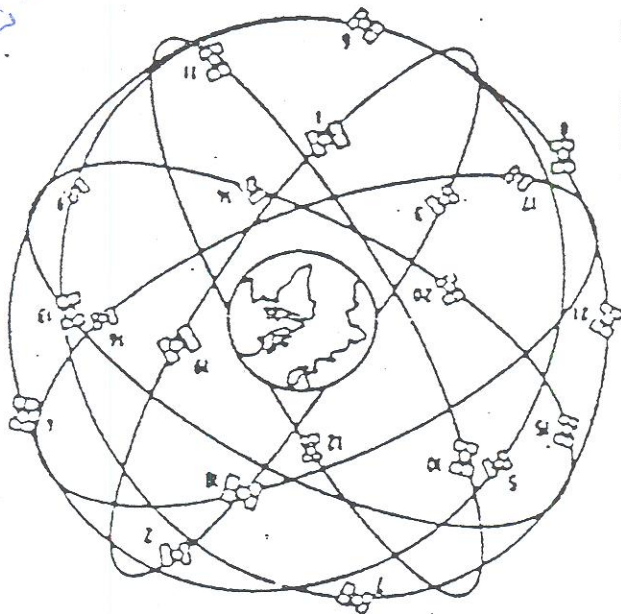


## جزوه درسی

تاریخ ۱۳۰۲

تعارفانہ علوم اسلامی ایران



## تهیه و تنظیم : مهندس مرضیه باعث

گروه نقشه برداری دانشکده فنی دانشگاه تهران

پاییز ۷۹

02/06

Geoff - Cur

## فهرست :

عنوان ..... صفحه

### فصل اول : تعیین موقعیت به کمک روشهای فضایی

- ۱-۱- مفهوم تعیین موقعیت مطلق (نقطه ای) ماهواره ای ..... ۳
- ۲-۱- مفهوم تعیین موقعیت نسبی ماهواره ای ..... ۵
- ۳-۱- هندسه تعیین موقعیت ..... ۶
- ..... Circular LOP-۱ ..... ۶
- ..... Hyperpolical LOP-۲ ..... ۷

### فصل دوم : سیستمهای مختصات و تعیین موقعیت ماهواره ها

- ۱-۲- سیستمهای مختصات کارتزین و تبدیل مختصات ..... ۸
- ۲-۲- سیستمهای مختصات در ژئودزی ماهواره ای ..... ۱۰
- ۱-۲-۲- اثرات پرشش و نویشن ..... ۱۲
- ۲-۲-۲- دوران زمین و حرکت قطبی ..... ۱۳
- ۳-۲- تعیین موقعیت ماهواره ها ..... ۱۵
- ۱-۳-۲- نیروهای وارد بر ماهواره ها ..... ۱۶
- ۲-۳-۲- قانون اول کپلر ..... ۱۷
- ۳-۳-۲- قانون دوم کپلر ..... ۱۷
- ۴-۳-۲- قانون سوم کپلر ..... ۱۸
- ۵-۳-۲- المانیهای مداری کپلری ..... ۱۸
- ۶-۳-۲- موقعیت و سرعت ماهواره ها ..... ۲۰
- ۷-۳-۲- فاصله توپوسنتریک و نرخ فاصله ..... ۲۳

### فصل سوم : مفهوم زمان

- ۱-۳- زمان نجومی (Sidereal Time) ..... ۲۵
- ۲-۳- زمان جهانی (Universal Time) ..... ۲۷
- ۳-۳- زمان دینامیکی ..... ۲۹
- ۴-۳- زمان اتمی ..... ۲۹

### فصل چهارم : انواع سیستمهای تعیین موقعیت ماهواره ای

- ۴-۱- سیستم تعیین موقعیت SLR ..... ۳۱

۳۳	۲-۴- سیستم تعیین موقعیت LLR
۳۴	۳-۴- سیستم تعیین موقعیت VLBI
۳۶	۴-۴- سیستم تعیین موقعیت DORIS
۳۶	۵-۴- سیستم تعیین موقعیت PRARE
۳۷	۶-۴- سیستم تعیین موقعیت و ناوبری داپلر یا ترانزیت
۳۸	۱-۶-۴ اثر داپلر و استفاده از آن در سیستم ترانزیت
۴۳	۷-۴- سیستم تعیین موقعیت GPS
۴۴	۴-۸- سیستم تعیین موقعیت GLONASS
	فصل پنجم: سیستم تعیین موقعیت جهانی GPS
۴۶	۱-۵- مقایسه سیستم GPS با داپلر
۴۶	۲-۵- مشخصه های اصلی سیستم
۴۸	۳-۵- ساختار سیستم GPS
۴۹	۱-۳-۵- بخش فضایی
۵۱	۲-۳-۵- بخش کنترل
۵۲	۳-۳-۵- بخش استفاده کننده
۵۲	۴-۵- محدودیت های سیستم
۵۲	۱-۴-۵- SA Selective availability
۵۳	۲-۴-۵- AS (Anti Spoofing)
۵۳	۳-۴-۵- Anti - Jamming
۵۴	۵-۵- ساختار سیگنال
۵۵	۶-۵- کدها
۵۵	۱-۶-۵- تعریف شبه نویز تصادفی
۵۶	۲-۶-۵- نحوه تولید کد C/A
۵۷	۳-۶-۵- نحوه تولید کد P
۵۸	۴-۶-۵- مدولاسیون کدها
۵۸	۱-۴-۶-۵- انواع مدولاسیون
۵۹	۲-۴-۶-۵- مدولاسیون مورد استفاده در GPS
۵۹	۷-۵- پیام ناوبری
۶۳	۸-۵- افریدها
۶۳	۱-۸-۵- اطلاعات مداری کم دقت یا اطلاعات تقویم نجومی (Almanac data)
۶۴	۲-۸-۵- اطلاعات مداری غیر دقیق (Broadcast ephemeris)



۶۷	۵-۸-۳- اطلاعات مداری دقیق (Precise ephemeris)
۶۸	۵-۹- گیرنده
۶۹	۵-۹-۱- آنتن
۷۰	۵-۹-۱-۱- انواع آنتنها
۷۲	۵-۹-۲- بخش RF
۷۳	۵-۹-۳- بلوک ردیابی سیگنالها
۷۵	۵-۹-۴- واحد ورودی دستورات و واحد نمایش
۷۵	۵-۹-۵- واحد خروجی - ذخیره داده ها
۷۶	۵-۹-۶- منبع نیرو
۷۶	۵-۹-۷- میکروپروسسور
۷۶	۵-۱۰- انواع گیرنده ها
۷۷	۵-۱۰-۱- گیرنده های شبه فاصله کد C/A
۷۷	۵-۱۰-۲- گیرنده های موج حامل کد C/A
۷۸	۵-۱۰-۳- گیرنده های کد P
۷۸	۵-۱۰-۴- گیرنده های CODE CORRELATION
۷۹	۵-۱۰-۵- گیرنده های CODELESS
۸۰	۵-۱۰-۱- گیرنده های SQUARING
۸۱	۵-۱۰-۲- گیرنده های CROSS CORRELATION
۸۱	۵-۱۰-۶- گیرنده های تک فرکانسه
۸۲	۵-۱۰-۷- گیرنده های دو فرکانسه
۸۲	۵-۱۰-۸- گیرنده های CONTINUOUS
۸۲	۵-۱۰-۹- گیرنده های SWITCHING
۸۲	۵-۱۰-۱-۹- گیرنده های MULTIPLEXING
۸۳	۵-۱۰-۲-۹- گیرنده های FAST SEQUENCING
۸۳	۵-۱۰-۳-۹- گیرنده های SLOW SEQUENCING
۸۵	۵-۱۱- معادلات مشاهدات
۸۵	۵-۱۱-۱- مشاهدات شبه فاصله
۸۷	۵-۱۱-۲- مشاهدات فاز موج حامل
۹۰	۵-۱۱-۳- مشاهدات داپلر یا نرخ فاز موج حامل
۹۰	۵-۱۱-۴- ترکیبات خطی مشاهدات
۹۱	۵-۱۱-۴-۱- تفاضلی یگانه بین ابرها



۹۲	۵-۱۱-۴-۲- تفاضلی یگانه بین گیرنده ها
۹۴	۵-۱۱-۴-۳- تفاضلی یگانه بین ماهواره ها
۹۵	۵-۱۱-۴-۴- تفاضلی دوگانه گیرنده - زمان
۹۶	۵-۱۱-۴-۵- تفاضلی دوگانه ماهواره - زمان
۹۶	۵-۱۱-۴-۶- تفاضلی دوگانه گیرنده - زمان
۹۸	۵-۱۱-۴-۷- تفاضلی سه گانه گیرنده - ماهواره - زمان
۹۹	۵-۱۲- خطاهای موجود در GPS و نحوه برخورد با آنها
۱۰۰	۵-۱۲-۱- میزان تاثیر بایاسها در اندازه گیری
۱۰۰	۵-۱۲-۲- بایاسهای ماهواره ها
۱۰۰	۵-۱۲-۲-۱- بایاس ساعت ماهواره
۱۰۱	۵-۱۲-۲-۲- بایاس اطلاعات مداری ماهواره ای
۱۰۲	۵-۱۲-۳- بایاس ایستگاهها
۱۰۲	۵-۱۲-۳-۱- بایاس ساعت گیرنده
۱۰۳	۵-۱۲-۳-۲- عدم اطمینان در مختصات ایستگاههای ردیابی
۱۰۳	۵-۱۲-۴- بایاس وابسته به مشاهدات
۱۰۳	۵-۱۲-۴-۱- بایاس گسترش سیگنال
۱۰۳	۵-۱۲-۴-۱-۱- تاخیر یونسفری
۱۰۶	۵-۱۲-۴-۱-۲- تاخیر تروپوسفری
۱۰۸	۵-۱۲-۴-۲- بایاس اپنم فاز
۱۱۰	۵-۱۲-۵- خطای SA
۱۱۰	۵-۱۲-۶- خطای چندمسیری (multipath)
۱۱۲	۵-۱۲-۷- خطای cycle slip
۱۱۵	۵-۱۲-۸- جابجایی مرکز فاز آنتن
۱۱۵	۵-۱۳- ضریب تعدیل دقت (Dilution Of Precision)
۱۱۷	۵-۱۴- طراحی
۱۱۷	۵-۱۴-۱- انتخاب محل ایستگاه
۱۱۸	۵-۱۴-۲- تعیین ایتیم پریرود مشاهدات
۱۲۱	۵-۱۴-۳- شناسایی منطقه
۱۲۱	۵-۱۴-۴- ساختمان سازی
۱۲۲	۵-۱۵- سرشکنی مدل‌های ریاضی GPS
۱۲۲	۵-۱۵-۱- خطی کردن مدلها

## عنوان ..... صفحه

۱۲۳	۵-۱۵-۲- مدل خطی برای تعیین موقعیت مطلق با شبه فاصله
۱۲۴	۵-۱۵-۳- مدل خطی برای تعیین موقعیت مطلق با فاز موج حامل
۱۲۵	۵-۱۵-۴- مدل خطی برای تعیین موقعیت نسبی
۱۲۷	۵-۱۵-۵- سرشکنی شبکه
۱۲۷	۵-۱۵-۱- حل خط مبنا (Single Baseline Solution)
۱۲۷	۵-۱۵-۲- حل چند نقطه ای (Multipoint Solution)
۱۲۸	۵-۱۵-۳- حل خط مبنا در مقایسه با حل چند نقطه ای
۱۲۸	۵-۱۶- فرمت RINEX
۱۲۹	۵-۱۷- تعیین موقعیت استاتیک و کینماتیک
۱۳۰	۵-۱۷-۱- تعیین موقعیت نیمه کینماتیک یا ایست - رو
۱۳۱	۵-۱۷-۲- تعیین موقعیت شبه کینماتیک
۱۳۲	۵-۱۷-۳- مقایسه کلی بین تعیین موقعیت استاتیک و کینماتیک
۱۳۳	۵-۱۸- تعداد مجهولات و مشاهدات در روشهای مختلف تعیین موقعیت
۱۳۵	۵-۱۹- سیستم تعیین موقعیت آنی DGPS
۱۳۷	۵-۲۰- دقتهای قابل حصول در سیستم GPS
۱۳۷	۵-۲۱- سیستم تعیین موقعیت و ناوبری GLONASS
۱۴۱	مراجع

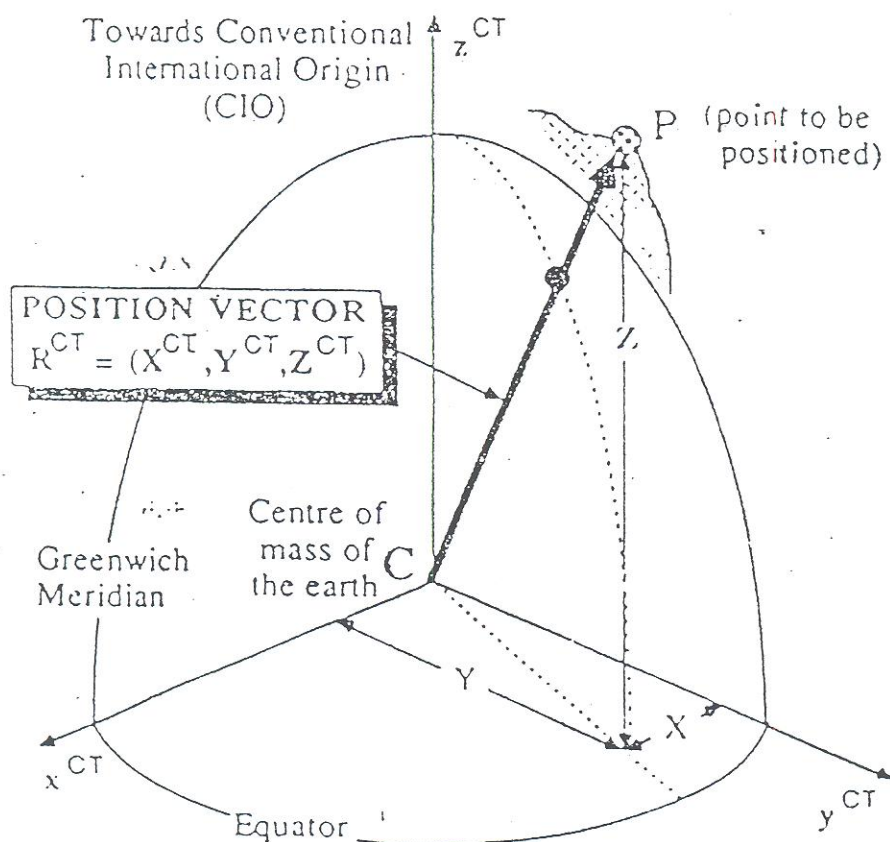
# فصل اول

تعیین موقعیت

به کمک روشهای فضایی



تعیین موقعیت می تواند نسبت به یک نقطه یا به صورت مطلق در یک سیستم مختصات که معمولاً ژئوسنتریک در نظر گرفته می شود ، انجام شود . به عبارت دیگر موقعیت می تواند :  
 - در یک سیستم مختصات که معمولاً سیستم ژئوسنتریک (سیستمی به مبدا مرکز ثقل زمین) در نظر گرفته می شود ، با سه مولفه مختصاتی تعریف گردد. (تعیین موقعیت مطلق یا نقطه ای absolute positioning or point positioning)

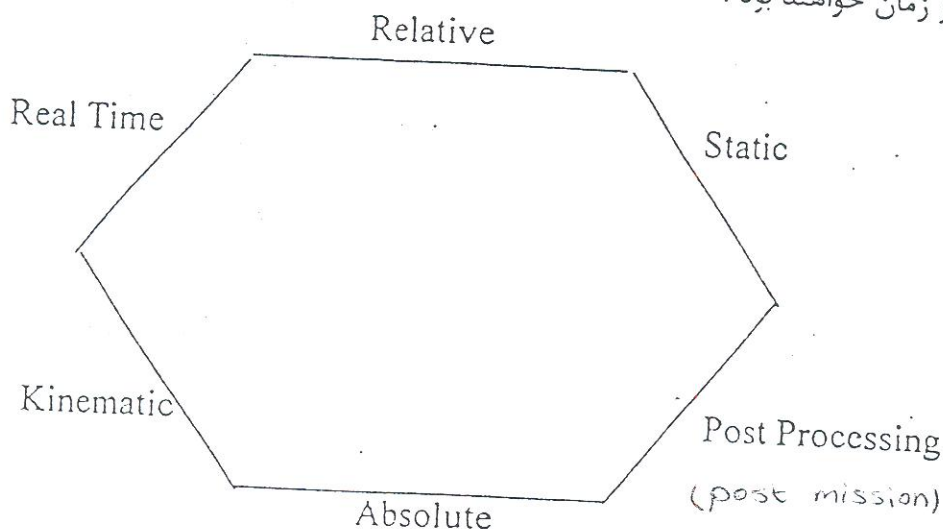


This particular coordinate system is the  
**CONVENTIONAL TERRESTRIAL SYSTEM (CT)**

شکل ۱-۱: تعیین موقعیت مطلق

real time positioning و اگر موقعیت طی یک سری پردازشهای بعدی در دفتر کار بدست آید آنرا تعیین موقعیت به روش post processing یا post mission می نامند.

نکته: اگر تعیین موقعیت نسبی به روش کینماتیک انجام شود، در رابطه شماره (۱)  $R_{2,0}$  و  $\Delta R_{12}$  هر دو تابعی از زمان خواهند بود.



شکل ۱-۳: انواع روشهای تعیین موقعیت

## ۱-۱- مفهوم تعیین موقعیت مطلق (نقطه ای) ماهواره ای:

هدف تعیین موقعیت نقطه  $i$  (محل استقرار آنتن نام) می باشد (تعیین بردار  $R_i$ ). بردار موقعیت  $i$  (موقعیت ماهواره) معمولاً از طریق سیگنالهای ارسال شده از ماهواره ها برای ما معلوم است (تعیین و پیش بینی موقعیت ماهواره ها که تابعی از زمان هستند منوط به در دسترس بودن اطلاعات دقیق از دینامیک ماهواره ها و نیروهای وارد بر آنها است). موقعیت ماهواره ها عموماً در سیستمهای ماهواره ای به کمک سازندگان سیستم تعیین و پیش بینی شده و به صورت real-time در اختیار استفاده کنندگان قرار می گیرد. همچنین می توان این اطلاعات مداری را با ایجاد شبکه ای از ایستگاههای ردیابی یا موقعیت معلوم (tracking station) به صورت post mission بدست آورد. و همچنین مشاهده ما می باشد که تکنیکهای ماهواره ای مختلف به طرق مختلف این فاصله را اندازه گیری می کنند. لذا با معلوم بودن  $R_i$  و مشاهده  $R_j$  داریم:

گیرنده و خطا در اطلاعات مداری ارسالی موجب کاهش دقت می شوند (که به تفصیل در جای خود در این مورد بحث خواهد شد).

## ۱-۲- مفهوم تعیین موقعیت نسبی ماهواره ای :

(در تعیین موقعیت نسبی برخی خطاها که موجب کاهش دقت در تعیین موقعیت رادیویی می شوند مانند تاخیر اتمسفری ، drift ساعت ماهواره و گیرنده و ... ) کاهش یافته و یا حذف می گردد .  
اگر به کمک دو گیرنده با بردارهای موقعیت  $R_1$  (معلوم) و  $R_2$  (نامعلوم) به یک ماهواره (ماهواره زام) مشاهداتی انجام دهیم ، داریم :

$$R_1 = r^j - e_1^j \rho_1^j$$

$$R_2 = r^j - e_2^j \rho_2^j$$

$$\Delta R_{12} = R_2 - R_1 = \Delta e_{12}^j \rho_{12}^j$$

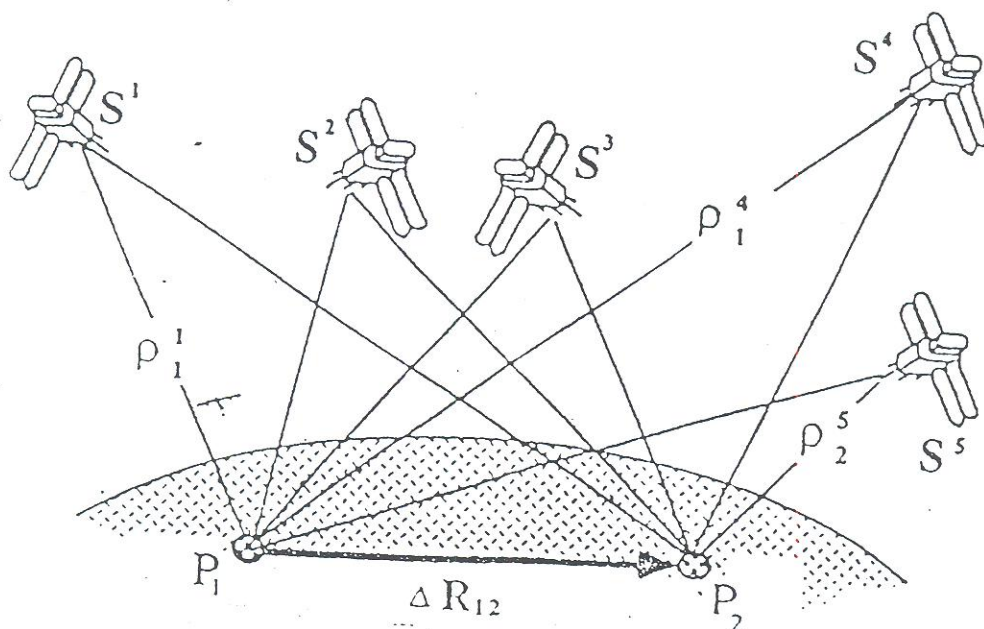
$$\Delta e_{12}^j f_{12}$$

$$f_{12} \rightarrow ?$$

$$\Delta e_{12} \rightarrow ?$$

(۳-۱)

در اینجا نیز در حالت استاتیک نیاز به حداقل مشاهده به سه ماهواره به طور همزمان یا مشاهده به یک ماهواره در سه اپک زمانی می باشد و در حالت کینماتیک نیاز به مشاهده همزمان به حداقل سه ماهواره داریم (بدون در نظر گرفتن خطای ساعت) .



شکل ۵-۱: تعیین موقعیت نسبی ماهواره ای



اشکال سیستم : همزمان نگه داشتن ساعت ایستگاه معلوم و مجهول . لذا در این روش نیاز به ساعتی اتمی دقیق می باشد که غالباً گران قیمت هستند .

۲-Hyperpolical LOP : اگر  $d_1$  و  $d_2$  فواصل بین یک ایستگاه مجهول و دو ایستگاه معلوم ،  $t_0$  و  $t_1$

بیانگر زمان ارسال موج در ایستگاههای معلوم و  $t_2$  زمان دریافت موج در ایستگاه مجهول باشد ، داریم :

$$d_1 = c\Delta t_1 = c(t_2 - t_0 + dt)$$

$$d_2 = c\Delta t_2 = c(t_2 - t_1 + dt)$$

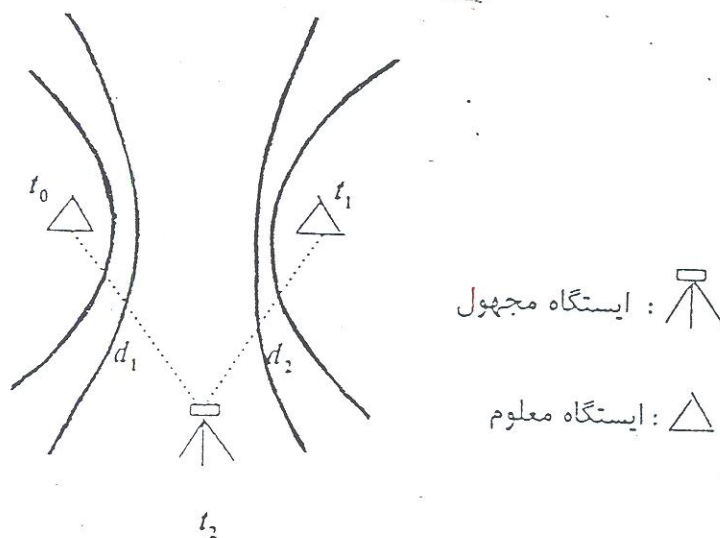
(۴-۱)

که در آن  $dt$  خطای همزمانی ساعتی ایستگاههای معلوم و مجهول بوده که در حالت کلی مجهول می باشد . با توجه به معادله فوق داریم :

$$d_2 - d_1 = c(t_2 - t_0 + dt) - c(t_2 - t_1 + dt) = c(t_1 - t_0)$$

(۵-۱)

یعنی آنچه در این روش مشاهده می شود اختلاف فاصله ( $d_2 - d_1$ ) می باشد نه خود فواصل .



