delta Z_i + \lambda N_i^1 + c \delta_i(t) \quad (62)$$

$$l_i^2(t) = a_{xi}^2 \Delta X_i + a_{yi}^2 \Delta Y_i + a_{zi}^2 \Delta Z_i + \lambda N_i^2 + c \delta_i(t)$$

$$l_i^3(t) = a_{xi}^3 \Delta X_i + a_{yi}^3 \Delta Y_i + a_{zi}^3 \Delta Z_i + \lambda N_i^3 + c \delta_i(t)$$

$$l_i^4(t) = a_{xi}^4 \Delta X_i + a_{yi}^4 \Delta Y_i + a_{zi}^4 \Delta Z_i + \lambda N_i^4 + c \delta_i(t)$$

ساختار ماتریسی معادلات فوق به صورت زیر خواهد بود.

$$\underline{L} = \underline{AX} \quad (63)$$

که عناصر \underline{L} ، \underline{A} و \underline{X} به صورت زیر می باشند.

$$\underline{L} = \begin{bmatrix} \Phi_i^1(t) - \rho_0^1(t) \\ \Phi_i^2(t) - \rho_0^2(t) \\ \Phi_i^3(t) - \rho_0^3(t) \\ \Phi_i^4(t) - \rho_0^4(t) \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} X^1(t) - X_0 & Y^1(t) - Y_0 & Z^1(t) - Z_0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & c \\ \rho_0^1(t) & \rho_0^1(t) & \rho_0^1(t) & 0 & \lambda & 0 & 0 & c \\ X^2(t) - X_0 & Y^2(t) - Y_0 & Z^2(t) - Z_0 & 0 & 0 & \lambda & 0 & c \\ \rho_0^2(t) & \rho_0^2(t) & \rho_0^2(t) & 0 & 0 & 0 & \lambda & c \\ X^3(t) - X_0 & Y^3(t) - Y_0 & Z^3(t) - Z_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda & c \\ \rho_0^3(t) & \rho_0^3(t) & \rho_0^3(t) & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda & c \\ X^4(t) - X_0 & Y^4(t) - Y_0 & Z^4(t) - Z_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda & c \\ \rho_0^4(t) & \rho_0^4(t) & \rho_0^4(t) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda & c \end{bmatrix}$$

↓
08 → 08
چهار ماهواره
یکایون

↓
یک گیرنده چهار ماهواره
در همین موقعیت مکانی یک گیرنده داریم
ماهواره و رور و قابل حل نیست با یک

$$X = \begin{bmatrix} \Delta X_i \\ \Delta Y_i \\ \Delta Z_i \\ N_i^1 \\ N_i^2 \\ N_i^3 \\ N_i^4 \\ \delta_i(t) \end{bmatrix}$$

→ استراتژی
مختصات
خطای
خطای
خطای

Y

از معادلات فوق به روشنی پیداست که با چهار معادله مشاهده نمی توان هشت مجهول را بدست آورد. این نکته مشخص می کند که تعیین موقعیت نقطه ای با استفاده از فاز حامل نمی تواند بصورت آنی بکار رود زیرا اضافه نمودن هر ایک باعث افزایش شدن یک مجهول جدید به دلیل خطای ساعت گیرنده می شود. بنابراین برای دو ایک زمانی ۹ مجهول در ازای ۸ معادله مشاهده خواهیم داشت که قابل حل نمی باشد. چنانچه مسئله را برای سه ایک در نظر بگیریم، در آن صورت ۱۲ معادله مشاهده و ۱۰ مجهول خواهیم داشت که به روش سرشکنی کمترین مربعات می توانیم به مجهولات دست یابیم. در این حالت ۱۰ مجهول عبارتند از سه تصحیح مربوط به مختصات گیرنده $(\Delta X_i, \Delta Y_i, \Delta Z_i)$ ، چهار مجهول مربوط به ابهام های فاز اولیه چهار ماهواره $(N_i^1, N_i^2, N_i^3, N_i^4)$ و سه مجهول مربوط به خطاهای ساعت گیرنده در سه ایک $(\delta_i(t_1), \delta_i(t_2), \delta_i(t_3))$. بنابراین با فرض سه ایک مشاهده و توجه به خطاهای باقیمانده در مشاهدات (Z) می توان رابطه زیر را برای سرشکنی تنظیم نمود.