شکل ۱-۷ : تعیین موقعیت به روش Hyperpolical LOP

از آنجاییکه مکان هندسی نقاطی که تفاضل فواصل آنها از دو نقطه معلوم به یک فاصله است ، هذلولی می باشد ، لذا موقعیت مجهول ما روی یک هذلولی حرکت خواهد نمود . برای ثابت نمودن موقعیت نیاز به ایستگاه معلوم سوم است . از تقاطع دو هذلولی موقعیت مجهول بدست می آید .

hyperboloid : هذلولی سه بر سر

فصل حوی

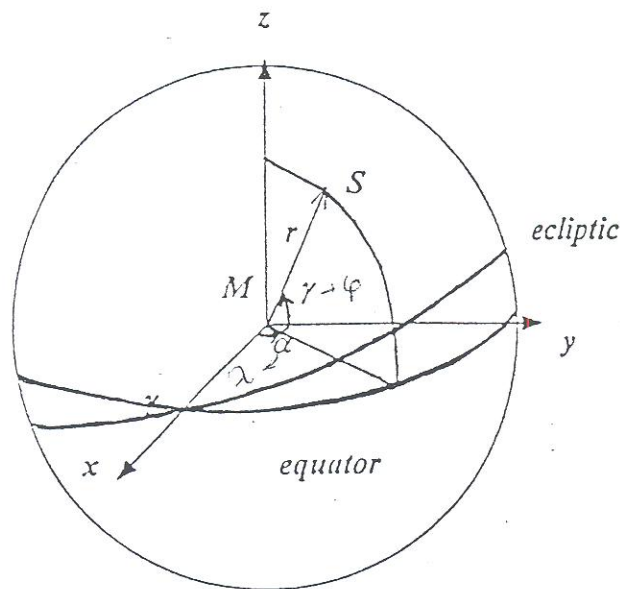
$$R(\alpha, \beta, \gamma) = \begin{pmatrix} 1 & \gamma & -\beta \\ -\gamma & 1 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 1 \end{pmatrix}$$

(۷-۲)

## ۲-۲- سیستمهای مختصات در ژئودزی ماهواره ای :

در ژئودزی ماهواره ای دو نوع سیستم مورد نیاز است :

- یک سیستم مرجع اینرشیا ثابت در فضا<sup>۱</sup> (CIS) برای تشریح حرکت ماهواره ها
  - یک سیستم مرجع زمینی فیکس شده به زمین<sup>۲</sup> (CTS) برای بیان موقعیت ایستگاههای مشاهدات و
- برای تشریح نتایج حاصل از ژئودزی ماهواره ای .



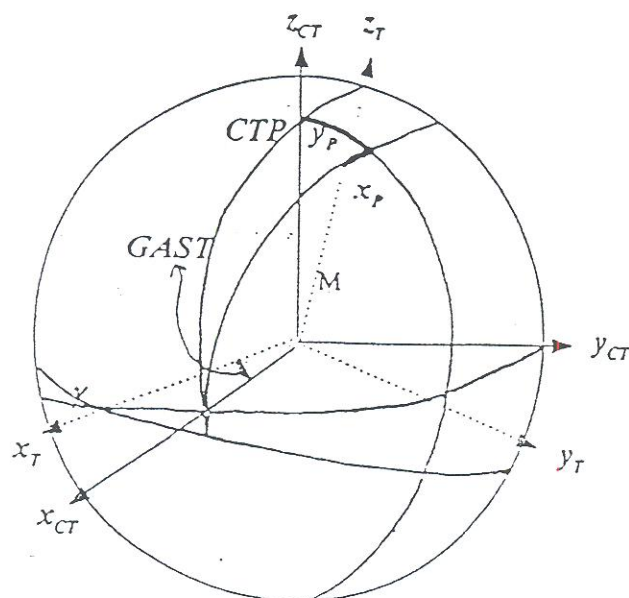
شکل ۲-۲: سیستم استوایی مورد استفاده در نجوم

قوانین حرکت نیوتن تنها در یک سیستم مرجع اینرشیا صادقند ، یعنی در سیستمی که یا در فضا ساکن باشد و یا دارای حرکت یکنواخت بدون هیچ شتابی باشد . تئوری حرکت برای ماهواره های مصنوعی نسبت به چنین سیستمی توسعه یافته است . سیستم استوایی (equatorial system) داده شده

1- Conventional Inertial System

2- Conventional Terrestrial System





شکل ۲-۴: سیستم لحظه ای واقعی و سیستم متوسط قراردادی

در شکل فوق محور  $z_{CT}$  به سمت CTP (قطب زمینی قراردادی) و محور  $x_{CT}$  به سمت نصف النهار متوسط گرینویچ<sup>۱</sup> توجیه شده است. رابطه بین موقعیت قطب واقعی و قطب زمینی قراردادی (CTP) معمولاً از طریق مختصات قطب ( $x_m, y_m$ ) مشخص می شود و توجیه محور  $x_{CT}$  بستگی مستقیم به دوران زمین دارد و از طریق زمان نجومی واقعی گرینویچ (GAST) تعیین می شود. ماتریسی که سیستم لحظه ای ثابت در فضا را به سیستم زمینی بین المللی تبدیل می کند، عبارت است از:

$$S = R_3(-x_m) R_1(-y_m) R_3(GAST) \quad (۱۳-۲)$$

که:

$$R_3(GAST) = \begin{pmatrix} \cos(GAST) & \sin(GAST) & 0 \\ -\sin(GAST) & \cos(GAST) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (۱۴-۲)$$

و به علت کوچک بودن زوایا:

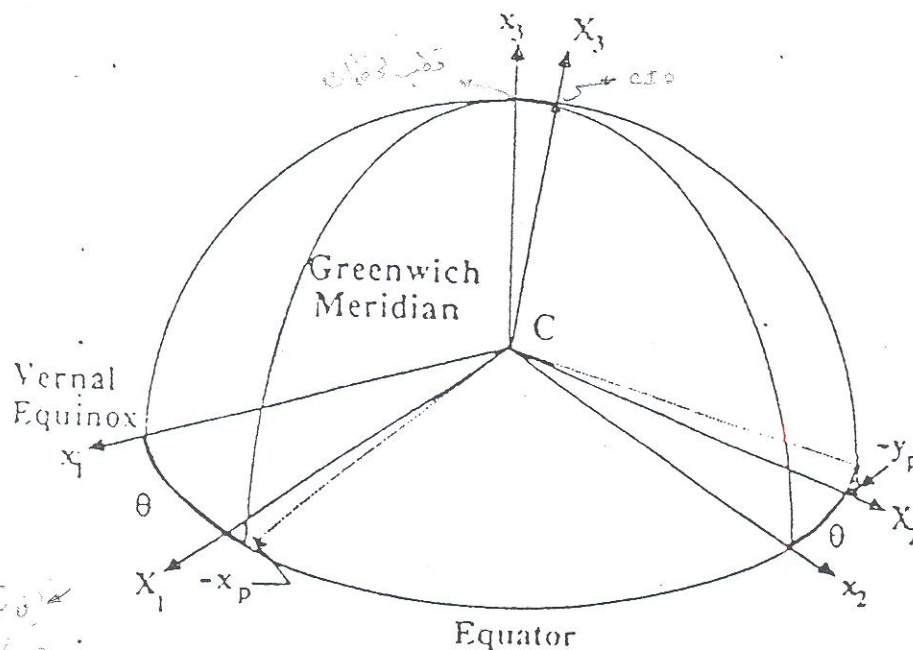
<sup>۱</sup> نصف النهار گرینیچ است که حرکت فیزیکی و تغییرات فیزیکی محور دوران زمین در آن تصحیح شده است و زمان بر اساس این نصف النهار تعریف می شود.

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

$$= \begin{pmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{pmatrix}$$

(۱۵-۲)

## ۲-۳- تعیین موقعیت ماهواره ها :



شکل ۵-۲: سیستمهای RA و CT (در شکل سیستم مختصات  $X_1, X_2, X_3$  معرف سیستم  
CT و سیستم  $x_1, x_2, x_3$  معرف سیستم RA و  $\theta$  همان GAST می باشد)

(بررسی دینامیک ماهواره ها از طریق قوانین نیوتن انجام می گیرد) که این قوانین در سیستمی اینترشیا صادق می باشد. بنابراین، اولین گام در بیان حرکت ماهواره ها، تعریف سیستم مختصات اینترشیا مناسب است. ما معمولاً سیستم RA (Right Ascension) را به عنوان سیستم مرجع انتخاب می کنیم. توجه سیستم RA نسبت به ستارگان فیکس حدود  $1^\circ$  در سال، به واسطه حرکت پریودیک محور دوران زمین و صفحه اکتپتیک تغییر می کند. ارتباط بین سیستمهای RA و CT به صورت زیر می باشد:

- بخش متغیر میدان ثقل زمین : ناشی از جزر و مد و دیگر تغییر شکل‌های زمین صلب و اقیانوسها .  
در میان این نیروها ، مهمترین نیرو ، نیروی جاذبه ثقلی زمین می باشد . جاذبه ثقلی زمین را می توان به دو بخش تفکیک نمود :

- بخش اصلی که بخش مرکزی نامیده می شود و به صورت شعاعی است .  
- بخش غیر مرکزی

بخش مرکزی جاذبه ثقلی سه مرتبه بزرگتر از بخش غیر مرکزی و دیگر نیروهاست . بنابراین در بیان حرکت ماهواره ها ، میدان مرکزی ثقلی نقش اساسی را بازی می کند ، در حالیکه نیروهای باقیمانده تغییرات خیلی کوچکی در حرکت ایجاد می کنند .  
(از آنجاییکه حرکت ماهواره ها از قوانین کپلری پیروی می کنند ، لذا به جاست که مروری به این قوانین داشته باشیم .

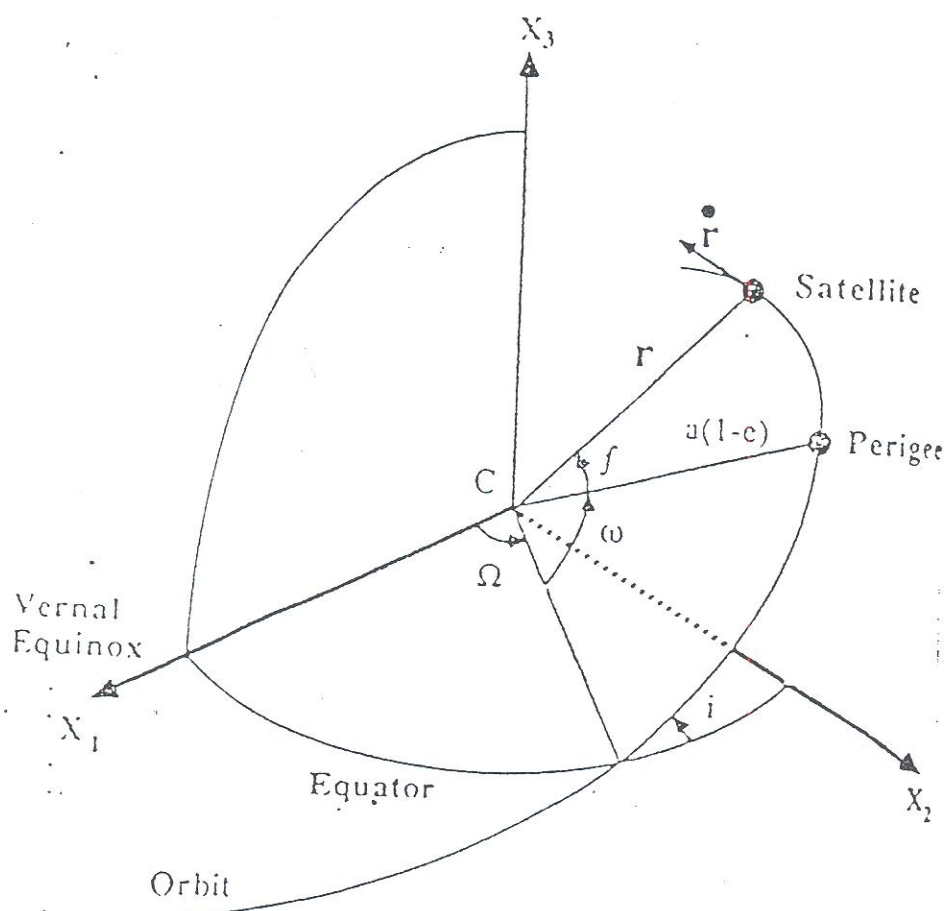
## ۲-۳-۲- قانون اول کپلر :

حرکت ماهواره های ایده آل که تنها تحت تاثیر میدان مرکزی جاذبه زمین قرار دارد ، حرکت کپلری نامیده می شود . قوانین کپلر برای یک میدان نیروی مرکزی معتبرند . مشخصه های اصلی حرکت کپلری عبارتند از :  
- حرکت در یک سیستم اینرشیا (یا نسبتا اینرشیا) تعریف می شود . مدار ماهواره بیضی شکل است که زمین در یکی از کانونهای آن قرار دارد .  
- نزدیکترین و دورترین نقاط مدار به مرکز جرم زمین که به ترتیب perigee و apogee نامیده می شوند ، در فضای اینرشیا ساکن هستند .  
- اندازه و شکل مدار بیضی شکل ثابت است .  
مورد اول یعنی : مدار حرکت ماهواره ها بیضی شکل است که زمین در یکی از کانونهای آن قرار دارد ، قانون اول کپلر نامیده می شود .

## ۲-۳-۳- قانون دوم کپلر :

قانون دوم کپلر سرعت ماهواره در یک مدار بیضی شکل را بیان می کند : بردار شعاعی ماهواره (یعنی خط اتصال مرکز زمین تا ماهواره) مساحت مساوی را در زمانهای مساوی طی می کند (این قانون علتی برای ثابت بودن انرژی مجموع یک ماهواره در طول مسیر خود می باشد . یک ماهواره دو نوع انرژی دارد : انرژی پتانسیل و انرژی کینماتیک . انرژی پتانسیل تنها متاثر از میدان جاذبی است و در نزدیکترین نقطه به زمین (یعنی در perigee) حداقل و در apogee حداکثر مقدار را دارد . انرژی





شکل ۲-۸: المانهای مداری کپلری

میدان ثقل را نیز احساس می کنند که میزان تاثیر این نامنظمی های ثقل در مدار آنها، بستگی به ارتفاع آنها دارد.

حرکت کپلری برحسب ۶ پارامتر توصیف می شود. باید توجه داشت که این ۶ پارامتر برحسب شرایط مسئله انتخاب می شوند. یک مجموعه از این پارامترها، به المانهای کپلری معروف هستند که در تعیین موقعیت ماهواره ها استفاده می شوند. این پارامترها عبارتند از:

۱- بعد نقطه گره ای صعودی ( $\Omega$ ): زاویه ژئوسنتریک بین نقطه گره ای صعودی و نقطه ورنال در صفحه استوایی

توضیح: صفحه استوا و صفحه مسیر ماهواره یکدیگر را در دو نقطه قطع می نمایند که به نقاط گره ای معروفند. یکی از این نقاط که در آن ماهواره در حال افزایش ارتفاع، استوا را قطع می کند، نقطه گره ای صعودی نامیده می شود.

۲- زاویه میل ماهواره ( $i$ ): زاویه بین صفحات استوایی و مداری

۳- آرگومان پریجی ( $\omega$ ): زاویه بین امتدادهای نقطه گره ای صعودی و پریجی در صفحه مداری

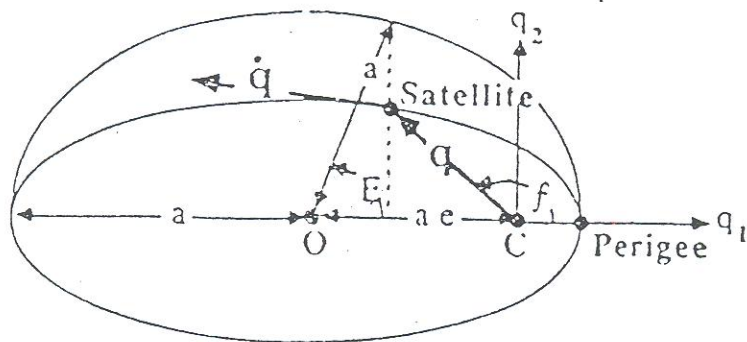
۴- نصف محور بزرگ مدار ماهواره (a)

۵- خروج از مرکزیت مدار (e)

۶- یک المان که موقعیت ماهواره را روی مدار بیضی شکل تشریح نماید (معمولا آنومالیها استفاده می شوند)

المانهای کپلری  $\Omega$  و  $i$  توجیه صفحه مداری را در فضا،  $\omega$  موقعیت نقطه پریجی را در مدار و  $a$  و  $e$  اندازه و شکل مدار را تعیین می کنند.

۲-۳-۶- موقعیت و سرعت ماهواره ها:



شکل ۲-۹: موقعیت و سرعت ماهواره در سیستم مداری

با داشتن المانهای کپلری برای یک ماهواره، بردارهای موقعیت و سرعت ماهواره می تواند در هر زمان تعیین شود. برای این منظور ما نیاز داریم که ارتباط موقعیت ماهواره را در هر لحظه نسبت به زمان بدانیم. این مسئله می تواند با استفاده از یکی از سه آنومالی زیر تعیین شود:

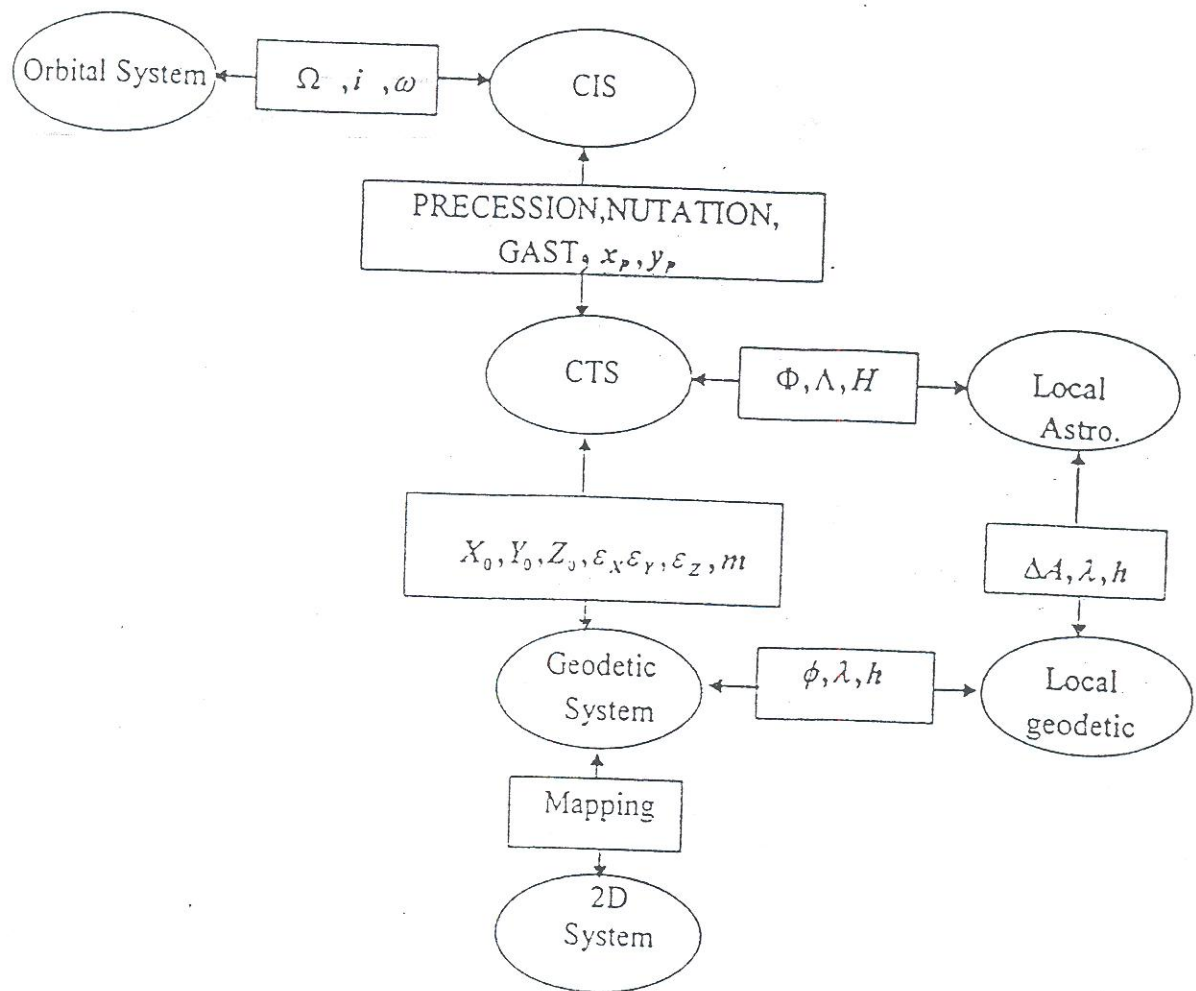
- آنومالی واقعی  $f$  (True Anomaly): زاویه ژئوسنتریک بین نقطه پریجی و ماهواره  
- آنومالی خارج از مرکزی  $E$  (Eccentric Anomaly): زاویه ای به مرکز مدار و بین نقطه پریجی و تصویر ماهواره روی دایره ای به شعاع  $a$  (نصف محور بزرگ مدار)  
- آنومالی متوسط  $M$  (Mean Anomaly): آنومالی مربوط به یک ماهواره فرضی است که با سرعت زاویه ای یکنواخت در مدار حرکت می کند.

$$M = n(t - t_p)$$

$$n = \left(\frac{\mu}{a^3}\right)^{\frac{1}{2}}$$

(۲-۱۸)

$$\mu = 3.986003 \times 10^{14} \text{ m}^3 \text{ sec}^{-2}$$



- موقعیت و سرعت ماهواره در سیستم مداری :

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

$$q = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}^{OR} = \frac{na}{(1-e\cos E)} \begin{bmatrix} -\sin E \\ \sqrt{1-e^2} \cos E \\ 0 \end{bmatrix}$$

(۲۴-۲)

- موقعیت و سرعت ماهواره در سیستم RA (یا AP) :

$$\text{موقعیت} = R_3(-\Omega)R_1(-i)R_2(-\omega)q$$

(۲۵-۲)

$$\text{سرعت} = R_3(-\Omega)R_1(-i)R_2(-\omega)\dot{q}$$

فصل سوم

مفهوم زمان



اهمیت زمان در ژئودزی ماهواره ای بدان جهت است که موقعیت ماهواره ها و همچنین موقعیت نقاط زمینی به لحاظ حرکت پلیمها (در کاربردهای بسیار دقیق مانند ژئودینامیک) تابعی از زمان هستند. برای اندازه گیری زمان ابتدائاً نیاز به انتخاب یک واحد زمانی مناسب می باشد. همچنین مقیاس زمانی و وسیله اندازه گیری زمان و مقیاس زمانی یکی دیگر از ملزومات در این راستا است. در این مبحث سعی شده برخی از زمانهای مهم و معمول در ژئودزی معرفی گردد.

(Sidereal Time)

### ۳-۱- زمان نجومی :

زمان نجومی عبارت است از زاویه ساعتی نقطه اعتدال بهاری ( $\gamma$ )

یادآوری : زاویه ساعتی : زاویه بین نصف النهار گذرنده از نقطه مورد نظر با نصف النهار محل (نصف النهار ناظر) در جهت عقربه های ساعت

قبل از تعریف زمانهای مختلف نجومی لازم است با برخی مفاهیم آشنا شویم :

- نقطه  $\gamma$  حقیقی ( $\gamma_r$ ) : نقطه ورنالی است که هم تحت تاثیر حرکت پرسشن می باشد و هم تحت

تاثیر حرکت نوتیشن. *حرکت نوتیشن = nutation*

- نقطه  $\gamma$  متوسط ( $\gamma_m$ ) : عبارت است از نقطه اعتدال بهاری که حرکت پرسشن دارد اما حرکت

نوتیشن در آن تصحیح شده است. (نقطه ورنال در امتداد طول نجومی تحت تاثیر نوتیشن است و می

دانیم که داول نجومی با زمان در ارتباط است.)

- روز حقیقی نجومی : عبارت است از فاصله بین دو عبور متوالی نقطه ورنال حقیقی از نصف النهار

محل *(در صورتی که نقطه ورنال به نصف النهار می رسد)*

- روز متوسط نجومی : عبارت است از فاصله بین دو عبور متوالی نقطه ورنال متوسط از نصف النهار

محل

جهت اهداف عملی ، یک مبنای زمانی نیاز است که با حرکت روزانه ظاهری خورشید مطابقت داشته باشد . اساس تعریف زمان جهانی ، خورشید است .

مفاهیم اساسی :

- خورشید واقعی : ستاره ای با حرکت سالیانه غیر یکنواخت که در واقعیت گاهی از صفحه اکلپتیک خارج شده و به صورت حرکت فنری شکل به دور زمین دوران می کند.
- خورشید متوسط : ستاره ای است فرضی با حرکت سالیانه یکنواخت حول استوا که یک دور کامل استوا را تقریباً در زمانی معادل با یک دور کامل خورشید واقعی حول زمین طی می کند . به عبارت دیگر خورشید فرضی است که در صفحه استوایی با سرعت ثابت حرکت می کند .
- روز حقیقی خورشیدی : فاصله بین دو عبور متوالی خورشید واقعی از نصف النهار محل .
- روز متوسط خورشیدی : فاصله بین دو عبور متوالی خورشید متوسط از نصف النهار محل .

بر اساس اینکه در تعریف زمان از خورشید واقعی استفاده شود یا از خورشید متوسط انواع زمانهای زیر را خواهیم داشت :

- زمان حقیقی <sup>1</sup>(TT) : عبارت است از زاویه ساعتی خورشید واقعی + ۱۲ ساعت
- زمان حقیقی گرینویچ <sup>2</sup>(GTT) : عبارت است از زاویه ساعتی خورشید واقعی به مبدا گرینویچ + ۱۲ ساعت
- زمان متوسط <sup>3</sup>(MT) : عبارت است از زاویه ساعتی خورشید متوسط + ۱۲ ساعت
- زمان متوسط گرینویچ <sup>4</sup>(GMT) یا زمان جهانی <sup>5</sup>(UT) : زمان متوسط گرینویچ یا زمان جهانی عبارت است از زاویه ساعتی خورشید متوسط به مبدا گرینویچ به علاوه ۱۲ ساعت . (برای اهداف عملی روز از نیمه شب آغاز می شود)

$$UT = 12h + \text{زاویه ساعتی خورشید متوسط به مبدا گرینویچ}$$

اختلاف بین طول روزها در دو سیستم زمانی نجومی و جهانی به صورت زیر است :

$$(55.909^s - 3^m - 1^s) \text{ روز متوسط خورشیدی} = 1 \text{ روز متوسط نجومی}$$

سیستمهای زمانی جهانی و نجومی هر دو متکی به دوران زمین هستند و بنابراین در معرض نامنظمی های ایجاد شده در اثر موارد زیر هستند :

- 1- True Time
- 2- Greenwich True Time
- 3- Mean Time
- 4- Greenwich Mean Time
- 5- Universal Time

بین المللی<sup>۱</sup> (IAT) و همچنین UT1 و UT2 دارد. (این سیستم هم به بهترین نحوی با UT1 و دوران زمین توافق دارد و هم واحد زمانی منظمی است.)

$$IAT - UTC = DUT = cte$$

(۲-۳)

$$UT1 - UTC = DUT1 \leq 0.7 \text{ s}$$

(۳-۳)

### ۳-۳- زمان دینامیکی :

(سیستمهای زمانی هستند که براساس حرکت سیارات در منظومه شمسی تعریف می شوند.)  
- زمان دینامیکی باریسنتر (BDT): یک زمان اینرشیا است که به عنوان متغیر زمان در معادلات حرکت اجرام سماوی استفاده می شود.

- زمان دینامیکی شبه اینرشیا زمینی (TDT): سابقا زمان افریز نامیده می شد و برای تکمیل معادلات دینامیکی حرکت مداری ماهواره های اطراف زمین به کار برده می شوند.

UTC هر زمان اتمی است که در مدار زمین به کار برده می شود.  
برای حفظ شرط در از تاب مارکس استفاده می کنند:  
 $|UT1 - UTC| < 0.9^s$

### ۳-۴- زمان اتمی :

این سیستم زمانی براساس پریود ارتعاشات الکترومغناطیسی اتم سزیم ۱۳۳ تعریف می شود. در سال ۱۹۶۷، کمیته بین المللی اوزان و مقادیر<sup>۲</sup> (SI) ثانیه اتمی را به صورت زیر تعریف نمود:  
"ثانیه عبارت است از ۹۱۹۲۶۳۱۷۷ برابر دوره تناوب تابش مربوط به انتقال در سطح تراز حالت بنیادی اتم سزیم ۱۳۳."

برخی زمانهای تعریف شده بر این اساس عبارتند از :

(UTC: چون در مسائل نجومی به زمان UT1 که به دوران زمین وابسته است، نیاز می باشد و از طرفی این زمان، زمان یکنواخت و منظمی نیست، لذا زمانی تعریف شد که هم در ارتباط با دوران زمین و هم در ارتباط با زمانهای اتمی بود که این سیستم زمانی همان UTC می باشد و واحد زمان آن همان

1- International Atomic Time  
2- International system of units

UTC هم به دوران زمین وابسته است، هم به زمان اتمی - معیار دیگر ارتباط دهد. زمان اتمی به دوران زمین وابسته

## فصل چهارم

### انواع سیستمهای

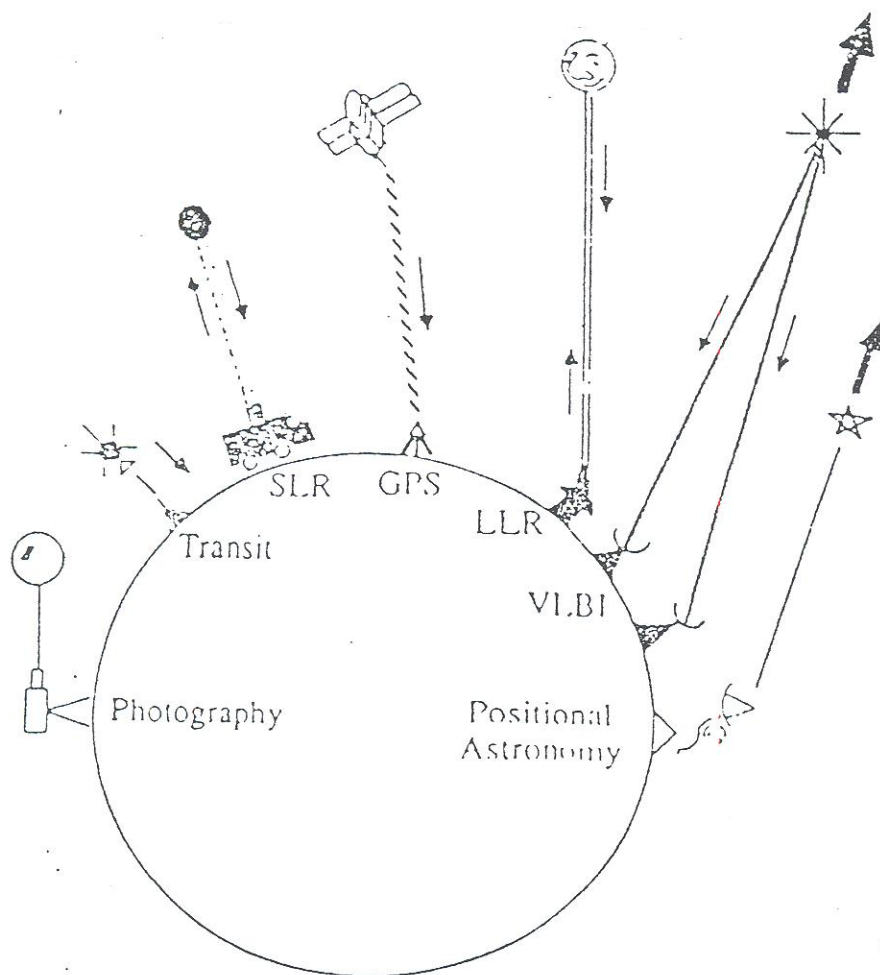
### تعیین موقعیت ماهواره ای



## فصل پنجم

سیستم تعیین موقعیت جهانی

GPS



شکل ۴-۱: انواع سیستمهای تعیین موقعیت

یک سیستم تعیین موقعیت ماهواره ای سیستمی است که با استفاده از امواج ارسالی یا منعکس شده از اجرامی که به دور زمین در گردش هستند، موقعیت نقاط در سطح یا در نزدیکی سطح زمین را تعیین می کند. در این جزوه برخی از این سیستمها به طور مختصر معرفی خواهند شد.

(Satellite Laser Ranging)

۴-۱- سیستم تعیین موقعیت SLR :

(از این سیستم در تعیین موقعیت مطلق نقاط استفاده می شود). اساس تعیین موقعیت در این سیستم به صورت زیر می باشد :

- تعیین جزر و مد اقیانوسی و جزر و مد زمین صلب : ایجاد مدل‌های جزر و مدی جهانی ، تعیین ساختار درونی زمین
- تعیین دقیق مدارات ماهواره ها

#### ۲-۴- سیستم تعیین موقعیت LLR : (Lunar Laser Ranging)

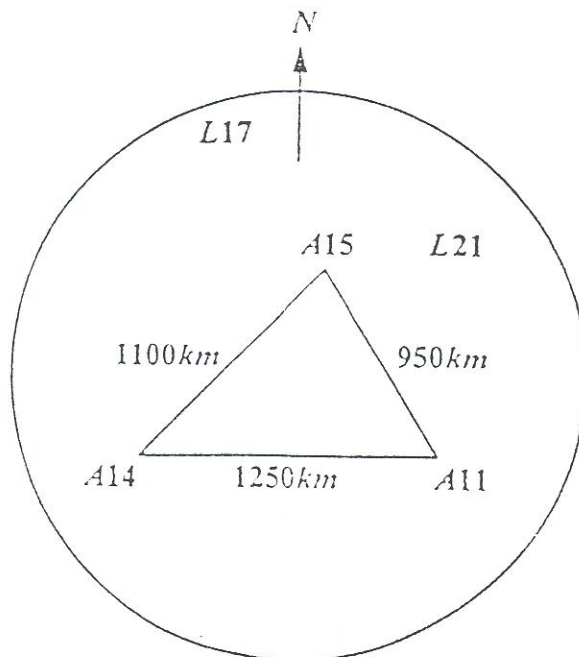
( این سیستم مشابه سیستم SLR است با این تفاوت که retro-reflector ها در این سیستم بر روی ماه نصب شده اند.) از سال ۱۹۶۹ به بعد تعیین فواصل دقیق بین ایستگاههای زمینی و ماه به کمک تکنیکهای فاصله یابی لیزری امکان پذیر شد . سه دسته retro-reflector در سطح ماه توسط Apollo11 ، Apollo14 و Apollo15 نصب گردید :

Apollo11 ۱۰۰ رفلکتور

Apollo14 ۱۰۰ رفلکتور

Apollo15 ۳۰۰ رفلکتور

این سه دسته رفلکتور یک مثلث به ابعاد ۹۵۰ ، ۱۱۰۰ ، ۱۲۵۰ کیلومتر را تشکیل می دادند . دو رفلکتور L21 و L17 نیز بعدا به این سری افزوده شد .

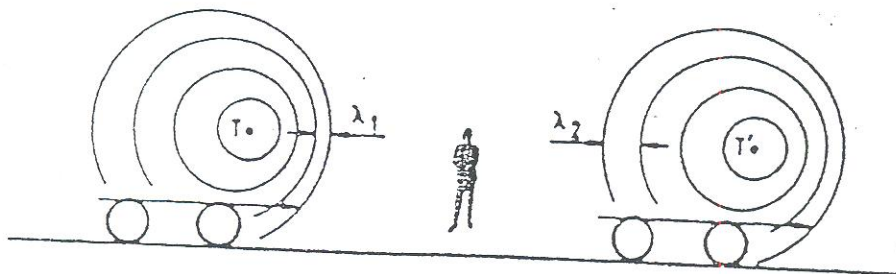


شکل ۲-۴ : رفلکتورهای لیزری نصب شده روی سطح ماه

#### ۴-۶-۱- اثر داپلر و استفاده از آن در سیستم ترانزیت :

##### - مفهوم اثر داپلر

تعریف اثر داپلر به بیان ساده : اگر یک فرستنده موج و یک گیرنده موج در دسترس باشد ، چنانچه این دو نسبت به هم ساکن باشند ، هیچ تغییری در فرکانس دریافتی مشاهده نمی گردد . اما به محض اینکه فرستنده یا گیرنده شروع به حرکت نماید ، با توجه به اینکه با چه سرعتی نسبت به هم دور یا نزدیک می شود ، فرکانس دریافتی نسبت به فرکانس ارسالی تغییر می کند . به این پدیده (یعنی تغییر فرکانس در اثر حرکت) Doppler Shift می گویند .



شکل ۴-۴ : شیفت داپلر

تشریح کلاسیک این اثر بدین صورت است که اگر منبع و مشاهده کننده به هم نزدیک شوند ، فرکانس افزایش می یابد و بر عکس اگر منبع و مشاهده کننده از هم دور شوند فرکانس کاهش می یابد . اگر سرعت نسبی منبع و مشاهده کننده خیلی کمتر از سرعت نور باشد (که در عمل نیز همیشه صادق است) فرکانس دریافتی به طور تقریبی عبارت است از :

$$f_r \approx f_s \left(1 - \frac{1}{c} \frac{ds}{dt}\right) \quad (3-4)$$

آنگاه منبع و مشاهده کننده به هم نزدیک می شوند  $\frac{ds}{dt} < 0 \rightarrow f_r > f_s$  ۱- نزدیک می شوند

۲- دور می گردند  $\frac{ds}{dt} > 0 \rightarrow f_r < f_s$

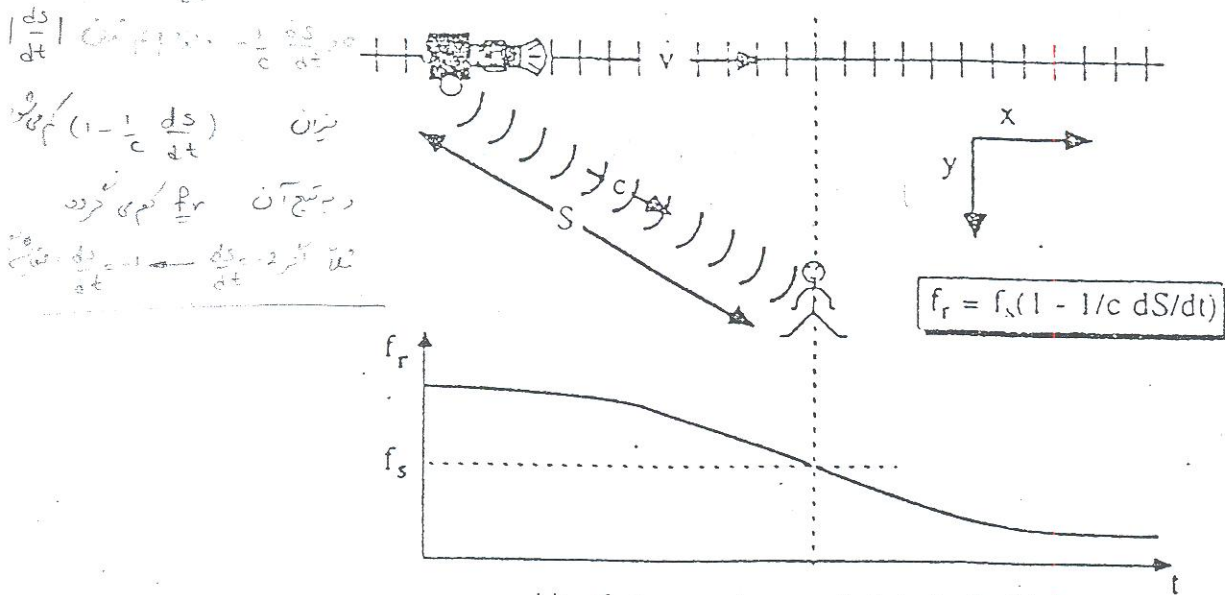
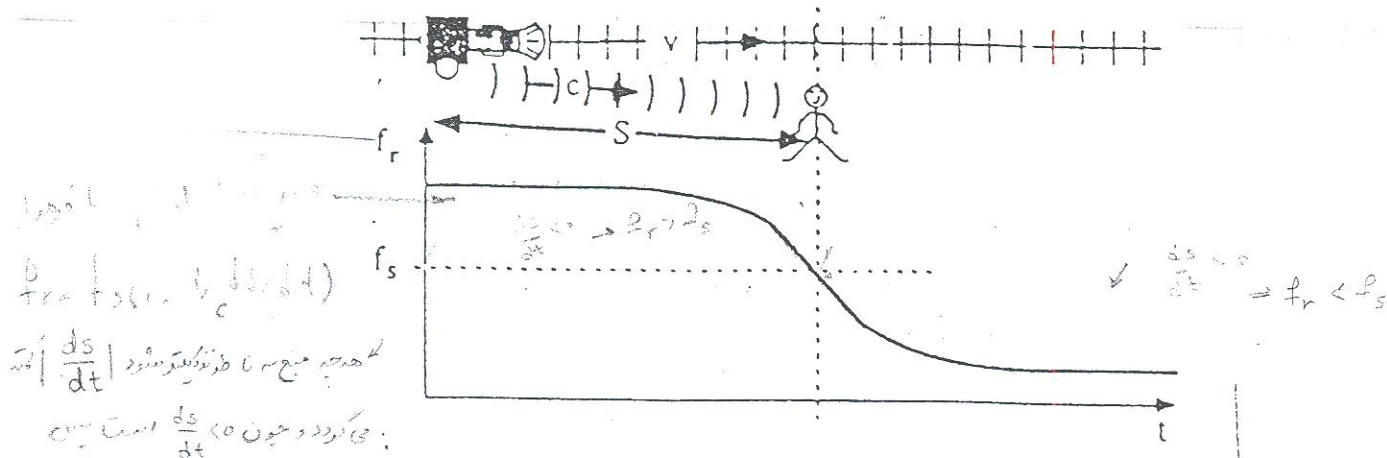
که  $f_r$  فرکانس منبع ،  $s$  فاصله بین منبع و مشاهده کننده و  $\frac{ds}{dt}$  نرخ فاصله می باشد . با استفاده از فرمول فوق و با دانستن  $f_r$  می توان موقعیت مشاهده کننده را در یک سیستم مختصات دو بعدی تعیین نمود (شکل ۴-۵) . (محور  $x$  در امتداد حرکت متحرک و محور  $y$  عمود بر آن)

شیفت داپلر ناشی از اثر داپلر همچنین می تواند به صورت تابعی از زمان مانند دیاگرام شکل ۴-۶ مطرح شود :

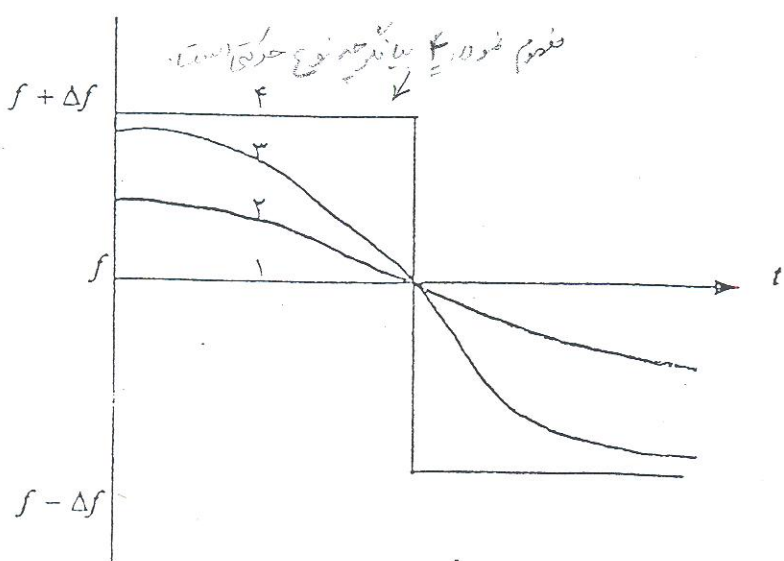
در این دیاگرام :

- محور  $x$  می تواند اثر داپلر در مورد مشاهده کننده مطرح





شکل ۴-۵: اصل تعیین موقعیت به کمک داپلر



شکل ۴-۶: دیاگرام نمایش اثر داپلر به صورت تابعی از زمان

$f_g = 400 \text{ MHz}$  در گیرنده تولید می شود :

$f_r$  در گیرنده دریافت می شود :

$f_s = 399.968 \text{ MHz}$  در ماهواره ساخته می شود :

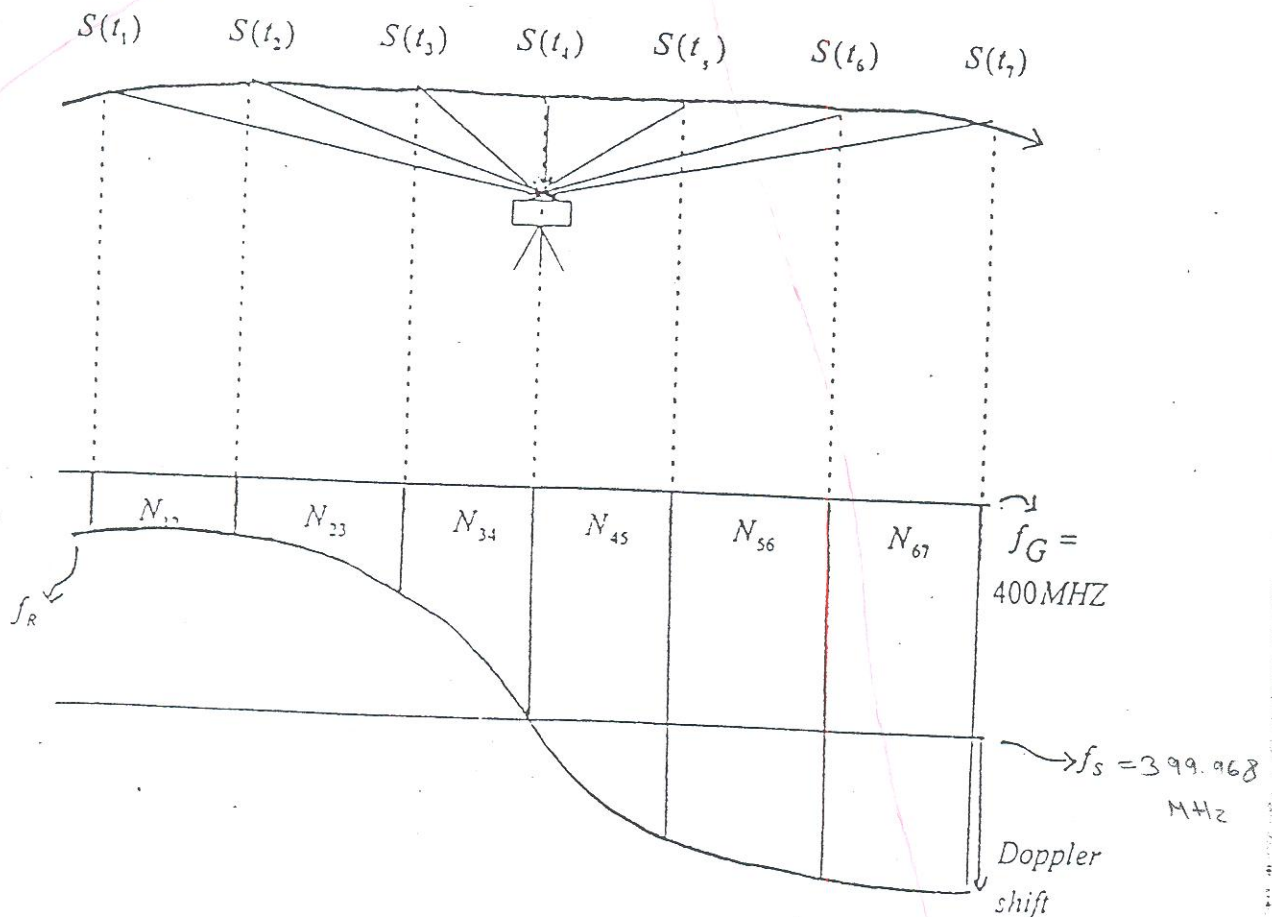
$f_g$  ساخته شده در  $f_r$  ضرب می شود ، از ضرب این دو فرکانس ، یک فرکانس مجموع و یک فرکانس تفاضل بدست می آید . آنچه مطلوب ماست فرکانس تفاضل است که به آن فرکانس بیت (Beat Frequency) می گویند ، لذا فیلتری قرار می دهیم تا فرکانس مجموع را حذف نماید .

$$\cos \alpha_1 \cdot \cos \alpha_2 = \sin(\alpha_1 + \alpha_2) \cdot \sin(\alpha_1 - \alpha_2)$$

$$|f_{beat} = f_g - f_r|$$

پس در واقع کمیت مشاهداتی ما همان فرکانس بیت می باشد .