$$\underline{L} + \underline{r} = \underline{A} \underline{X}$$

$$\underline{\hat{X}} = (C^T P A)^{-1} A^T P \underline{L}$$

که در آن عناصر \underline{L} ، \underline{A} و \underline{X} به صورت زیر تغییر می یابند

X

$$\underline{L} = \begin{bmatrix} \Phi_i^1(t_1) - \rho_0^1(t_1) \\ \Phi_i^2(t_1) - \rho_0^2(t_1) \\ \Phi_i^3(t_1) - \rho_0^3(t_1) \\ \Phi_i^4(t_1) - \rho_0^4(t_1) \\ \Phi_i^1(t_2) - \rho_0^1(t_2) \\ \Phi_i^2(t_2) - \rho_0^2(t_2) \\ \Phi_i^3(t_2) - \rho_0^3(t_2) \\ \Phi_i^4(t_2) - \rho_0^4(t_2) \\ \Phi_i^1(t_3) - \rho_0^1(t_3) \\ \Phi_i^2(t_3) - \rho_0^2(t_3) \\ \Phi_i^3(t_3) - \rho_0^3(t_3) \\ \Phi_i^4(t_3) - \rho_0^4(t_3) \end{bmatrix}$$

$$\underline{A} = \begin{bmatrix} a_{x1}^1(t_1) & a_{y1}^1(t_1) & a_{z1}^1(t_1) & \lambda & 0 & 0 & 0 & c & 0 & 0 \\ a_{x1}^2(t_1) & a_{y1}^2(t_1) & a_{z1}^2(t_1) & 0 & \lambda & 0 & 0 & c & 0 & 0 \\ a_{x1}^3(t_1) & a_{y1}^3(t_1) & a_{z1}^3(t_1) & 0 & 0 & \lambda & 0 & c & 0 & 0 \\ a_{x1}^4(t_1) & a_{y1}^4(t_1) & a_{z1}^4(t_1) & 0 & 0 & 0 & \lambda & c & 0 & 0 \\ a_{x1}^1(t_2) & a_{y1}^1(t_2) & a_{z1}^1(t_2) & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & c & 0 \\ a_{x1}^2(t_2) & a_{y1}^2(t_2) & a_{z1}^2(t_2) & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & c & 0 \\ a_{x1}^3(t_2) & a_{y1}^3(t_2) & a_{z1}^3(t_2) & 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & c & 0 \\ a_{x1}^4(t_2) & a_{y1}^4(t_2) & a_{z1}^4(t_2) & 0 & 0 & 0 & \lambda & 0 & c & 0 \\ a_{x1}^1(t_3) & a_{y1}^1(t_3) & a_{z1}^1(t_3) & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c \\ a_{x1}^2(t_3) & a_{y1}^2(t_3) & a_{z1}^2(t_3) & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & 0 & c \\ a_{x1}^3(t_3) & a_{y1}^3(t_3) & a_{z1}^3(t_3) & 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & 0 & c \\ a_{x1}^4(t_3) & a_{y1}^4(t_3) & a_{z1}^4(t_3) & 0 & 0 & 0 & \lambda & 0 & 0 & c \end{bmatrix}$$

۳ اجزای

اجزای $\Phi_i^1, \Phi_i^2, \Phi_i^3, \Phi_i^4$ با هم برابر قطع نشود

این ثابت می ماند

خطای ساعت گیرنده برای هر اجزای با هم برابر است

۱. جدول خارج

اینکه اینها
 Δt Δt Δt

جدول آخر

با افتاد شدن هرگاه هر چه بزرگتر اجسام فای اضافی می شود

$$\underline{X} = \begin{bmatrix} \Delta X_i \\ \Delta Y_i \\ \Delta Z_i \\ N_i^1 \\ N_i^2 \\ N_i^3 \\ N_i^4 \\ \delta_i(t_1) \\ \delta_i(t_1) \\ \delta_i(t_1) \end{bmatrix}$$

از طرفی با توجه به وجود مشاهدات اضافی و وزن های متفاوت برای هر مشاهده (\underline{P}) مجبور به استفاده از روش کمترین مربعات و سرشکنی خطاها هستیم.

$$\hat{\underline{X}} = (\underline{A}^T \underline{P} \underline{A})^{-1} \underline{A}^T \underline{P} \underline{L} \quad (65)$$