نکته : علت اینکه  $f_g$  را دقیقاً برابر  $f_r$  تولید نمی کنند : چون هنگامی که ماهواره از بالای ایستگاه عبور می کند مقدار شیفت داپلر تغییر علامت می دهد ، برای سهولت تجزیه و تحلیل  $f_g$  را به صورتی تولید می نمایند که مقدار داپلر کانت یا به عبارت دیگر فرکانس بیت همواره دارای یک علامت باشد .



شکل ۴-۷: اندازه گیری شیفت داپلر در سیستم ترانزیت (داپلر کانت مساحت محدود به دو

منحنی  $f_g$  و  $f_r$  می باشد) مجموع فرکانس های داپلر دایره ای مشخص

یعنی مجموع فرکانسهای دریافت شده در فاصله زمانی  $(t_1 + \frac{R_1}{c}, t_2 + \frac{R_2}{c})$  مساوی با مجموع فرکانسهای ارسالی در فاصله زمانی  $(t_1, t_2)$  است. که با توجه به اینکه علامت به طور پیوسته در این فاصله زمانی ارسال و دریافت شده اند، این امر صادق است. در واقع این مسئله اصل ثابت بودن سیکلها (ft) را در این فواصل زمانی نشان می دهد.

در نتیجه داریم:

$$N = \int_{t_1 + \frac{R_1}{c}}^{t_2 + \frac{R_2}{c}} f_g dt - \int_{t_1}^{t_2} f_s dt = f_g \left[ \left( t_2 + \frac{R_2}{c} \right) - \left( t_1 + \frac{R_1}{c} \right) \right] - f_s (t_2 - t_1)$$

$$\Rightarrow N = \frac{f_g}{c} (R_2 - R_1) + (f_g - f_s)(t_1 - t_2)$$

$$R_1 = \sqrt{(x'_{(t_1)} - x_R)^2 + (y'_{(t_1)} - y_R)^2 + (z'_{(t_1)} - z_R)^2}$$

$$R_2 = \sqrt{(x'_{(t_2)} - x_R)^2 + (y'_{(t_2)} - y_R)^2 + (z'_{(t_2)} - z_R)^2}$$

در رابطه فوق:  $t_1$  و  $t_2$  مشخص هستند (ماهواره های داپلر هر ۲ دقیقه یکبار اطلاعات را ارسال می کند)،  $f_g$  و  $f_s$  نیز معلومند و  $N$  نیز اندازه گیری می شود، لذا می توان  $R_2 - R_1$  را بدست آورد (و این فاصله را می توانیم با مقیاس های دیگر هم اندازه گیری کنیم).  
 که با معلوم بودن موقعیت ماهواره (که در پیغامهای ناوبری موجود است) می توان به موقعیت ایستگاه دست یافت. جهت تعیین موقعیت سه بعدی ایستگاه نیاز به سه مشاهده می باشد. ضمناً این سیستم یک سیستم ناوبری نیز می باشد و در ناوبری کشتیها، هواپیماها، وسائط نقلیه زمینی و ... کاربرد دارد.

معایب سیستم:

- این سیستم از روش Hyperpolical LOP استفاده می کند و کانونها به فاصله ۱۱۰۰ کیلومتر از سطح زمین قرار دارند، لذا استحکام کافی ندارد.
- فاصله ۱۱۰۰ کیلومتر فاصله کمی است و ثقل زمین روی این فاصله نزدیک اثر می گذارد.
- سیستم منقطع است و هر ۲ دقیقه یکبار موج ارسال می کند و همچنین تعداد ماهواره های آن نیز کم می باشد (مدت زمانی که می توان یک ماهواره را در افق دید داشت: در استوا نزدیک به ۲ ساعت و در قطب حدود ۳ دقیقه و به طور متوسط بین ۱۶ تا ۲۰ دقیقه)، لذا تعداد معادلات مشاهدات کم است.
- دقت ناوبری در این سیستم پایین می باشد.

## ۴-۷- سیستم تعیین موقعیت و ناوبری GPS:

(Global Positioning System)

به علت معایب عنوان شده در سیستم ترانزیت، وزارت دفاع آمریکا تصمیم به ایجاد سیستمی گرفت که تقریباً کلیه قابلیتهای ترانزیت را داشته و معایب آنرا نیز برطرف نماید. این سیستم ~~سیستم GPS~~ است که به تفصیل در فصل بعدی توضیح داده خواهد شد.

به لحاظ معایبی که سیستم داپلر داشت (معایب سیستم : ۱- این سیستم از روش Hyperpolical LOP استفاده می کند و کانونها به فاصله ۱۱۰۰ کیلومتر از سطح زمین قرار دارند ، لذا استحکام کافی ندارد . ۲- فاصله ۱۱۰۰ کیلومتر فاصله کمی است و ثقل زمین روی این فاصله نزدیک اثر می گذارد . ۳- سیستم منقطع است و هر ۲ دقیقه یکبار موج ارسال می کند و همچنین تعداد ماهواره های آن نیز کم می باشد ، لذا تعداد معادلات مشاهدات کم است . ۴- دقت ناوبری با این سیستم پایین می باشد .) سیستم تعیین موقعیت دیگری توسط وزارت دفاع آمریکا<sup>۱</sup> (DOD) ایجاد گردید که تقریباً معایب داپلر را پوشش می داد . این سیستم ، سیستم تعیین موقعیت و ناوبری GPS (NAVSTAR<sup>۲</sup> GPS SYSTEM) نامیده شد .

( در این سیستم ۲۴ ماهواره در ۶ صفحه مداری تقریباً دایره ای با زاویه میل ۵۵ درجه و پریود ۱۲ ساعت در ارتفاع حدود ۲۰۲۰۰ کیلومتری از سطح زمین قرار دارند . آرایش ماهواره ها به گونه ای است که حداقل ۴ ماهواره در ۲۴ ساعت شبانه روز ، در هر نقطه از جهان در معرض دید قرار داشته باشند . برحسب قرار داشتن در موقعیتهای مختلف در سطح زمین و زمانهای مختلف شبانه روز ، تعداد ماهواره های قابل مشاهده در افق دید ناظر بین حداقل ۴ ماهواره و حداکثر ۸ ماهواره می باشد ) با توجه به تعداد بیشتر ماهواره ها و ارتفاع بیشتر آنها در مقایسه با سیستم داپلر ، می توان به بهبود تعیین موقعیت این سیستم در مقایسه با داپلر پی برد .

---

1- Department Of Defense

2- NAVigation Satellite Time And Ranging



نکته :

سیگنالهای GPS در باند L (بین ۱ تا ۲ گیگاهرتز) قرار دارند . علت انتخاب سیگنالها در این باند عبارتند از :

۱- برای رسیدن به دقت سانتیمتر/ثانیه برای سرعت (که از اندازه گیری شیف دایر بدست می آید) نیاز به امواج با طول موج حدود سانتیمتر است .

۲- امواج در مسیر سیر خود از ماهواره به زمین تحت تاثیر عوامل زیادی منجمه اثر یونسفر هستند . میزان تاثیر یونسفر بستگی به فرکانس موج دارد ، هرچه فرکانس امواج بیشتر باشند میزان این اثر کمتر خواهد بود . از طرفی نمی توان فرکانس را خیلی بزرگ اختیار نمود ، زیرا میرایی سیگنال در فرکانسهای بالا زیاد است ، لذا امواج را در باند L اختیار می کنند ، اما با این وجود هنوز یونسفر حدود ۳۰ متر روی سیگنال L1 ایجاد خطا می کند . برای به حداقل رساندن این اثر ، ماهواره دو سیگنال ارسال می دارد ، با اندازه گیری دو موج و مقایسه آنها حذف تقریباً کل اثر امکان پذیر است .

علت اینکه کدها روی امواج حامل مدوله می شوند : امواجی که ماهواره ها ارسال می کنند امواجی سینوسی هستند . این امواج نمی توانند در تعیین موقعیت به صورت real - time استفاده شوند . زیرا گرچه اندازه گیری فاز یک سیگنال خاص از یک موج حامل به دقت امکان پذیر است ، اما یافتن تعداد سیکلهای موج مشکل می باشد (بعداً خواهیم دید که به این مورد ابهام در فاز گویند) لذا تعیین موقعیت به صورت real - time به کمک اندازه گیری فاز موج حامل امکان پذیر نیست ، به همین دلیل کدها روی امواج حامل مدوله می شوند . تعیین موقعیت به صورت real - time به کمک این کدها امکان پذیر است .

- اساس تعیین موقعیت در این سیستم :

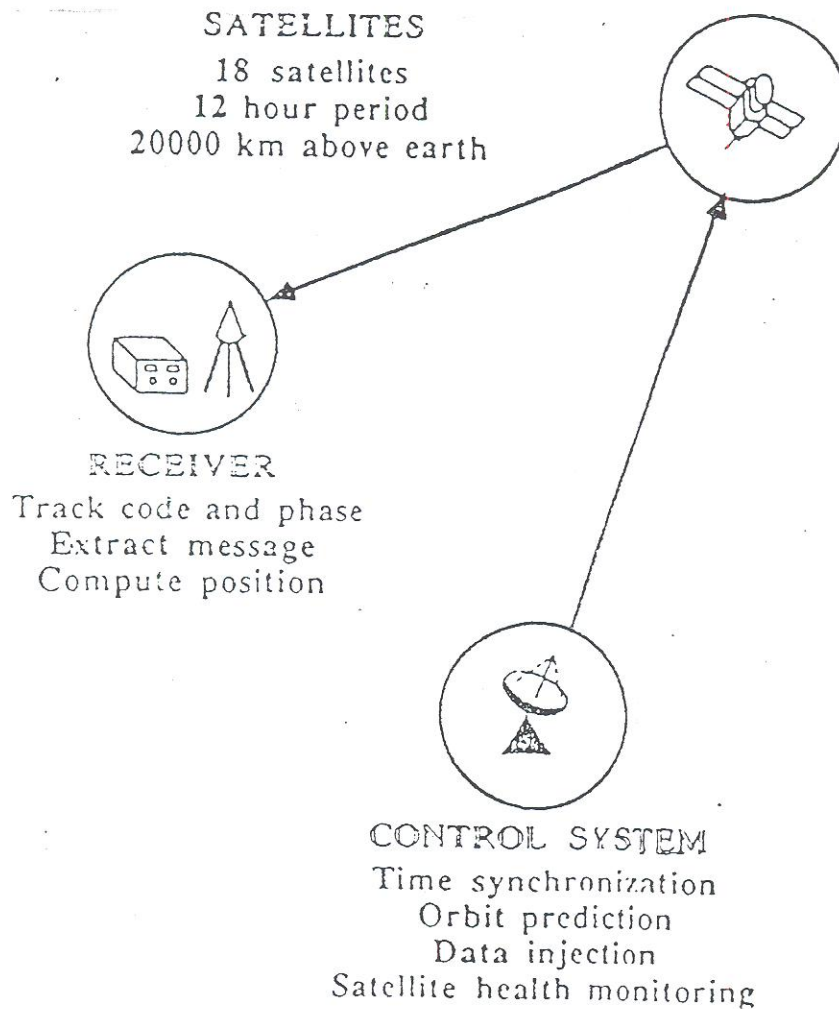
توسط ماهواره دو سیگنال L1 و L2 که کدها و پیغامهای ناوبری روی آنها مدوله شده اند به زمین ارسال می شود . این سیگنالها در ایستگاههای زمینی توسط گیرنده ها دریافت می گردند . با مقایسه سیگنالهای دریافتی با سیگنالهای تولید شده در گیرنده (که مشابه سیگنالها در لحظه ارسال می باشد) و معلوم بودن موقعیت ماهواره (که به دو طریق بدست می آید : یا از طریق پیغامهای ناوبری مدوله شده روی امواج ارسالی (اطلاعات غیر دقیق مداری : Broadcast ephemeris) به صورت real time و یا از اطلاعاتی که توسط برخی موسسات مرتبط (مانند IGS) بعد از حدود دو هفته در اختیار استفاده کنندگان سیستم قرار می گیرد (اطلاعات دقیق مداری : Precise ephemeris)) می توان به موقعیت ایستگاه زمینی دست یافت که موقعیت بدست آمده تحت تاثیر عوامل زیادی منجمه :

- هندسه ماهواره

- استفاده از کد (استفاده از کد P یا C/A) یا فاز موج حامل در اندازه گیریها (دقت اندازه گیری)  
- استفاده از اطلاعات غیر دقیق مداری (Broadcast ephemeris) یا اطلاعات دقیق مداری (Precise ephemeris) (دقت موقعیت ماهواره)

- میزان تاثیر خطاهایی مانند اتمسفر ، یونسفر و ... و روشهای حذف یا کاهش آنها

تعداد گیرنده ها و ماهواره های استفاده شده در اندازه گیریها و ... دارد .

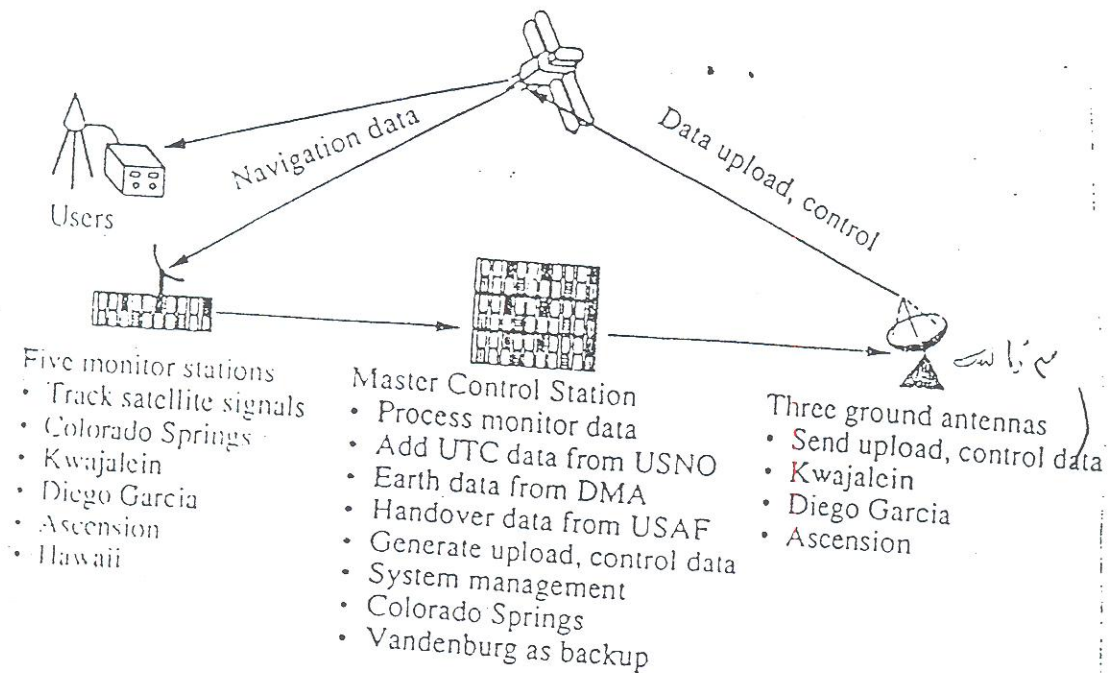


شکل ۵-۱: سیستم تعیین موقعیت GPS

۵-۳-۱- بخش فضایی :

نکته : تعداد ماهواره ها در این سیستم ، ابتدا ۲۴ ماهواره در ۳ صفحه مداری با زاویه میل ۶۳ درجه طراحی شد . سپس به لحاظ مسائل مالی ، بخش فضایی به ۱۸ ماهواره در ۶ صفحه مداری به گونه ای که هر ۳ ماهواره در یک صفحه مداری قرار گیرند کاهش یافت ، اما این طرح به لحاظ اینکه پوشش ۲۴ ساعته جهانی ایجاد نمی کرد ، رد شد . در حدود سال ۱۹۸۶ ، تعداد ماهواره ها به ۲۱ ماهواره : ۱۸ ماهواره اصلی در ۶ صفحه مداری و در هر صفحه ۳ ماهواره به علاوه ۳ ماهواره یدکی تغییر نمود . آخرین طراحی برای تعداد ماهواره ها به صورت ۲۱ ماهواره اصلی و ۳ ماهواره یدکی در ۶ صفحه مداری با زاویه میلی ۵۵ درجه به گونه ای که در هر صفحه مداری ۴ ماهواره قرار گیرند ، می باشد .

## ۵-۳-۲- بخش کنترل :



شکل ۵-۲: بخش کنترل سیستم GPS

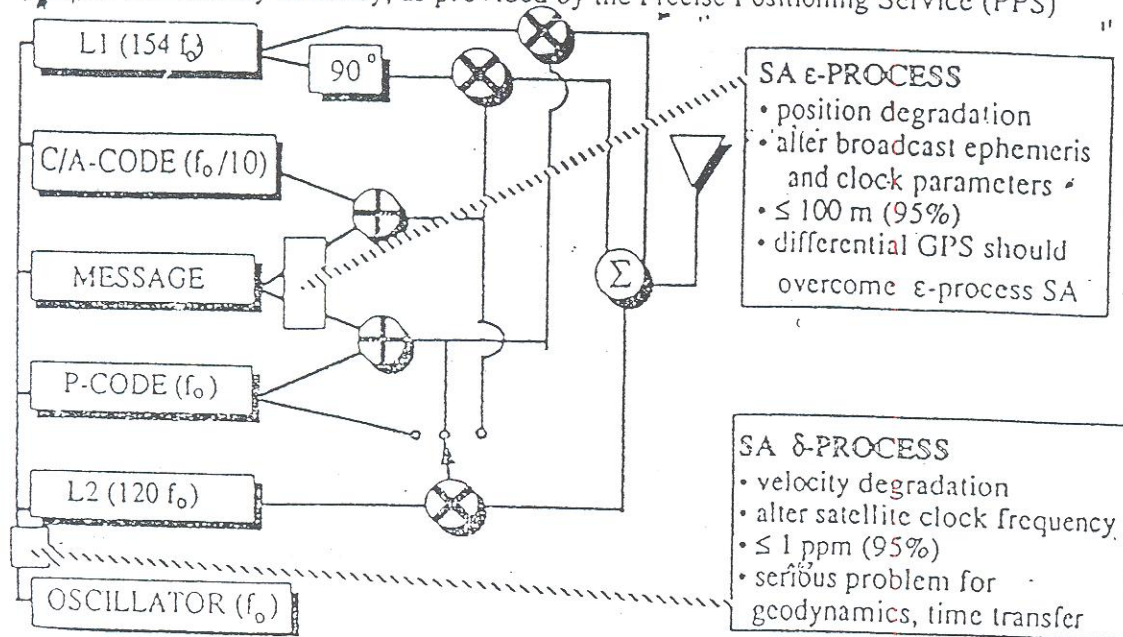
این بخش شامل ۵ ایستگاه ردیابی ماهواره ها :  
 Diego Garcia , Ascension Island , Kuajalein , Hawaii , Colorado Springs  
 می باشد که این ۵ ایستگاه سیگنالهای ماهواره ها را ردیابی کرده و اطلاعات جمع آوری شده را به ایستگاه کنترل اصلی در Colorado Springs می فرستند . در ایستگاه کنترل اصلی پردازشها و تصحیحات لازم روی اطلاعات صورت گرفته و مدار ماهواره ها و پارامتر های ساعت محاسبه و سپس اطلاعات تصحیح شده توسط آنتنهای فرستنده در Diego Garcia , Ascension Island , Kuajalein به ماهواره ها تزریق می شوند .

وظایف بخش کنترل عبارتند از :

- ۱- تعیین و پیش بینی مدار ماهواره ها
- ۲- کنترل سلامتی ماهواره ها
- ۳- همزمانی ساعت ماهواره ها (کنترل رفتار ساعتهای اتمی ماهواره ها)
- ۴- تزریق اطلاعات به ماهواره ها



'Selective availability' is a method of denying unauthorized real-time use of full GPS position and velocity accuracy, as provided by the Precise Positioning Service (PPS)



شکل ۳-۵: تعریف SA (Selective Availability)

#### ۳-۴-۵-۲: (Anti Spoofing) AS

نحوه ساخت کد C/A (و تا حدودی P) برای استفاده کنندگان سیستم مشخص است، لذا ساخت یک سیگنال جعلی و ارسال آن به گیرنده جهت ایجاد خطا در تعیین موقعیت وجود دارد. جهت جلوگیری از این مسئله سازندگان سیستم، کد Y را ایجاد نمودند (نحوه ساخت کد Y معلوم نیست لذا امکان ساخت سیگنال جعلی با کد Y وجود ندارد. AS در واقع تعویض کد P با کد سری Y می باشد که تنها استفاده کنندگان نظامی قادر به استفاده آن می باشد).

#### ۳-۴-۵-۳: Anti-jamming

(امکان ایجاد نویز و اغتشاشات در روی سیگنالهای GPS وجود دارد، لذا سازندگان سیستم برای استفاده کنندگان GPS جهت جلوگیری از این مسئله، موج را در باند وسیعتری ارسال می دارند. هرچه موج در باند وسیعتری فرستاده شود امکان ایجاد اغتشاش در آن کمتر می باشد. (زیرا نیاز به قدرت بیشتری برای ارسال بارازیت وجود دارد).)



(هر گیرنده جهت تعیین موقعیت باید حداقل با ۴ ماهواره در ارتباط باشد. لذا باید امواج ارسالی از ماهواره ها برای گیرنده قابل تفکیک و تشخیص باشد (یعنی باید مشخص شود که موج ارسالی از کدام ماهواره ارسال شده). به دو طریق می توان این امواج را از هم تشخیص داد :

۱- با متفاوت بودن کدهای مدوله شده روی سیگنالها (CDMA Code Division Multiple Access)

۲- با متفاوت بودن فرکانس سیگنالها (FDMA Frequency Division Multiple Access)

در GPS فرکانس ثابت است ولی هر ماهواره کد مخصوص به خود دارد پس سیستم CDMA است. (GLONASS یک سیستم FDMA می باشد)

ضمناً کدها تابع زمان هستند، لذا از وجود کدها می توان به دو مسئله پی برد :

- ۱- موج دریافتی از کدام ماهواره ارسال شده
- ۲- چه زمانی موج تولید شده

## ۵-۶-۱- تعریف شبه نویز تصادفی (PRN) :

بسیاری از کدها امروزه به منظور اینکه به آسانی در کامپیوترها قابل استفاده باشند، به صورت باینری (۱ و ۰) هستند. در تئوری (کمیتی نویز است که حاوی اطلاعات مفید و مطلوب ما نباشد. نویز های تصادفی، نویزهایی هستند که منبع مشخصی ندارند و تحت فرمول خاصی بدست نمی آیند و قابل پیش بینی نیستند. نویزهای تصادفی دارای خواص ویژه ای هستند، یکی از مهمترین آنها این است که تابع اتوکرلیشن<sup>۱</sup> (Autocorrelation function) این کمیات صفر است، به جز در lag صفر. شبه نویزهای تصادفی (Pseudo Random Noise) قابل پیش بینی هستند و حاوی اطلاعات مفیدی می باشند. کدهای شبه نویز تصادفی (که کدهای مورد استفاده در GPS نیز از این نوعند) دارای خواص زیر می باشند :

- یک رشته اعداد باینری (۱ و ۰) هستند.
- مانند نویزهای تصادفی هستند اما قابل پیش بینی اند.

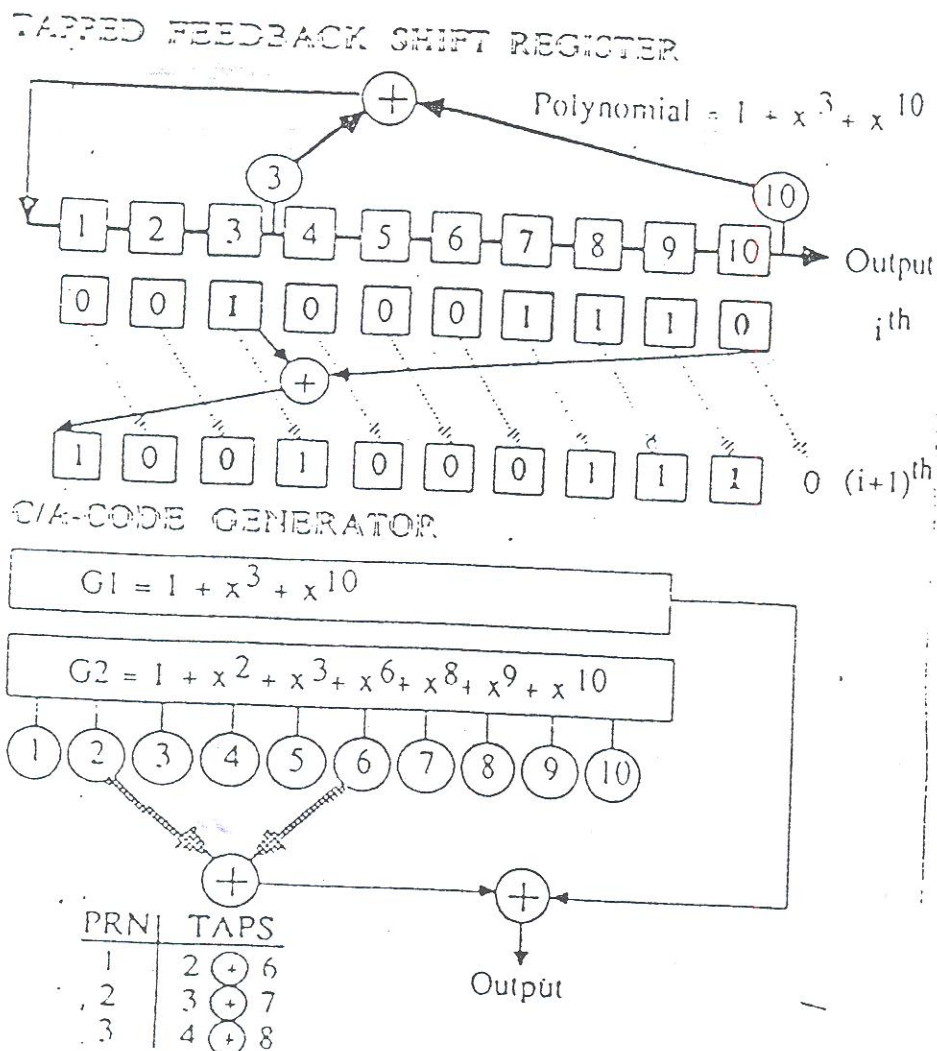
$$R(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T C(t)C(t+\tau)dt$$

۱- تابع اتوکرلیشن :

که : T : پریود موج (تعداد بیتها در مدت ۱ پریود مثلا در مورد کد C/A تعداد بیتها برابر است با :

۱۰۲۳ bit (فرکانس) ۱۰۶ × ۱/۰۲۳ × (پریود موج) ۰/۰۰۱ Sec

τ : شیفت زمان (lag)



شکل ۵-۴: نحوه تولید کد C/A

در شکل فوق نحوه تولید کد برای ماهواره PRN1 نشان داده شده است. (PRN: کد P دارای پریود ۳۷ هفته می باشد. هر هفته از این کد را به یک ماهواره اختصاص می دهند، یعنی هر ماهواره فقط یک هفته از کد P را تولید می کند و در ساعت صفر UT هر یکشنبه ماهواره برش جدید خود را شروع می کند. به عنوان مثال ماهواره ای که هفته اول کد P را تولید می کند PRN1 نامیده می شود)

### ۵-۶-۳- نحوه تولید کد P:

نحوه تولید کد P مشابه کد C/A است اما در تولید کد P از ۴ Shift Register ۱۰ بیتی استفاده می شود. دو Register برای تولید کد X1 و دو Register برای تولید کد X2. کدهای X1 و X2 می توانند به

ارسال می شود که به پیامهای ناوبری معروفند. این اطلاعات روی هر دو سیگنال L1 و L2 مدوله می شوند.

پیامهای ناوبری شامل ۱۵۰۰ بیت در ۱ فریم اصلی می باشد. فریم اصلی به ۵ زیر فریم (subframe) تقسیم می شود. هر زیر فریم در ۶ ثانیه انتقال می یابد و شامل ۱۰ کلمه ۳۰ بیتی است. زمان انتقال هر کلمه ۰/۶ ثانیه می باشد.

جدول ۵-۲: ساختار پیام ناوبری

زمان انتقال	تعداد بیت	کل پیام
۳۰ ثانیه	۱۵۰۰	کل پیام
۶ ثانیه	۳۰۰	زیر فریم (۱ تا ۵)
۰/۶ ثانیه	۳۰	کلمه (۱ تا ۱۰)

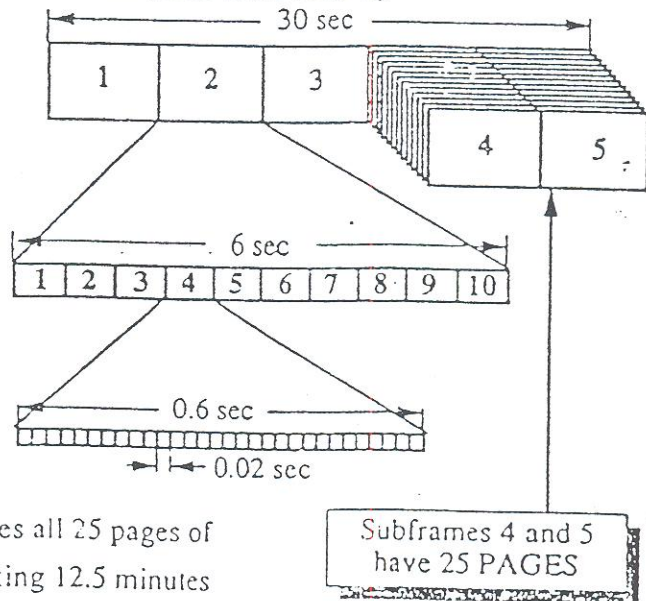
BASIC MESSAGE UNIT IS ONE FRAME (1500 BITS LONG)

1 FRAME = 5 SUBFRAMES

1 SUBFRAME = 10 WORDS

1 WORD = 30 BITS

One **MASTER FRAME** includes all 25 pages of subframes 4 & 5 = 37,500 bits taking 12.5 minutes

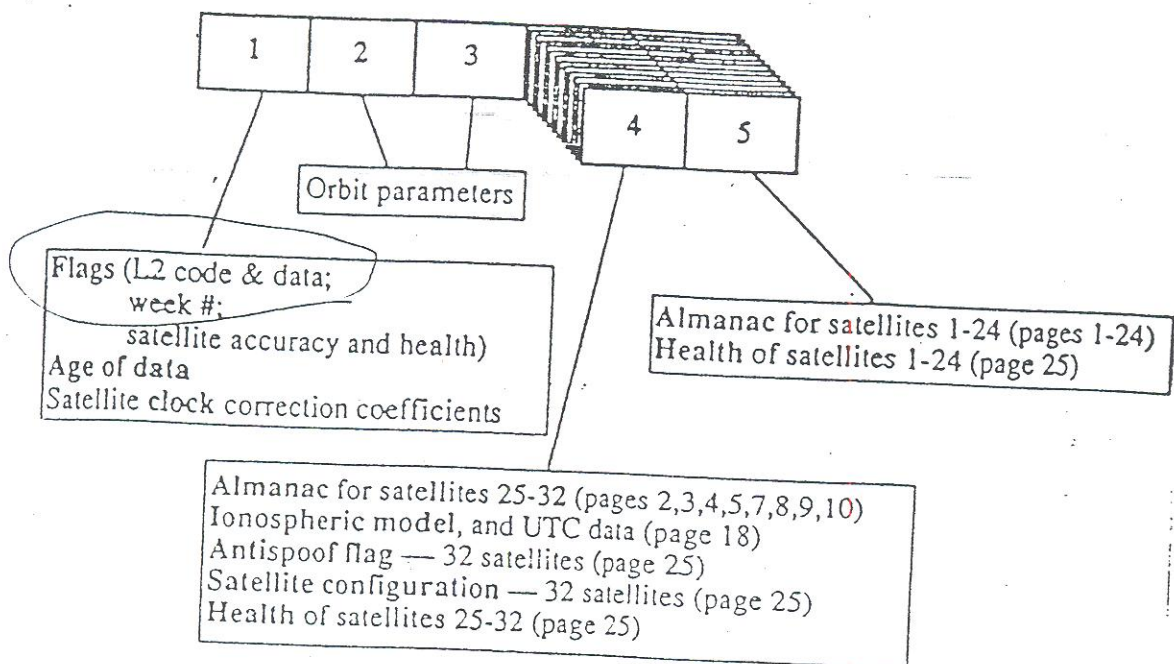


شکل ۵-۶: ساختار پیام ناوبری

هر زیر فریم با دو واژه مخصوص TLM<sup>۱</sup> و HOW<sup>۲</sup> شروع می شود. اولین کلمه هر زیر فریم TLM است که شامل الگوی هشتمانی و برخی پیغامهای دیگر مانند وضعیت upload نمودن داده ها به

1- Telemetry - word  
2- Hand - Over Word

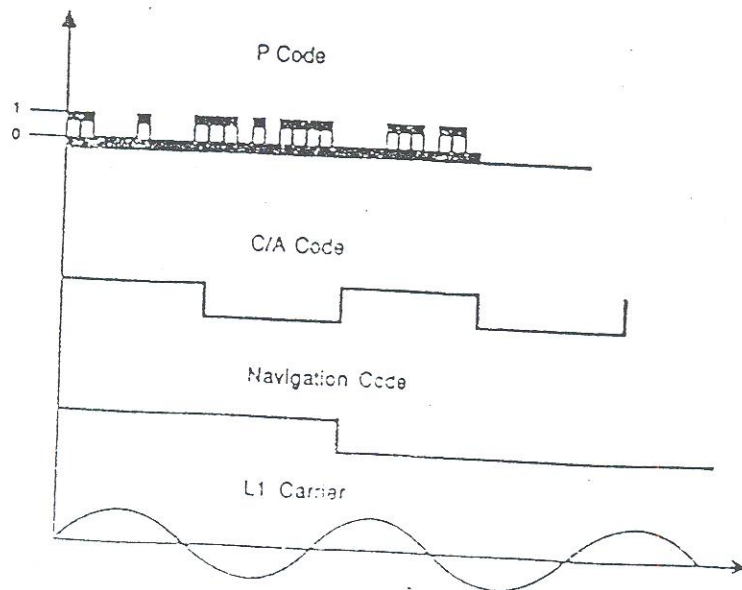




شکل ۵-۷: محتویات پیام ناوبری

همانگونه که قبلاً ذکر شد، برای انتقال یک پیغام ناوبری به طور کامل،  $12/5$  دقیقه زمان لازم است. اما به منظور به حداقل رساندن تاخیر در تعیین موقعیت اولیه برای گیرنده (افزایش داده های افسست ساعت ماهواره هر ۳۰ ثانیه یک بار ارسال می شود. بنابراین یک گیرنده جهت تعیین موقعیت اولیه به حداقل ۳۰ ثانیه lock روی یک ماهواره نیاز دارد.)

شکل ۵-۸: شمایی از کدها، موج حامل و پیغام ناوبری را نمایش می دهد.



شکل ۵-۸: شمایی از کدها، موج حامل و پیغام ناوبری





می باشد. این اطلاعات هر ساعت ارسال می شوند و معمولاً برای فاصله زمانی ۲ ساعت قبل و ۲ ساعت بعد از یک مرجع دارای اعتبارند (یعنی در کل ۴ ساعت اعتبار دارند).

اثرات نیروهای غیر مرکزی حاذبه زمین، اثر جذر و مد و فشار تشعشعات خورشیدی در ۹ ترم آخر جدول ۴-۵ در نظر گرفته شده است.

جهت محاسبه تعیین موقعیت ماهواره در سیستم CT باید مراحل زیر را به ترتیب طی نمود:

- یافتن آنومالی واقعی  $f_k$ :

یافتن  $t_k$ ، مدت زمانی که از یک مرجع  $t_{0e}$  گذشته است:

$$t_k = t - t_{0e}$$

محاسبه  $M_k$ ، آنومالی متوسط در زمان  $t_k$ :

$$M_k = M_0 + \left( \frac{\sqrt{\mu}}{\sqrt{a^3}} + \Delta n \right) t_k$$

که مقدار  $\mu$ ، ثابت جاذبه برابر است با:

$$\mu = 3.986005 \times 10^{14} \frac{m^3}{sec^2}$$

حل معادله کپلر برای آنومالی خارج از مرکزی  $E_k$ :

$$M_k = E_k - e \sin E_k$$

(این معادله به روش تکرار قابل حل می باشد)

جدول ۴-۵: پارامترهای موجود در اطلاعات مداری غیر دقیق

AODE	سن اطلاعات افرید ها
$t_{0e}$	ایک مرجع افرید ها
$\sqrt{a}, e, M_0$	المانهای کپلری در لحظه $t_{0e}$
$\omega, i_0, \Omega_0$	
$\Delta n$	اختلاف حرکت متوسط از مقدار محاسبه شده
$i$	نرخ زاویه میل
$\dot{\Omega}$	نرخ بعد گره ای صعودی
$C_{uc}, C_{us}$	ضرایب تصحیح ( آرگومان پریجی )
$C_{rc}, C_{rs}$	ضرایب تصحیح ( شعاع مداری )
$C_{lc}, C_{ls}$	ضرایب تصحیح ( میل )

پارامتر بعدی  $\Omega_0$

تغییر در زمان نجومی ظاهری گزینویچ GAST ، بین زمان شروع هفته و زمان مرجع  $t_{0e}$

تغییر در طول جغرافیایی نقطه گره ای صعودی از ایک مبدأ به بعد

$$\lambda_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e)t_k - \omega_e t_{0e}$$

- محاسبه مختصات در سیستم CT با اعمال سه دوران  $\lambda_k, i, u_k$  :

$$\begin{bmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \end{bmatrix} = R_3(-\lambda_k) R_1(-i) R_3(-u_k) \begin{bmatrix} r_k \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

### ۵-۸-۳- اطلاعات مداری دقیق (Precise ephemeris) :

دقت تعیین موقعیت با استفاده از اطلاعات مداری غیر دقیق (Broadcast ephemeris) با فعال بودن اثر SA حدود ۵۰-۳۰ متر می باشد که البته در حال حاضر این دقت با خاموش شدن اثر SA بهبود قابل ملاحظه ای یافته است . اما برای رسیدن به دقت های بالاتر ، نمی توان از این افمریدها استفاده نمود . لذا ایجاب می کند که شبکه های ردیابی عمرانی ایجاد شده و مستقل از سیاست وزارت دفاع آمریکا جهت تعیین مدار با دقت بالا شروع به فعالیت نماید . شبکه هایی که برای این منظور ایجاد می شوند ، می توانند به صورت شبکه های جهانی و یا به صورت شبکه های محلی باشند . اما آنچه مسلم است این است که شبکه های جهانی دقت بالاتری را در محاسبات مداری در مقایسه با شبکه های ناحیه ای ارائه می دهند . جهت ارتباط سیستم های مداری با سیستم های مرجع زمینی ، گیرنده های GPS را در سایت های VLBI و SLR قرار می دهند ( در واقع باید موقعیت ایستگاه های ردیابی معلوم باشد تا بتوان موقعیت ماهواره را در مدار تعیین نمود ، لذا موقعیت این ایستگاه ها از روش های دیگر تعیین موقعیت مانند SLR و VLBI و .. بدست می آید ) .

شبکه های مختلفی توسط موسسات مختلف برای این منظور ایجاد گردید . برخی از شبکه های جهانی ردیابی عبارتند از :

- شبکه بین المللی مشارکت GPS<sup>۱</sup> (CIGNET) که توسط موسسه نقشه برداری ملی ژنودتیک آمریکا (NGS)<sup>۲</sup> با حدود ۲۰ ایستگاه ردیابی در سایت های VLBI ایجاد شد . شبکه CIGNET از جنبه های مختلف ، متفاوت با شبکه ردیابی رسمی (ایستگاه های کنترل اصلی) می باشد . اولین و مهمترین آن این است که در ایستگاه های این شبکه ، اطلاعات اولیه از طریق اندازه گیری هم فاز موج حاصل و هم اندازه گیری کدها ، بدست می آید . اما مشکلی که در این راستا وجود دارد این است که وقتی اثر AS ظاهر می شود ، امکان ردیابی کد P توسط این ایستگاه ها وجود ندارد . تفاوت عمده دیگر این است که اطلاعات

۱- Cooperative International GPS Network

۲- National Geodetic Survey



بخشهای اصلی یک گیرنده عبارت است از :

- آنتن با Preamplifier
- بخش RF (Radio Frequency)
- بلوک ردیابی سیگنال
- واحد ورودی دستورات و واحد نمایش
- واحد خروجی و ذخیره داده ها
- منبع نیرو
- میکروپروسسور

#### ۵-۹-۱- آنتن :

(آنتن گیرنده وسیله ای است جهت تبدیل انرژی الکترومغناطیسی موج به جریان الکتریکی . به عبارت ساده تر ، آنتن سیگنالهای ماهواره های بالای افق خود را دریافت و بعد از آنکه نویزها را به کمک فیلترهایی از روی سیگنالها برداشت ، آنها را به بخش RF انتقال می دهد .

یک مشخصه اصلی در آنتنها، الگوی حصول (gain pattern) آنها می باشد که حساسیت آنها در دریافت سیگنالهای ارسالی از زاویه ارتفاعی مشخصی را نشان می دهد . بر طبق این الگو آنتنها موظف می شوند که سیگنالهای ارسالی از ماهواره ها را تا زاویه ارتفاعی مشخصی دریافت کنند. (gain آنتن باید متناسب با نوع کاربرد گیرنده باشد . به عنوان مثال در کارهای static در مکانهای شهری ، gain آنتن باید به گونه ای باشد که امواج ارسالی از ماهواره ها با زاویه ارتفاعی پایین را دریافت نکند (جهت اجتناب از بروز پدیده چند مسیری (multipath)) و در کاربردهای ناوبری در دریاها آنتنهایی با gain بالا نیاز است تا امواج مربوط به ماهواره ها با زاویه ارتفاعی پایین را نیز دریافت کند)

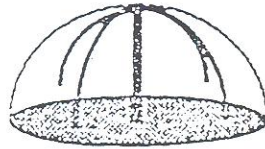
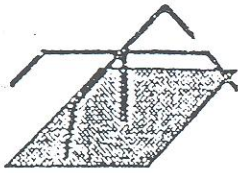
نکته : یکی از اثرات و خطاهایی که در GPS با آن مواجه هستیم ، اثر چندمسیری (multipath) می باشد . این پدیده در اثر انعکاس امواج از سطوح منعکس کننده مانند ساختمانها به وجود می آید . در اثر این پدیده ، آنچه گیرنده دریافت می کند ، سیگنالی است که از دو یا چند مسیر مختلف به آن رسیده است . جهت اجتناب از این مسئله ، معمولاً الگوی حصول آنتن را به گونه ای طراحی می کنند که سیگنالهای ماهواره ها تا زاویه ارتفاعی مشخصی را ردیابی نمایند که به این زاویه ارتفاعی ، cut of angle می گویند . معمولاً cut of angle ۱۵ درجه اختیار می شود ، یعنی آنتنها سیگنالهای ارسالی با زاویه ارتفاعی کمتر از ۱۵ درجه را دریافت نمی کنند . الگوی حصول آنتن باید به گونه ای باشد که اجازه ورود سیگنالهای چند مسیری را به گیرنده ندهد.



sprial helix -

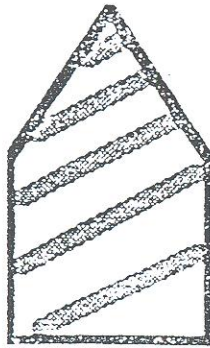
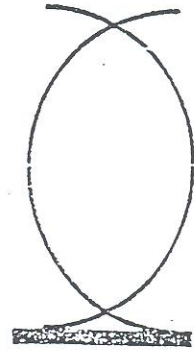
microstrip -

choke ring -

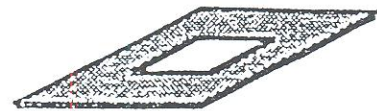


Dipoles and  
shaped  
dipole arrays

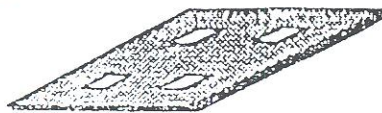
Quadrifilar  
helices  
or volutes



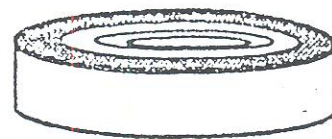
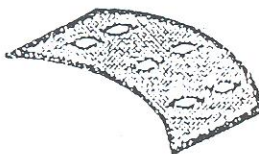
Spiral  
helices



Microstrip  
patches



Null or beam  
steered arrays



Choking  
groundplane  
reduces  
multipath

شکل ۵-۱۲: انواع آنتنها

می باشد.

یک قسمت مهم در این بخش، تعداد کانالها و به عبارت دیگر تعداد ماهواره هایی است که می توانند به طور همزمان ردیابی شوند (در گیرنده های قدیمی، تعداد کانالها محدود بود و ردیابی ماهواره ها به صورت متوالی روی همان کانال صورت می گرفت) (حدود هر ۲۰ ثانیه یک ماهواره تعقیب می شد و در انتهای این زمان ماهواره بعدی تعقیب می شد). امروزه بیشتر گیرنده ها، ماهواره ها را در کانالهای جداگانه ردیابی می کنند و ردیابی ماهواره ها به صورت پیوسته صورت می گیرد. (گیرنده های چند کاناله، دقت بیشتری دارند و نسبت به گم کردن سیگنال و قطع lock غیر حساس تر هستند، اما دارای بایاسهای بین کانالی می باشد) که این بایاسها در گیرنده های مدرن می توانند به طور کامل کالبره شده و در سطح کمتر از ۰/۱ میلیمتر نگه داشته شوند.

المانهای اصلی بخش RF عبارتند از:

- اسیلاتورها، برای تولید فرکانس مرجع
- فیلترها، برای حذف فرکانسهای ناخواسته
- و mixer ها، برای ضرب فرکانس ها در هم

فرکانس

همانگونه که قبلا ذکر شد، وظیفه عمده این بخش، تبدیل سیگنال دریافتی به فرکانس بیت است. پردازش سیگنال در یک گیرنده رادیویی ماکروبو عموماً آسانتر انجام خواهد شد اگر سیگنالهای دریافتی در آنتن به باند فرکانس پایینتر تبدیل شوند. این انتقال با ترکیب سیگنال ورودی با یک سیگنال سینوسی تولید شده در یک اسیلاتور محلی در گیرنده در دستگاه mixer قابل انجام است. دو موج  $y_1$  (تولید شده در گیرنده توسط اسیلاتورها و مشابه سیگنال تولید شده در ماهواره) و  $y_2$  (سیگنال دریافتی توسط گیرنده) با دامنه های  $a_1$  و  $a_2$  و فرکانسهای  $f_1$  و  $f_2$  در mixer در هم ضرب می شوند:

$$y = y_1 y_2 = a_1 \cos(f_1 t) a_2 \cos(f_2 t) \quad (۱۴-۵)$$
$$= \frac{a_1 a_2}{2} [\cos((f_1 - f_2)t) \cos((f_1 + f_2)t)]$$

که نتیجه موجی با دو بخش فرکانسی، یک بخش با فرکانس تفاضل و یک بخش با فرکانس مجموع می باشد. آنچه مطلوب ماست، بخش با فرکانس پایین است، لذا با به کار بردن یک فیلتر پایین گذر<sup>۱</sup> (low-pass filter) بخش فرکانس بالا را حذف می کنیم.

### ۵-۹-۳- بلوک ردیابی سیگنالها:

بلوک ردیابی سیگنال شامل دو لوپ ردیابی فاز و ردیابی کد می باشد که به ترتیب اندازه گیری فاز موج حامل و تاخیرکننده این لوپها انجام می شود. یک لوپ ردیابی مکانیزمی است که به گیرنده اجازه ردیابی سیگنالی که در فرکانس یا در زمان در حال تغییر است را می دهد (در این قسمت اساساً سیگنال ورودی (خارجی) با سیگنال تولید شده به توسط اسیلاتورهای محلی در گیرنده (داخلی) مقایسه شده و

۱- فیلتری است که فرکانسهای پایین را از خود عبیر داده و فرکانسهای بالا را از روی سیگنال حذف می کند.

از مقایسه آنها یک سیگنال خطا تولید می شود که بیانگر اختلاف بین دو سیگنال است. این سیگنال را آنقدر تغییر می دهند (تا زمانی که صفر شود یا مینیمم گردد) تا دو سیگنال داخلی و سیگنال خارجی با هم match شوند. یک گیرنده GPS دارای دو نوع لوپ ردیابی است: لوپ تاخیر ساعت یا ردیابی کد و لوپ ردیابی فاز موج حامل.

نکته: اگر موقعیت ماهواره  $R^S$  به دقت معلوم باشد (ساعت ماهواره به خوبی با زمان GPS همزمان شده باشد)، با به کار گرفتن ساعتی در گیرنده که به دقت با زمان GPS همزمان شده و انجام مشاهداتی به ماهواره ها ( $\rho$ )، می توان به موقعیت گیرنده پی برد. از آنجایی که هر مشاهده، یک کره به مرکز ماهواره را تعریف می کند (Rho-Rho)، لذا با مشاهده به سه ماهواره می توان موقعیت سه بعدی ایستگاه مجهول  $R_R$  را بدست آورد:

$$\rho = \|R^S - R_R\|$$

اما معمولاً ساعت گیرنده و ماهواره به دقت با زمان GPS تنظیم نشده اند، لذا فاصله مشاهده شده، کوتاهتر یا بزرگتر از فاصله واقعی است. به همین جهت به فاصله مشاهده شده شبه فاصله می گویند و فاصله واقعی برابر است با:

$$R = \rho + \Delta\rho = \rho + C\delta$$

$\delta$ : عدم همزمانی ساعت ماهواره و گیرنده با زمان GPS

#### ۵-۹-۴- واحد ورودی دستورات و واحد نمایش:

در هر گیرنده یک صفحه نمایش و صفحه کلید برای ورود دستورات به منظور ارتباط با کاربر وجود دارد. صفحه کلید می تواند به منظور ورود دستوراتی برای انتخاب راههای مختلف دسترسی به داده ها، کنترل کارهای گیرنده، کنترل نمایش مختصات و زمان محاسبه شده و دیگر جزئیات استفاده شود. اطلاعاتی مانند داده های آب و هوایی و ارتفاع آنتن در نقشه برداری ژئودتیک توسط صفحه کلید وارد می شود.

#### ۵-۹-۵- واحد خروجی و ذخیره داده ها:

بیشتر گیرنده های GPS دارای واحدهای دستی برای ذخیره اندازه گیری های شبه فاصله و یا فاز موج حامل و پیغامهای ناوبری هستند. در کارهای نقشه برداری ژئودتیک، مشاهدات شبه فاصله و فاز ممکن است برای ترکیب با مشاهدات مشابه که توسط گیرنده های دیگر به طور همزمان انجام شده است، ذخیره شود. واحد ذخیره اطلاعات عموماً microchip ها، نوارهایی مغناطیسی و ... هستند.



درست

بر حسب تکنیکهای مورد استفاده در لوبرای ردیابی گیرنده ها به دو دسته زیر تقسیم بندی می شوند :

- code correlation

- codeless که خود به دو دسته : squaring و cross correlation قابل تفکیکند . (تقسیم بندی Cannon)

بر اساس امکان دریافت هر دو سیگنال یا تنها یک سیگنال دو نوع گیرنده وجود دارد :

- گیرنده های تک فرکانسه

- گیرنده های دوفرکانسه

و بر اساس تعداد و نوع کانالهای ردیابی ماهواره ها ، انواع گیرنده های زیر موجود هستند :

- گیرنده های ردیابی continuous

- گیرنده های ردیابی switching که خود به سه نوع زیر تقسیم می شوند :

- multiplexing channel

- fast sequencing channel

- slow sequencing channel

(دومورد اخیر بر اساس طبقه بندی کتاب Guide to GPS می باشد)

### ۵-۱۰-۱- گیرنده های شبه فاصله کد C/A :

این نوع از گیرنده ها معمولا از نوع گیرنده های دستی هستند . این گیرنده ها ، دارای یک تا شش کانال مستقل جهت ردیابی سیگنالهای ماهواره ها بوده و خروجی آنها موقعیت سه بعدی به صورت  $(\phi, \lambda, h)$  ویا در سیستمهای تصویر (مانند  $x^u, y^u, z^u, t$ ) می باشد در کاربردهای کینماتیک ، گیرنده های ۴ کاناله (یا بیشتر) استفاده می شوند ، زیرا در حالت کینماتیک باید حداقل ۴ ماهواره (جهت تعیین موقعیت سه بعدی و بایاس ساعت گیرنده) به طور همزمان ردیابی شوند . گیرنده های تک کاناله برای کاربردهای استاتیکی که اندازه گیریهای فاصله می تواند به طور پیوسته انجام گیرند ، مناسب هستند . گیرنده های چند کاناله کد C/A در کشتیها و اتوبوسها و ... استفاده می شوند .

### ۵-۱۰-۲- گیرنده های موج حامل کد C/A :

بیشتر گیرنده هایی که از سال ۱۹۸۵ تا سال ۱۹۹۲ جهت کاربردهای نقشه برداری استفاده شدند ، از این نوع گیرنده ها بودند . اغلب این گیرنده ها حداقل ۴ کانال مستقل دارند و تعداد کانالها در برخی از آنها به ۱۲ عدد نیز می رسد . این گیرنده ها فاز موج حامل را مورد اندازه گیری قرار می دهند . اخیرا



$$R(\tau) = \frac{1}{2T} \int C_1(t) C_2(t + \tau) dt$$

سیگنالها نسبت به زمان آنقدر شیفت داده می شوند تا ماکزیمم همبستگی بین دو سیگنال ایجاد شود و دو سیگنال به هم match شوند. شیفت زمانی لازم برای match نمودن دو سیگنال یعنی  $\tau$ ، با نادیده گرفتن بایاس ساعتها همان مدت زمان سیر سیگنال از آنتن ماهواره تا مرکز فاز آنتن گیرنده است. در نتیجه با ضرب این فاصله زمانی در سرعت نور شبه فاصله بدست خواهد آمد. این لوپ ردیابی به لوپ تاخیر نیز معروف است.

وقتی لوپ ردیابی کد خاتمه یافت، کد PRN می تواند به آسانی از روی سیگنال ماهواره با ضرب سیگنال در یک سیگنال مشابه تولید شده در گیرنده و عبور از یک فیلتر<sup>1</sup> band pass برداشته شود. سپس سیگنال وارد لوپ ردیابی موج حامل می شود. در این لوپ، پیغام ماهواره ها با منطق نمودن فاز فرکانس اسیلاتور با فاز فرکانس بیت دی-مدوله<sup>2</sup> می شود. این عمل با کنترل فرکانس اسیلاتور محلی انجام می شود. اگر فاز سیگنال اسیلاتور صحیح نباشد، این مسئله در عمل دی-مدوله کردن آشکار می شود، در این صورت یک سیگنال تصحیحی به اسیلاتور اعمال می شود. وقتی فاز اسیلاتور به فاز سیگنال ماهواره منطبق شد، اندازه گیری فاز به آسانی قابل انجام است. فاز بیت موج حامل با شمارش تعداد سیکلها و اندازه گیری خرده فازها ی سیگنال اسیلاتور محلی بدست می آید.

از آنجاییکه در code correlation یک کد PRN مورد نیاز است، این تکنیک معمولاً در گیرنده های SPS برای کد C/A با بازسازی موج حامل L1 انجام می شود. اگر گیرنده ای امکان دریافت کد P را داشته باشد، این تکنیک برای هر دو موج حامل استفاده می شود. لوپ ردیابی کد C/A در مدت زمان کوتاهی انجام می شود، زیرا دوره تناوب این کد ۱ میلی ثانیه است و از نظر محاسباتی ساده می باشد. اما در مورد کد P چون دوره تناوب کد بزرگ است، نیاز به اطلاعات کمکی می باشد که این اطلاعات کمکی در پیغامهای ناوبری قرار دارند. (HOW که در هر زیر فریم پیغام ناوبری موجود است، به گیرنده اطلاع می دهد که از کجا شروع به جستجو جهت match نمودن کد P جعلی با کد P دریافتی نماید).

#### ۵-۱۰-۵- گیرنده های CODELESS:

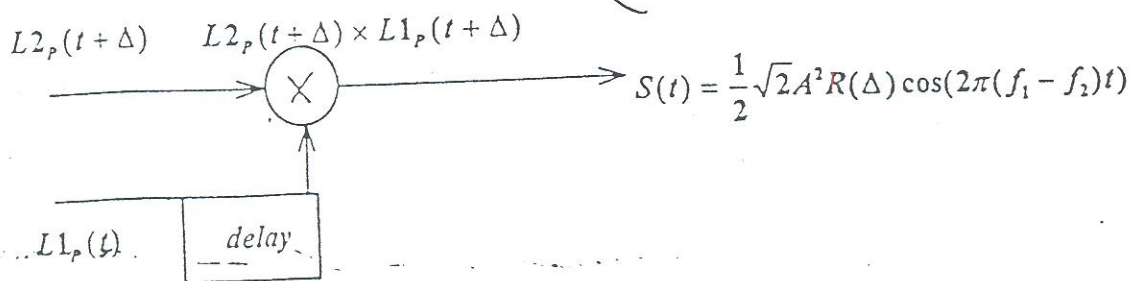
گیرنده های codeless دارای این مزیت هستند که مستقل از کدها کار می کنند. در این گیرنده ها اطلاعات کدها و پیغام ناوبری موجود نمی باشد و تنها از اندازه گیری فاز موج حامل در این گیرنده ها به موقعیت می توان دست یافت) از معایب این تکنیک می توان به موارد زیر اشاره نمود:

- ۱- فیلتری است که خروجی آن شامل سیگنالهایی با فرکانس مجبور بین دو فرکانس است.
- ۲- de-modulate عمل مدولاسیون می باشد به عبارت دیگر در دی-مدولاسیون کلیه کمپانی که روی موج مدوله شده از روی آن برداشته می شود.

(به منظور اندازه گیری روی هر دو موج حامل بدون اطلاع از کد P، بیشتر گیرنده ها از تلفیق دو تکنیک code correlation و squaring استفاده می کنند)

## ۵-۱۰-۲- گیرنده های CROSS CORRELATION :

(یکی از معایب و اشکالات روش squaring این است که ابهامهای فاز در این روش باید در نصف طول موج سیگنال اولیه حل شوند که این امر زمان جستجو برای یافتن ابهامهای صحیح را افزایش می دهد. برای اجتناب از این مسئله، تکنیک cross correlation در گیرنده های دو فرکانسه توسعه یافت. در این روش سیگنال L1 در گیرنده تاخیر می یابد و در سیگنال L2 که تحت تأثیر یونسفر دچار تاخیر شده است، ضرب می شود. مشابه با روش squaring کدها و پیغامهای ناوبری حذف می شوند. سیگنال حاصله، فرکانسی معادل با اختلاف فرکانسهای L1 و L2 دارد، طول موج این سیگنال حدود ۸۶ سانتیمتر است که به طور قابل ملاحظه ای حل ابهامهای فاز را آسانتر می کند. این تکنیک روش مناسبی جهت برآورد تاخیر یونسفری می باشد.)

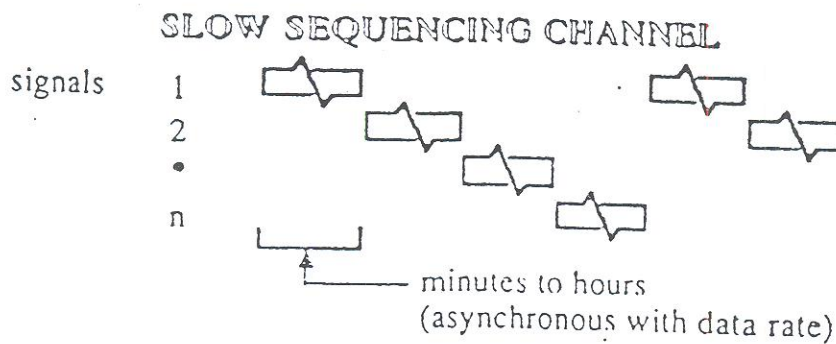
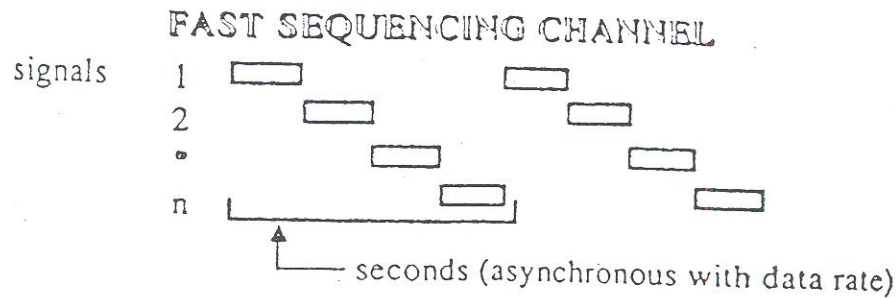
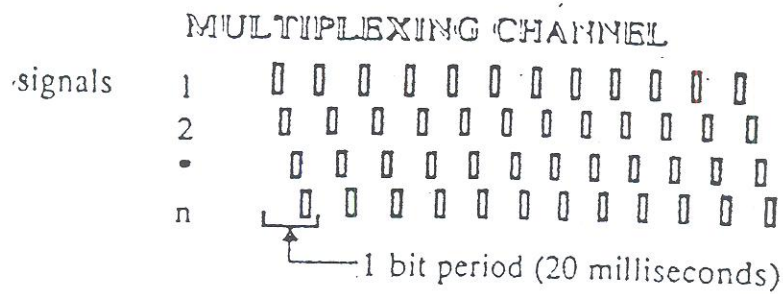


$$L2_p(t + \Delta) = AN(t + \Delta)C(t + \Delta)E(t + \Delta)\cos(2\pi f_2 t) \quad (16-5)$$

$$L1_p(t) = \sqrt{2}AN(t)C(t)E(t)\cos(2\pi f_1 t)$$

## ۵-۱۰-۶- گیرنده های تک فرکانسه :

گیرنده های تک فرکانسه تنها به فرکانس L1 دسترسی دارند. بیشتر گیرنده های civil، از این نوع گیرنده ها هستند. (گیرنده های تک فرکانسه code correlation تنها از کد C/A در لوپ ردیابی کد استفاده می کنند). گیرنده های تک فرکانسه ارزانتر از گیرنده های دو فرکانسه هستند (اما عیب این گیرنده ها این است که امکان کاهش یا حذف اثر یونسفر به کمک تلفیق دو موج حامل وجود ندارد) و جهت حذف اثر یونسفر از روی مشاهدات این گیرنده ها، باید از مدلهای جهانی یا محلی یونسفری و یا از روشهای تفاضلی در طول بازهای کوتاه استفاده نمود.



شکل ۵-۱۳: کانالهای multiplexing و sequencing

۵-۱۰-۹-۲- گیرنده های FAST SEQUENCING :

گیرنده هایی هستند که کانال ردیابی در آنها، سیگنالهای L1 و L2 را به صورت متوالی در زمانی محدود ثانیه ردیابی می کند. چون اندازه گیری روی دو فرکانس به طور همزمان در این گیرنده ها وجود ندارد، امکان حذف اثر یونسفر به کمک تلفیق دو موج در اینجا وجود ندارد. (این مسئله در مورد گیرنده های slow sequencing نیز صادق است.)

۵-۱۰-۹-۳- گیرنده های SLOW SEQUENCING :

۲ گیرنده هایی هستند که سیگنالها را در range دقیقه یا ساعت ردیابی می کنند.



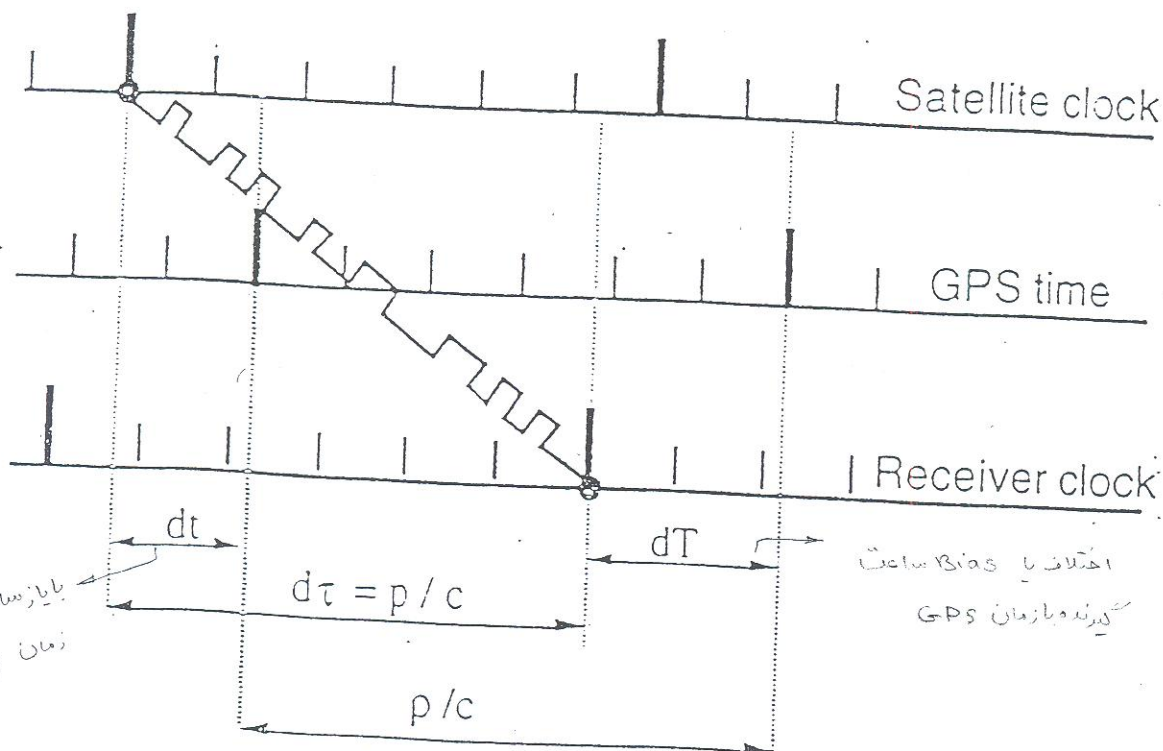
## ۵-۱۱-معادلات مشاهدات :

اساساً سه نوع مشاهده توسط گیرنده های GPS ثبت می شود :

- مشاهدات شبه فاصله
- مشاهدات فاز موج حامل
- مشاهدات داپلر یا نرخ فاز موج حامل

### ۵-۱۱-۱- مشاهدات شبه فاصله :

مشاهده شبه فاصله از اندازه گیری اختلاف زمانی بین لحظه ارسال (t) و دریافت سیگنال GPS (T) و ضرب آن در سرعت سیر نور در خلا (۳۰۰۰۰۰ کیلومتر در ساعت) بدست می آید.



شکل ۵-۱۴: مشاهده شبه فاصله

زمان سیر نور از ماهواره تا گیرنده عبارت است از :

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

(۵-۱۸)



## ۵-۱۱-۲- مشاهدات فاز موج حامل :

اندازه گیری فاز موج حامل اساساً بر مبنای اندازه گیری اختلاف بین فاز موج حامل دریافت شده از ماهواره و فاز موج حامل تولید شده توسط نوسانساز گیرنده ، استوار است (مشاهده فاز موج حامل به عنوان دقیقترین مشاهده در GPS محسوب می شود)

اندازه گیری کل فاز شامل اندازه گیری بخش خرده فاز  $Fr(\phi)$  ، شمارش سیکلهای صحیح فاز  $Int(\phi)$  در فاصله زمان  $t_0$  (لحظه lock به ماهواره) تا  $t$  (لحظه دریافت موج در گیرنده) به علاوه یک عدد صحیح نامعلوم  $N$  در اپک  $t_0$  (تعداد سیکلهایی که از لحظه تولید موج در ماهواره تا زمان lock به ماهواره گذشته است) می باشد یعنی :

$$\phi_{total} = Fr(\phi) + Int(\phi, t_0, t) + N(t_0) \quad (22-5)$$

شمارش سیکل نامعلوم  $N$  به ابهام سیکل یا ابهام در فاز معروف است. اگر ارتباط بین ماهواره و گیرنده در طول مشاهده برقرار باشد ، در طول مدت مشاهده برای هر جفت ماهواره و گیرنده یک  $N$  خواهیم داشت. اما به محض قطع ارتباط ،  $N$  تغییر خواهد کرد و باید دوباره محاسبه شود (در مورد قطع ارتباط که به cycle slip معروف است و روشهای حل ابهام فاز در بخش خطاهای موجود در GPS و نحوه برخورد با آنها بحث خواهد شد).

(آنچه توسط گیرنده اندازه گیری می شود ، عبارت است از :

$$\phi_{measured} = Fr(\phi) + Int(\phi, t_0, t) \quad (23-5)$$

لذا :

$$\phi_{total} = \phi_{measured} + N(t_0) \quad (24-5)$$

اما اندازه گیری فاز در گیرنده به چه صورت انجام می گیرد ؟  
آنچه در گیرنده اندازه گیری می شود عبارت است از :

$$\phi = \phi_i(T) - \phi^k(t) \quad (25-5)$$

که  $\phi^k$  فاز سیگنال ارسالی از ماهواره  $k$  ام در زمان  $t$  و  $\phi_i$  فاز سیگنال دریافتی در گیرنده  $i$  ام در زمان  $T$  است. می دانیم :

$$\phi = \int f dt$$

$$\phi(t + \delta t) = \phi(t) + f \delta t \quad (26-5)$$

و با جایگذاری  $\delta t = T - t$  در فرمول فوق :

$$\phi_i(T) = \phi^k(t) + f(T - t) \quad (27-5)$$

در نتیجه :

$$\phi = \phi_i(T) - \phi^k(t) = f(T - t) \quad (28-5)$$

ضمناً :

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

افسان فاز  
دریافتی یا ارسالی  
اندازه گیری شده در  
گیرنده

$$\Phi = \rho + d\rho + c(dt - dT) + \lambda N - d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_\Phi \quad (5-34)$$

مشاهده

$\rho$  : فاصله هندسی

$d\rho$  : خطاهای مداری ( $d\rho_n + d\rho_{sa}$ ) (خطای مداری ناشی از اثر SA خطای مداری آسمی)

$dt$  : خطای ساعت ماهواره

$dT$  : خطای ساعت گیرنده

$d_{ion}$  : تاخیر یونسفری

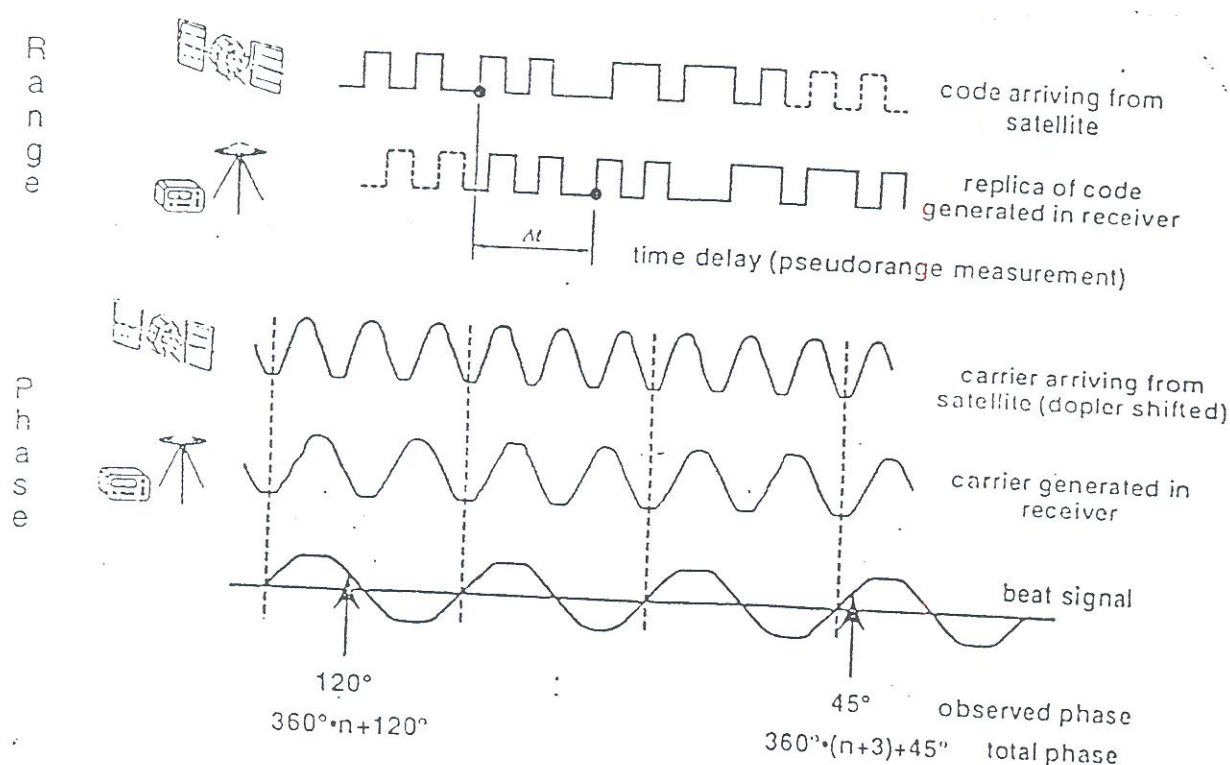
$d_{trop}$  : تاخیر تروپوسفری

$\varepsilon_\Phi$  : نویز مشاهدات ( $\varepsilon_{\Phi_{ion}} + \varepsilon_{\Phi_{trop}}$ ) (نویز ناشی از پدیده چند مسیری + نویز اندازه گیری فاز موج

حامل)

$$\varepsilon_{\Phi_{ion}} \approx 1-5mm$$

$$\varepsilon_{\Phi_{trop}} \leq 0.25\lambda$$



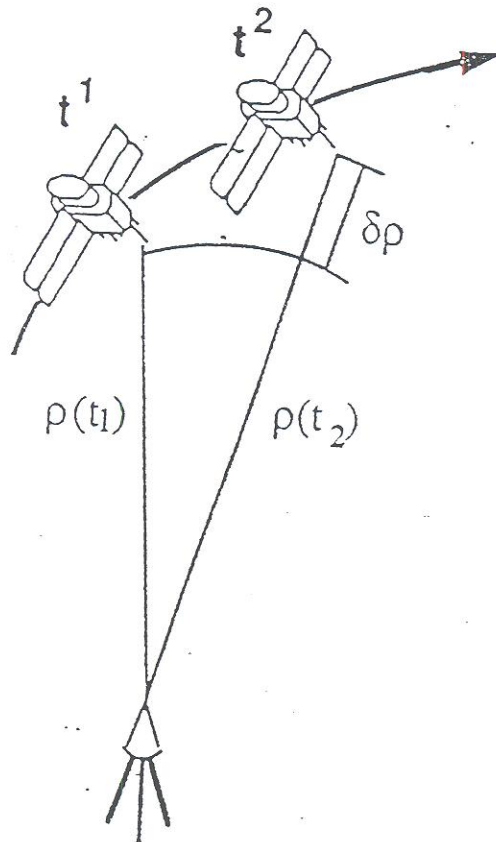
شکل ۵-۱۶- مشاهده شبه فاصله و فاز موج حامل

\* در مشاهده فاز موج حامل ، اثر نویز اندازه گیری فاز موج حامل و نویز ناشی از پدیده چند مسیری خیلی کمتر از نویز در مورد مشاهده شبه فاصله می باشد و در نتیجه دارای دقت بالاتری است . اما یکی از مهمترین محدودیتها در انجام این مشاهدات به خصوص در حالت real - time ، وجود ابهام فاز در متادله مشاهده آن می باشد . ابهام فاز در واقع تعداد دورهای صحیحی از طول موج حامل است که در لحظه

-  $\delta$  : معروف تفاضلی بین دو اپکها

(Between - Epoch Single Differences)

۵-۱۱-۴-۱- تفاضلی یگانه بین اپکها:



شکل ۵-۱۷: تفاضلی یگانه بین اپکها

این روش بر مبنای مشاهده به یک ماهواره توسط یک گیرنده در طول یک بازه زمانی می باشد.

$$\delta(\cdot) = (\cdot)_{epoch2} - (\cdot)_{epoch1}$$

$$\Phi(t_1) = \rho(t_1) + d\rho(t_1) + c(dt_1 - dT_1) + \lambda N - d_{ion_1} + d_{trop_1} + \epsilon_1$$

$$\Phi(t_2) = \rho(t_2) + d\rho(t_2) + c(dt_2 - dT_2) + \lambda N - d_{ion_2} + d_{trop_2} + \epsilon_2$$

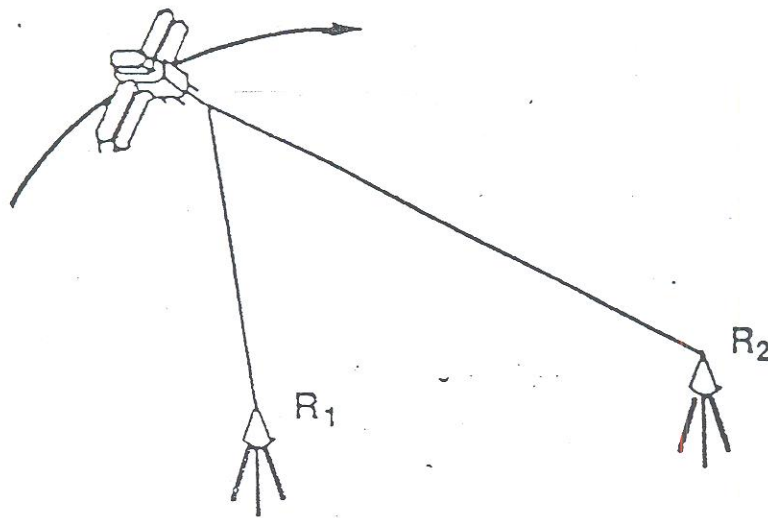
$$\delta\Phi = \delta\rho + \delta d\rho + c(\delta dt - \delta dT) - \delta d_{ion} + \delta d_{trop} + \delta\epsilon$$

ملاحظه می گردد که معادله فوق عاری از اثر ابهام فاز می باشد، زیرا اساس کار در این روش مشاهده به یک ماهواره در یک فاصله زمانی، بدون قطع ارتباط است، لذا N در طول این بازه زمانی ثابت می ماند.

اما معادله مشاهده شبه فاصله به روش تفاضلی یگانه بین اپکها به صورت زیر است:

$$\rho(t_1) = \rho(t_1) + d\rho(t_1) + c(dt_1 - dT_1) + d_{ion_1} + d_{trop_1} + \epsilon_1$$

$$\rho(t_2) = \rho(t_2) + d\rho(t_2) + c(dt_2 - dT_2) + d_{ion_2} + d_{trop_2} + \epsilon_2$$



شکل ۵-۱۸: تفاضلی یگانه بین گیرنده ها

معادله مشاهده فاز موج حامل :

$$\Phi_1(t) = \rho_1(t) + d\rho_1(t) + c(dt - dT_1) + \lambda N_1 - d_{ion_1} + d_{trop_1} + \varepsilon_1$$

$$\Phi_2(t) = \rho_2(t) + d\rho_2(t) + c(dt - dT_2) + \lambda N_2 - d_{ion_2} + d_{trop_2} + \varepsilon_2$$

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

(۵-۳۸)

و معادله شبه فاصله :

$$p_1(t) = \rho_1(t) + d\rho_1(t) + c(dt_1 - dT_1) + d_{ion_1} + d_{trop_1} + \varepsilon_1$$

$$p_2(t) = \rho_2(t) + d\rho_2(t) + c(dt_2 - dT_2) + d_{ion_2} + d_{trop_2} + \varepsilon_2$$

$$\Delta p = \Delta\rho + \Delta d\rho - c\Delta dT + \Delta d_{ion} + \Delta d_{trop} + \Delta\varepsilon$$

(۵-۳۹)

مزایای این روش :

- حذف خطای ساعت ماهواره
- کاهش خطاهای مداری و تاخیر اتمسفری ( هرچه طول خط مبنا کوتاهتر باشد ، میزان کاهش خطاهای فوق بیشتر است )

مثال : فاز موج حامل برای ماهواره های PRN9 و PRN13 ، در روش تفاضلی یگانه بین گیرنده ها ، در ایستگاههای MONITOR و REMOTE عبارت است از :

ماهواره PRN9 :

GPS TIME (S)	$\phi_{Monitor}(cycles)$	$\phi_{Remote}(cycles)$	$\Delta\phi(cycles)$
۴۲۶۹۱۶	۶۲۷۱۱۳/۸۹۳	۶۲۷۵۳/۸۶۳	۴۲۶۰/۰۳۰
۴۲۶۹۲۴	۶۴۳۷۶۷/۶۲۹	۶۳۸۸۳۳/۹۴۸	۴۹۳۳/۶۸۱
۴۲۶۹۳۲	۶۶۰۳۹۳/۲۵۵	۶۵۴۹۱۸/۴۷۳	۵۴۷۴/۷۸۲
۴۲۶۹۴۰	۶۷۶۹۹۰/۳۴۲	۶۷۱۰۱۲/۸۸۸	۵۹۷۷/۴۵۴



و معادله شبه فاصله :

$$p^1(t) = \rho^1(t) + d\rho^1(t) + c(dt_1 - dT) + d_{ion_1} + d_{trop_1} + \varepsilon_1$$

$$p^2(t) = \rho^2(t) + d\rho^2(t) + c(dt_2 - dT_2) + d_{ion_2} + d_{trop_2} + \varepsilon_2$$

$$\nabla p = \nabla \rho + \nabla d\rho + c\nabla dt + \nabla d_{ion} + \nabla d_{trop} + \nabla \varepsilon$$

(۴۱-۵)

با مشاهده به  $n$  ماهواره،  $n-1$  مشاهده خواهیم داشت. معمولاً یک ماهواره به عنوان ماهواره مبنا در نظر گرفته می شود که معمولاً مرتفع ترین ماهواره به جهت حداقل تاثیرپذیری در برابر خطاها به عنوان ماهواره مبنا انتخاب می شود.

مزایا :

(- حذف خطای ساعت گیرنده)

- کاهش خطاهای مداری و اتمسفری ( در صورتیکه ماهواره ها به هم نزدیکتر باشند ، میزان کاهش خطاها بیشتر خواهد بود )

مثال : فاز موج حامل برای ماهواره های PRN9 و PRN13 ، در روش تفاضلی یگانه بین ماهواره ها ، در ایستگاههای MONITOR و REMOTE عبارت است از :

ایستگاه MONITOR :

GPS TIME (S)	$\phi_{PRN13}(\text{cycles})$	$\phi_{PRN9}(\text{cycles})$	$\nabla \phi(\text{cycles})$
۴۲۶۹۱۶	-۸۴۶۵۰۲/۶۷۲	۶۲۷۱۱۳/۸۹۳	-۱۴۷۳۶۱۶/۵۶۵
۴۲۶۹۲۴	-۸۱۹۳۵۰/۱۱۷	۶۴۳۷۶۷/۶۲۹	-۱۴۶۳۱۱۷/۴۶
۴۲۶۹۳۲	-۷۹۲۲۱۱/۹۳۳	۶۶۰۳۹۳/۲۵۵	-۱۴۵۲۶۰۵/۱۸۸
۴۲۶۹۴۰	-۷۶۵۰۸۸/۵۹۴	۶۷۶۹۹۰/۳۴۲	-۱۴۴۲۰۷۸/۹۳۶

ایستگاه REMOTE :

GPS TIME (S)	$\phi_{PRN13}(\text{cycles})$	$\phi_{PRN9}(\text{cycles})$	$\nabla \phi(\text{cycles})$
۴۲۶۹۱۶	-۸۸۳۹۵۷/۴۱۷	۶۲۲۷۵۳/۸۶۳	-۱۵۰۶۷۱۱/۲۸۰
۴۲۶۹۲۴	-۸۵۷۳۷۸/۴۳۱	۶۳۸۸۳۳/۹۴۸	-۱۴۹۶۲۱۲/۳۷۹
۴۲۶۹۳۲	-۸۳۰۷۸۱/۲۶۳	۶۵۴۹۱۸/۴۷۳	-۱۴۸۵۶۹۹/۲۳۶
۴۲۶۹۴۰	-۸۰۴۱۶۰/۴۸۳	۶۷۱۰۱۲/۸۸۸	-۱۴۷۵۱۷۳/۳۷۱

۵-۴-۴-۱۱- تفاضلی دو گانه گیرنده - زمان : (Receiver - Time Double Differences)

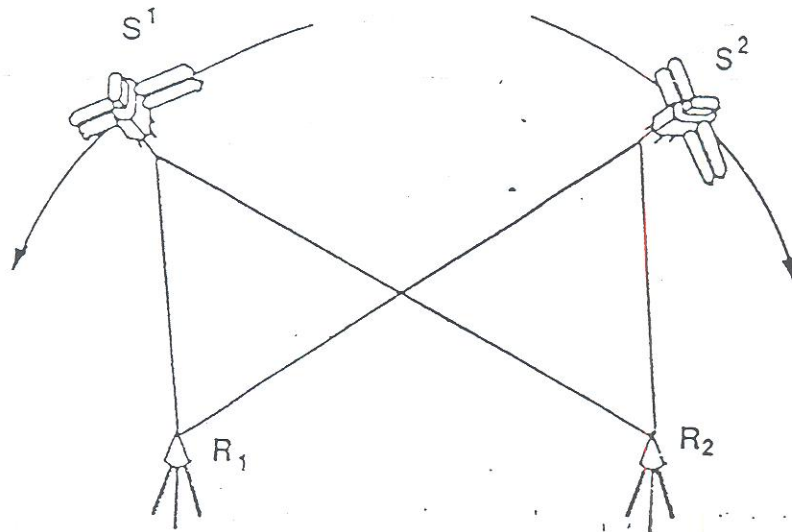
این روش بر اسا مشاهده از دو ایستگاه به یک ماهواره در دو اپک زمانی (در طول یک بازه زمانی) می باشد.

معادله مشاهده فاز موج حامل :

$$\delta \Delta \phi = \delta \Delta \rho + \delta \Delta d\rho - c\delta \Delta dT - \delta \Delta d_{ion} + \delta \Delta d_{trop} + \delta \Delta \varepsilon$$

(۴۲-۵)

معادله شبه فاصله :



شکل ۵-۲۰- تفاضلی دوگانه ماهواره - گیرنده

معادله مشاهده فاز موج حامل :

$$\nabla\Delta\Phi = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta dp + \lambda\nabla\Delta N - \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \nabla\Delta\varepsilon \quad (46-5)$$

و معادله مشاهده شبه فاصله :

$$\nabla\Delta p = \nabla\Delta\rho + \nabla\Delta dp + \nabla\Delta d_{ion} + \nabla\Delta d_{trop} + \nabla\Delta\varepsilon \quad (47-5)$$

در این روش معمولاً یک ماهواره به عنوان ماهواره مبنا در نظر گرفته می شود . در انتخاب این ماهواره باید دقت کافی را مبذول داشت ، چون داده های این ماهواره روی مشاهدات دیگر اثر خواهد گذاشت . عموماً مرتفع ترین ماهواره به لحاظ کم تاثیرتر بودن خطاها به عنوان ماهواره مبنا منظور می گردد .

مزایا :

(- حذف خطاهای ساعت گیرنده و ساعت ماهواره  
- کاهش خطاهای مداری و اتمسفری ( هر چه طول خط مبنا کوتاهتر و دو ماهواره به هم نزدیکتر ، میزان کاهش خطاها بیشتر خواهد بود )

مثال : فاز موج حامل برای ماهواره های PRN9 و PRN13 در روش تفاضلی دوگانه گیرنده - ماهواره در ایستگاه MONITOR و REMOTE عبارت است از :

GPS TIME	MONITOR	MONITOR	REMOTE	REMOTE	$\nabla\Delta\phi(13-9)$
(S)	$\phi13(cycles)$	$\phi9(cycles)$	$\phi13(cycles)$	$\phi9(cycles)$	(cycles)
۴۲۶۹۱۶	-۸۴۶۵۰۲/۶۷۲	۶۲۷۱۱۳/۸۹۳	-۸۸۳۹۵۷/۴۱۷	۶۲۲۷۵۳/۸۶۳	۳۳۰۹۴/۷۱۵
۴۲۶۹۲۴	-۸۱۹۳۵۰/۱۱۱۷	۶۴۳۷۶۷/۶۲۹	-۸۵۷۳۷۸/۴۳۱	۶۳۸۸۳۳/۹۴۸	۳۳۰۹۴/۶۳۳
۴۲۶۹۳۲	-۷۹۲۲۱۱/۹۳۳	۶۶۰۳۹۳/۲۵۵	-۸۳۰۷۸۱/۲۶۳	۶۵۴۹۱۸/۴۷۳	۳۳۰۹۴/۵۴۸
۴۲۶۹۴۰	-۷۶۵۰۸۸/۵۹۴	۶۷۶۹۹۰/۳۴۲	-۸۰۴۱۶۰/۴۸۳	۶۷۱۰۱۲/۸۸۸	۳۳۰۹۴/۴۳۵

- کاهش خطاهای مداری و اتمسفری ( هرچه ماهواره ها به هم نزدیکتر ، طول خط مبنا کوتاهتر ، بازه زمانی مشاهداتی کوتاهتر ، میزان کاهش خطاها بیشتر می باشد )  
 - از این روش بیشتر جهت کشف قطع فاز ها (cycle slip) و برآورد مختصات اولیه استفاده می شود.  
 - LOP و SOP در این روش هذلولی است ، لذا این روش استحکام هندسی خوبی ندارد .

مثال : فاز موج حامل برای ماهواره های PRN9 و PRN13 در روش تفاضلی سه گانه گیرنده - ماهواره - اپک در ایستگاههای MONITOR و REMOTE عبارت است از :

GPS TIME	MONITOR	MONITOR	REMOTE	REMOTE	$\delta\phi(13-9)$
(S)	$\phi_{13}(\text{cycles})$	$\phi_9(\text{cycles})$	$\phi_{13}(\text{cycles})$	$\phi_9(\text{cycles})$	(cycles)
۴۲۶۹۱۶	-۸۴۶۵۰۲/۶۷۲	۶۲۷۱۱۳/۸۹۳	-۸۸۳۹۵۷/۴۱۷	۶۲۲۷۵۳/۸۶۲	
					-۰,۰۸۲
۴۲۶۹۲۴	-۸۱۹۳۵۰/۱۱۷	۶۴۳۷۶۷/۶۲۹	-۸۵۷۳۷۸/۴۳۱	۶۳۸۸۳۳/۹۴۸	
					-۰,۰۸۵
۴۲۶۹۳۲	-۷۹۲۲۱۱/۹۳۳	۶۶۰۳۹۳/۲۵۵	-۸۳۰۷۸۱/۲۶۳	۶۵۴۹۱۸/۴۷۳	
					-۰/۱۱۳
۴۲۶۹۴۰	-۷۶۵۰۸۸/۵۹۴	۶۷۶۹۹۰/۳۴۲	-۸۰۴۱۶۰/۴۸۳	۶۷۱۰۱۲/۸۸۸	

## ۵-۱۲- خطاهای موجود در GPS و نحوه برخورد با آنها :

نکته : در اندازه گیریها عموماً با ۴ نوع کمیت روبرو هستیم :

- اشتباهات (Blunder) : شامل اشتباهات انسانی یا ماشینی هستند و عموماً (نه همیشه) بزرگ هستند ، از این رو به راحتی قابل کشف می باشند . مانند ، اشتباه در قرائت ، اشتباه در نوشتن اعداد ، اشتباه نرم افزاری و ....

- (بایاسها) خطاهای سیستماتیک (Bias) : اثراتی که می توانند مدله شده و با مدله شدن تا اندازه ای حذف شوند . مانند : بایاس مداری ، ساعت ماهواره و گیرنده و اتمسفر .

- خطاها (Error) : شامل اثرات باقیمانده از مدله کردن بایاسها و اثراتی که قابل مدله شدن نیستند ، می باشد . در برخی موارد خطاها قابل کشف و حذف از روی مشاهدات بوده ، مانند اثر cycle slip و در بعضی موارد قابل کشف بوده اما قابل تصحیح نیستند مانند اثر چندمسیری .

- خطاهای اتفاقی (Random error) : خطاهایی که قابل پیش بینی نیستند و ما می توانیم با برخی از روشها مانند میانگین گیری آنها را حذف نماییم .



خوب می شوند. در حالت فعال نبودن خطای SA، میزان بایاس ساعت ماهواره در حد زیر یک میکرو ثانیه یا معادل با ۳۰۰ متر می باشد.

- روشهای برخورد با این بایاس:

- ۱- در کاربردهای کم دقت می توان این بایاس را نادیده گرفت.
- ۲- با استفاده از ضرایب چندجمله ای درجه دوم موجود در پیغام ناوبری می توان دقت همزمانی ساعت ماهواره با زمان GPS را به حد ۲۰ نانو ثانیه رساند.

(۵-۵)

$$dt = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2$$

$dt$ : اختلاف بین زمان ساعت ماهواره و زمان GPS

$t$ : زمان GPS در لحظه اندازه گیری (اپک مشاهداتی)

$t_0$ : اپک مرجع (زمان مبنای ناوبری)

$a_0$ : افست زمان ساعت ماهواره

$a_1$ : افست فرکانس

$a_2$ : دررفت فرکانس

در اطلاعات موجود پیغام ناوبری در زمان یافت

SA (Selective Availability)

۳- با روشهای تفاضلی بین گیرنده ها می توان این بایاس را به طور کامل حذف نمود.

نکته: همانگونه که قبلاً نیز ذکر شد، خطای SA به دو گونه است:

- نوع  $\epsilon$ : روی اطلاعات مداری اثر می گذارد و به بایاسهای مداری اضافه می شود ( $dp_{sa}$ ) و ۲۰ تا ۱۰۰ متر دقت را تحت تاثیر قرار می دهد و می تواند با استفاده از محاسبه مدارات به صورت post-mission حذف شود.

- نوع  $\delta$ : بر ساعت ماهواره اثر می گذارد و به عبارت دیگر در اثر این خطا ضرایب ارسالی ساعت ماهواره  $a_1$  ها به دقت رفتار ساعت ماهواره را نشان نمی دهند. این اثر می تواند با استفاده از روشهای تفاضلی بین گیرنده ها حذف شود.

۵-۱۲-۲-۲- بایاس اطلاعات مداری ماهواره ای:

بایاس مداری ناشی از مدلسازی ناقص دینامیک ماهواره در فضا ( $dp_n$ : بایاس اسمی) می باشد. دقت مداری حاصل از broadcast ephemeris یا اطلاعات مداری غیر دقیق در حالت غیر فعال بودن SA، ۲۰± متر و با استفاده از precise ephemeris یا اطلاعات مداری دقیق در حدود ۵± متر می باشد.

- نحوه برخورد با این بایاس:

- ۱- ساده ترین روش به منظور رفتار با این بایاسها، نادیده گرفتن آنهاست. یعنی فرض نمود که اطلاعات مداری ارائه شده کافیت است. این روشی است که در بسیاری از کاربردهای کینماتیک استفاده می شود.
  - ۲- با انجام روشهای تفاضلی، اثرات بایاس مداری می توانند به میزان قابل ملاحظه ای کاهش یابند.
- ارتباط بایاس مداری و فاصله بین نقاط در تعیین موقعیت تفاضلی به صورت معادله تجربی زیر می باشد:



بایاس در گیرنده های مختلف دارای مقادیر متفاوتی است که به سخت افزار داخلی و نوسانساز به کار رفته در گیرنده بستگی دارد که عامل تعیین کننده ای در قیمت گیرنده ها می باشد .  
- نحوه برخورد با این بایاس :

- ۱- در کاربردهای کم دقت می توان از اثر این بایاس صرف نظر نمود .
- ۲- به عنوان یکی از پارامترهای مجهول در تعیین موقعیت مطلق آنرا برآورد نمود .
- ۳- با استفاده از روشهای تفاضلی بین ماهواره ها این بایاس را حذف نمود .
- ۴- یک چند جمله ای مشابه با چند جمله ای که برای بایاس ساعت ماهواره ارسال می شود ، به داده ها برازش داده و ضرایب  $a_0, a_1, a_2$  آنرا به عنوان مجهول برآورد نماییم .

## ۵-۱۲-۳-۲- عدم اطمینان در مختصات ایستگاههای ردیابی :

۲.۵

برای کاربردهای غیر موقعیتی مانند تعیین مدار و انتقال زمان ، موقعیت ایستگاهها باید معلوم باشند . گاهی در موقعیت ایستگاهها مقداری نااطمینانی وجود دارد . بدیهی است که مدارات با دسترسی به موقعیت دقیق ایستگاهها می توانند دقیقتر پیش بینی شوند . بنابراین ، برای مثال ، اگر دقت ۳ متر در تعیین موقعیت ماهواره مد نظر باشد ، مختصات نسبی ایستگاهها باید با دقتی حدود  $0.15 \text{ ppm}$  معلوم باشند و برای انتقال زمان ، وجود ۱ متر خطا در مختصات دو ایستگاه منجر به ایجاد ۳ ns خطا در انتقال زمان خواهد شد .

- نحوه برخورد با این بایاس :

- ۱- فرض نماییم که مختصات با دقت معلومند . (در کاربردهای غیر موقعیتی مانند انتقال زمان و تعیین مدار)
- ۲- فرض نماییم که مختصات با یک مقدار نااطمینانی (uncertainty) معلوم هستند (با مشخص نمودن نااطمینانی فرض شده ، این روش برای همه کاربردهای موقعیتی و غیر موقعیتی مناسب است) .
- ۳- فرض کنیم که مختصات نامعلومند (در کاربردهای موقعیتی)

## ۵-۱۲-۴- بایاس وابسته به مشاهدات :

### ۵-۱۲-۴-۱- بایاس گسترش سیگنال :

### ۵-۱۲-۴-۱-۱- تاخیر یونسفری :

یونسفر لایه ای از جو است که به طور تقریبی در ارتفاع ۵۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتری بالای سطح زمین قرار دارد . لایه یونسفر حاوی الکترونهای آزاد است که بر روی سرعت انتشار امواج الکترومغناطیسی تاثیر می گذارد . بنابراین سیگنالهای GPS در حین عبور از این لایه دچار ضایعه می شوند . به علت تغییر ضریب انکسار محیط ، مشاهدات شبه فاصله و فاز موج حاصل به ترتیب دارای سرعتیای کم و بیشتر از

بالا

(سرعت کم)

(سرعت گزین)

الف - استفاده از موج عاری از اثر یونسفر :

$$\phi_{L1} = \rho + d\rho + c(dt - dT) + N_1 \lambda_1 - a \frac{TEC}{f_1^2} + d_{trop} + \varepsilon_1$$

$$\phi_{L2} = \rho + d\rho + c(dt - dT) + N_2 \lambda_2 - a \frac{TEC}{f_2^2} + d_{trop} + \varepsilon_2$$

با ضرب رابطه اول در  $f_1^2$  و رابطه دوم  $f_2^2$  و تقسیم تفاضل نتایج بر  $f_2^2 - f_1^2$  داریم :

$$\phi_3 = \frac{f_2^2 \phi_2 - f_1^2 \phi_1}{f_2^2 - f_1^2} = \rho + c(dt - dT) + \frac{1}{f_2^2 - f_1^2} (\lambda_2 f_2^2 N_2 - \lambda_1 f_1^2 N_1) + \frac{1}{f_2^2 - f_1^2} [f_2^2 \varepsilon_2 - f_1^2 \varepsilon_1]$$

$$(54-5) \quad \text{حرارت یونسفر محو شود}$$

به معادله فوق معادله ترکیب عاری از یونسفر می گویند .

L3=Ionosphere free combination

مزایا :

\* موج حاصله عاری از اثر یونسفر است .

معایب :

\* N حاصل از رابطه فوق عدد صحیحی نیست :

\* با این روش نویز افزایش می یابد ، اگر  $\varepsilon_1, \varepsilon_2$  را تقریباً برابر در نظر بگیریم ، نویز موج حاصله حدود سه برابر نویز اولیه است .

ب - استفاده از ترکیب امواج L1 و L2 معروف به Wide laning و Narrow laning :

$$\phi = n_1 \phi_1 + n_2 \phi_2$$

$$\phi_\Delta = \phi_1 - \phi_2 \quad \lambda_\Delta = \frac{c}{f_\Delta} = 86.25 \text{ cm} \quad f_\Delta = f_1 - f_2 \quad (55-5)$$

$$\phi_\Sigma = \phi_1 + \phi_2 \quad \lambda_\Sigma = \frac{c}{f_\Sigma} = 10.70 \text{ cm} \quad f_\Sigma = f_1 + f_2$$

که در رابطه فوق ، فرمول دوم مربوط به Wide laning و فرمول سوم مربوط به Narrow laning می باشد که هر دو باعث کاهش اثر یونسفر می شوند . اما این دو با یکدیگر تفاوتی دارند :

در Wide laning چون طول موج موج حاصله نسبت به طول موج امواج اولیه بزرگتر شده ، لذا یافتن اینام فاز صحیح در این طول موج آسانتر می باشد و این بزرگترین مزیت استفاده از این روش می باشد . اما نویز در این روش حدود ۶ برابر نویز اولیه خواهد بود .

در Narrow laning چون طول موج موج حاصله کوتاهتر است ، یافتن اینام فاز صحیح در آن مشکلتر می باشد اما نویز این روش بسیار کمتر از نویز Wide laning و دیگر ترکیبات دو موج حامل L1 و L2 (مانند موج عاری از یونسفر) می باشد .

در کل میتوان چنین نتیجه گرفت که در مواقعی که نویز مشاهدات ناچیز است ، روش Wide laning در کاهش اثر یونسفر و حل اینام فاز صحیح روش کاراتری است و در مواقعی که مقدار نویز حاصل از مشاهدات قابل توجه می باشد ، روش Narrow laning روش مناسبی در کاهش اثر یونسفر می باشد و در

ب- استفاده از مدل‌های جهانی انکسار : مدل‌هایی مانند Hopfield و Saastamoinen . در این جزوه به عنوان نمونه مدل Hopfield ارائه می‌گردد .

مدل جهانی انکسار Hopfield :

انکسار تروپسفری در زینت :

$$D = \frac{10^{-6}}{5} (N_D H_D + N_W H_W) \quad (5-56)$$

که :

$$H_D = 40136(m) + 148.72 \left( \frac{m}{c^0} \right) T$$

$$H_W = 11000(m)$$

$$N_D = K_1 \frac{P}{T}$$

$$N_W = K_2 \frac{e}{T^2}$$

$$K_1 = 77.6$$

$$K_2 = 3.73 \times 10^5$$

و P فشار اتمسفری ، e فشار بخار آب ، T درجه حرارت می باشد .  
اما جهت محاسبه و برآورد تاخیر تروپسفری در زوایای ارتفاعی مختلف ، باید از توابع نگاشت (mapping function) استفاده نمود که یکی از این توابع به صورت زیر است :

$$d_{trop} = \frac{10^{-6}}{5} \left[ \frac{N_D H_D}{(\sin(E^2 + \alpha^2))^{\frac{1}{2}}} + \frac{N_W H_W}{(\sin(E^2 + \beta^2))^{\frac{1}{2}}} \right] \quad (5-57)$$

که E در رابطه فوق زاویه ارتفاعی ماهواره ،  $\alpha = 65^\circ$  و  $\beta = 25^\circ$  می باشد . دقت برآورد تاخیر تروپسفری با این مدل بستگی به : دقت اندازه گیری P ، e و T و خطای توابع نگاشت دارد .

داده های اولیه ( شرایط جوی : فشار اتمسفری ، فشار بخار آب و درجه حرارت و...) هر یک از این مدلها ( اعم از مدل‌های جهانی و محلی) می تواند از دو طریق بدست آید :

۱- استفاده از پارامترهای استاندارد : بر اساس مدل‌های هواشناسی ، مدل‌هایی ایجاد شده اند که مدل‌های استاندارد نامیده می شوند . در این مدلها با وارد نمودن  $\phi, \lambda$  منطقه مشاهداتی ، می توان پارامترهای P (فشار اتمسفری) ، e (فشار بخار آب) ، t (درجه حرارت) و ... را استخراج نمود .

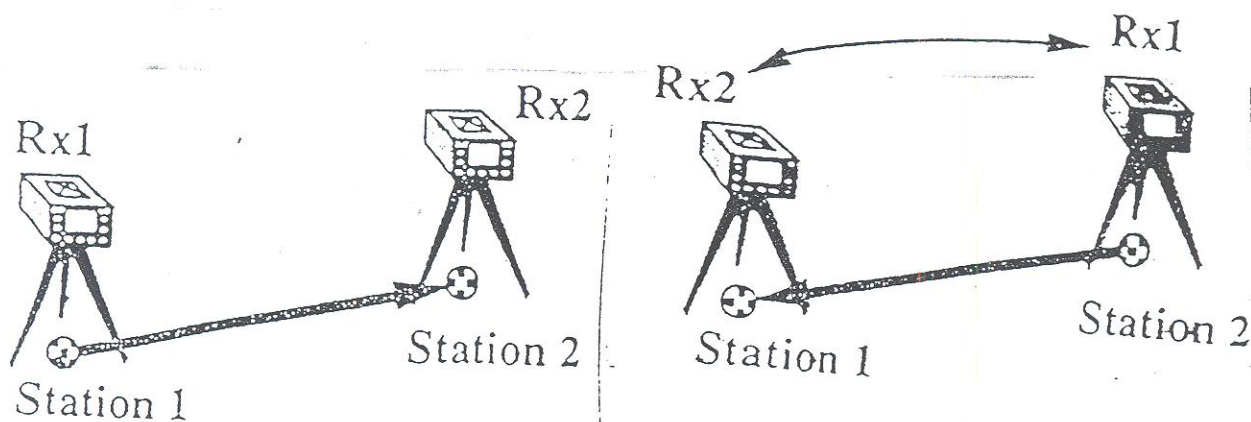
۲- استفاده از پارامترهای جوی اندازه گیری شده در محیط مشاهده

جهت بهبود هر یک از این مدلها ، روشهای مختلفی ارائه شده است . یکی از این روشها استفاده از یک ضریب مقیاس و برآورد آن به عنوان پارامتر مجهول در معادلات مشاهدات می باشد :

$$d_{trop} = d_{trop}^0 (1 + s) \quad (5-58)$$

که  $d_{trop}^0$  مدل برآورد انکسار (مدل جهانی یا محلی) و S ضریب مقیاس مجهول است که باید برآورد شود.





شکل ۵-۲۴: روش جابجایی آنتنها

با جمع نمودن دو معادله مشاهده بدست آمده، عدد ابهام فاز بدست می آید:

$$\nabla \Delta N = \frac{\{\nabla \Delta \phi(t_1) + \nabla \Delta \phi(t_2)\}}{2\lambda} \quad (5-59)$$

۶- روش طول باز معلوم (known baseline): در این روش دو گیرنده روی طول باز کوتاهی که موقعیت دو انتهای آن معلوم است، مستقر شده و اندازه گیریهای فاز موج حامل به مدت چند دقیقه روی آنها انجام می شود. با توجه به اینکه فاصله دو گیرنده از هم کم می باشد، لذا می توان از اثرات زیر صرف نظر نمود:

$$\nabla \Delta d_p \cong \nabla \Delta d_{ion} \cong \nabla \Delta d_{trop} \cong 0$$

در نتیجه با توجه معلوم بودن موقعیت گیرنده ها، ابهام فاز به صورت زیر قابل حصول است:

$$\nabla \Delta N = \frac{\{\nabla \Delta \phi(t) - \nabla \Delta \rho\}}{\lambda} \quad (5-60)$$

به این ترتیب با ردیابی  $n$  ماهواره،  $(n-1)$  مجهول ابهام فاز  $(\nabla \Delta N)$  از طریق فرمول بالا قابل محاسبه می باشد.

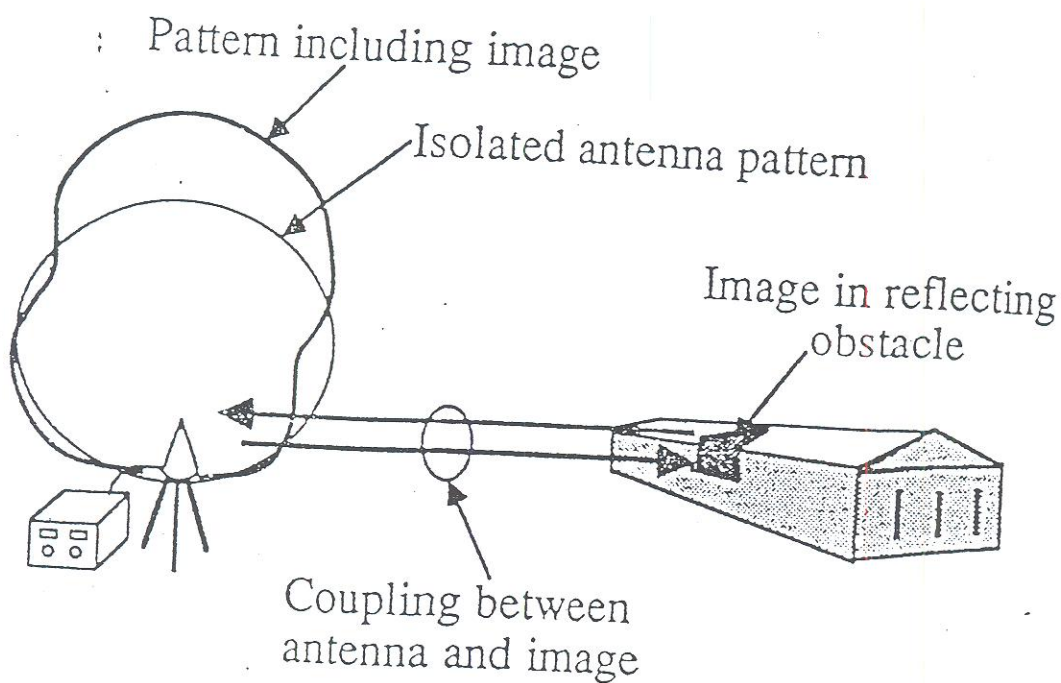
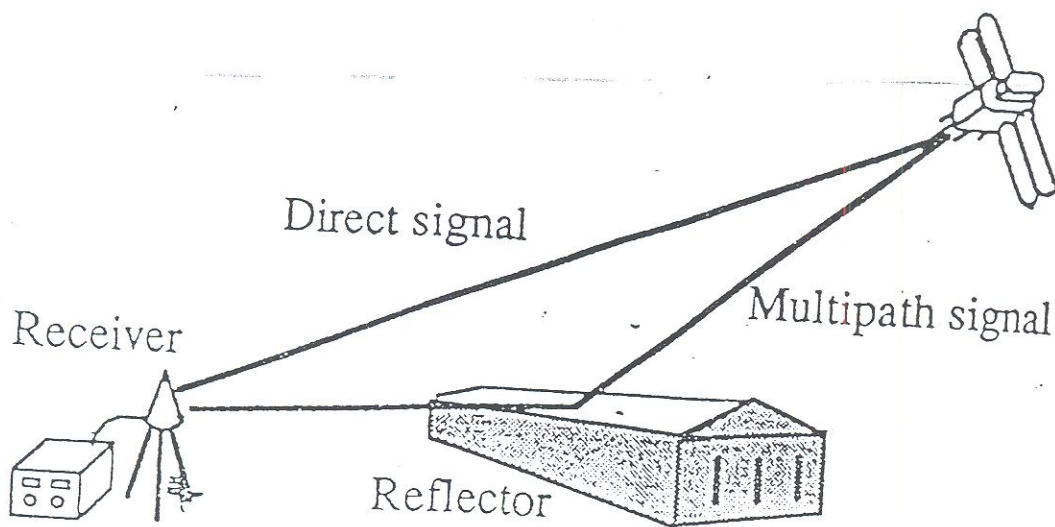
۷- روش طول باز نامعلوم (unknown baseline): این روش مشابه روش پیش است منتها در این روش موقعیت یکی از ایستگاهها نامعلوم بوده و مدت مشاهده نیز در این روش طولانی تر (حدود ۱۰ تا ۳۰ دقیقه) است.

$$\nabla \Delta \phi(t) = \nabla \Delta \rho + \lambda \nabla \Delta N \quad (5-61)$$

↓  
به اختصار مختصات

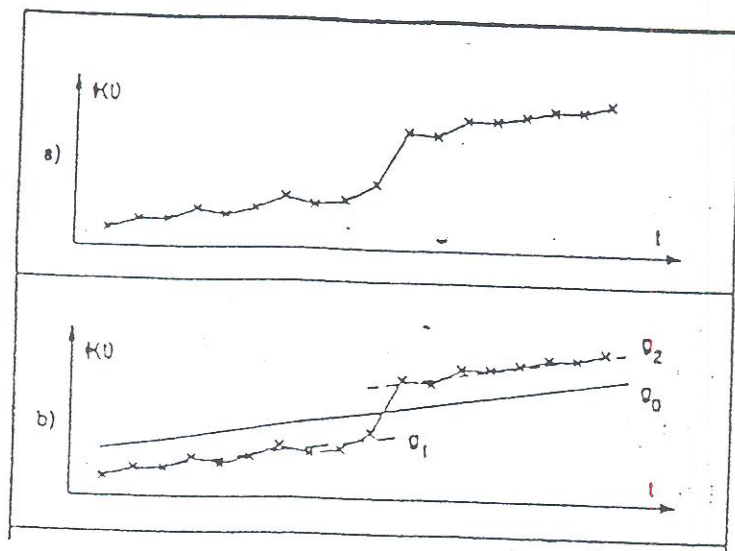
با حل کمترین مربعات، مجهولات شامل ۳ اختلاف مختصات و  $n-1$  مجهول ابهام فاز در صورت ردیابی  $n$  ماهواره با این روش قابل حصول است.





شکل ۵-۲۴- اثر چندمسیری و imaging

می توان به این اثر پی برد.  
 روشهای مقابله یا کاهش این اثر:  
 - ساده ترین روش جهت مقابله با این اثرات، انتخاب دقیق و محتاطانه نوع آنتن و محل استقرار آن است.  
 به عنوان مثال، استفاده از آنتنهای choke-ring به طور قابل ملاحظه ای اثر خطای چندمسیری را  
 کاهش می دهد. همچنین استفاده از صفحه زمینی (ground plane) نیز در کاهش این اثر موثر است.



شکل ۵-۲۵- اثر جهش فاز و برآزش یک منحنی جهت برخورد با آن

جهت محاسبه  $\nabla \Delta \rho$  نیاز است که مختصات ایستگاهها معلوم باشند که با حل تفاضلی سه گانه میتوان به این مقصود رسید.

(در فرمول (۵-۶۲)، اختلاف بین  $w_k$  و  $w_{k+1}$  بیانگر وجود cycle slip خواهد بود (زیرا در روش تفاضلی سه گانه عدد ابهام فاز ثابت می ماند، لذا در صورت وجود اختلاف بین و تنبها توجیه وجود cycle slip است). این روش عموما در حالت استاتیک استفاده می شود.

→ روش ترند سرعت فاز: این روش عموما در مد کینماتیک و در صورت استفاده از گیرنده های تک فرکانسه استفاده می شود. در این روش  $\phi_k$  در لحظه  $t_k$  با استفاده از  $\phi_{k-1}$  و نرخ فاز در زمانهای  $t_k$  و  $t_{k-1}$  پیش بینی می شود:

$$\hat{\phi}_k = \phi_{k-1} + \frac{\phi_k - \phi_{k-1}}{2} \Delta t \quad (5-63)$$

سپس این مقدار پیش بینی شده با مقدار مشاهده شده مقایسه می گردد. اگر  $|\hat{\phi}_k - \phi_k|$  عدد بزرگی شود، بیانگر وقوع cycle slip می باشد.

مثال: وقوع cycle slip روی ماهواره PRN12 در لحظه 15:44:30:

## ۵-۱۲-۸- جابجایی مرکز فاز آنتن :

مرکز فاز آنتن نقطه ای است که اندازه گیری سیگنالهای رادیویی به آن منسوب می شود و عموماً با مرکز فیزیکی آن منطبق نیست. (در آنتنها دو اثر باید مد نظر قرار گیرد : افست مرکز فاز و تغییرات مرکز فاز. دقت یک آنتن به تغییرات مرکز فاز آن مرتبط می باشد نه به افست مرکز فاز آنتن، چرا که ثابت افست می تواند به آسانی تعیین شود اما مدله نمودن مرکز فاز آنتن کار دشواری است.)  
میزان تغییرات مرکز فاز آنتنها در حدود cm-mm می باشد. به عنوان مثال برای آنتهای TI4100 این تغییرات ۱ تا ۲ سانتیمتر و برای آنتهای microstrip حدود میلیمتر است.

## (Dilution Of Precision)

## ۵-۱۳- ضریب تعدیل دقت :

هندس ماهاوره های قابل رویت یک فاکتور مهم در کیفیت نتایج به ویژه در نقشه برداری کینماتیک و تعیین موقعیت مطلق است. هندسه و آرایش ماهاوره ها به واسطه حرکت نسبی آنها در زمان تغییر می کند. (کمیتی که بتوان با آن اثر ترکیب هندسی ماهاوره ها را روی دقت تعیین موقعیت محاسبه نمود، DOP می باشد که مقدار آن عبارت است از :

$$\sigma = DOP \sigma_0$$

( $\sigma$  : دقت موقعیت)

( $\sigma_0$  : دقت اندازه گیری (فاکتور واریانس اولیه))

به عبارت دیگر، DOP همان عناصر روی قطر ماتریس کوفاکتور است :

$$Q_{xx} = (A^T A)^{-1} = \begin{bmatrix} q_{xx} & q_{xy} & q_{xz} & q_{xt} \\ q_{xy} & q_{yy} & q_{yz} & q_{yt} \\ q_{xz} & q_{yz} & q_{zz} & q_{zt} \\ q_{xt} & q_{yt} & q_{zt} & q_{tt} \end{bmatrix}$$

(رسته به این که چه المانهایی در تعریف DOP به کار می روند، تعاریف مختلفی داریم :

$$GDOP = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz} + q_{tt}}$$

$$PDOP = \sqrt{q_{xx} + q_{yy} + q_{zz}}$$

$$TDOP = \sqrt{q_{tt}}$$

ضریب تعدیل دقت هندسی

(geometric dilution of precision)

ضریب تعدیل دقت موقعیت ۳ بعدی

(3-D position dilution of precision)

ضریب تعدیل دقت زمان

(Time dilution of precision)



- در طراحی یک عملیات نقشه برداری برای تعیین بهترین زمان به لحاظ داشتن بهترین آرایش هندسی ممکن بین ماهواره ها از DOP استفاده می گردد .
  - در تفسیر بردارهای خط مبنای پردازش شده DOP نقش مهمی ایفا می کند . برای مثال ، داده ها با DOP ضعیف می توانند حذف شوند .
- همانگونه که قبلا ذکر شد :

$$\sigma = DOP \sigma_0$$

لذا بر این اساس دقتهای مختلفی قابل تعریف است :

$$GDOP \sigma_0:$$

دقت هندسی موقعیت و زمان

$$PDOP \sigma_0:$$

دقت هندسی موقعیت

$$TDOP \sigma_0:$$

دقت هندسی زمان

$$HDOP \sigma_0:$$

دقت هندسی موقعیت مسطحاتی

$$VDOP \sigma_0:$$

دقت هندسی موقعیت قائم

## ۵-۱۴- طراحی :

نقشه برداری GPS اساسا متفاوت از نقشه برداری کلاسیک است ، زیرا نقشه برداری GPS مستقل از شرایط آب و هوایی بوده و به دید مستقیم بین سایتها نیازی ندارد . بنا به این اختلافات ، مراحل طراحی ، اجرا و پردازش یک عملیات نقشه برداری GPS نیز متفاوت خواهد بود . در طراحی ، پارامترهای مختلفی مانند : بررسی محل مشاهده ، آرایش هندسی ماهواره ها ، تعداد و نوع گیرنده ها و جنبه های اقتصادی و ... مد نظر قرار می گیرد . در پروژه های بزرگ با تعداد سایتها و گیرنده های زیاد جهت ذخیره زمان ، طراحی می تواند با استفاده از برنامه های کامپیوتری انجام شود .

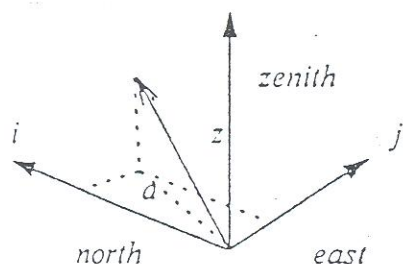
## ۵-۱۴-۱- انتخاب محل ایستگاه :

در طراحی اولین مرحله ، انتخاب محل ایستگاه می باشد . در این مرحله استفاده از نقشه های بزرگ مقیاس  $\frac{1}{25,000}$  تا  $\frac{1}{100,000}$  جهت انتخاب نقطه بسیار مناسب است . همه نقاط عملیات روی

$$j = \begin{bmatrix} -\sin \lambda \\ \cos \lambda \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \phi} \frac{\partial k}{\partial \lambda}$$

$$k = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \lambda \\ \cos \phi \sin \lambda \\ \sin \phi \end{bmatrix}$$

بنابراین آزیموت ( $a$ ) و زاویه زنیته ( $z$ ) از معادلات زیر بدست می آیند:



$$\Delta \rho . i = \sin z \cos a$$

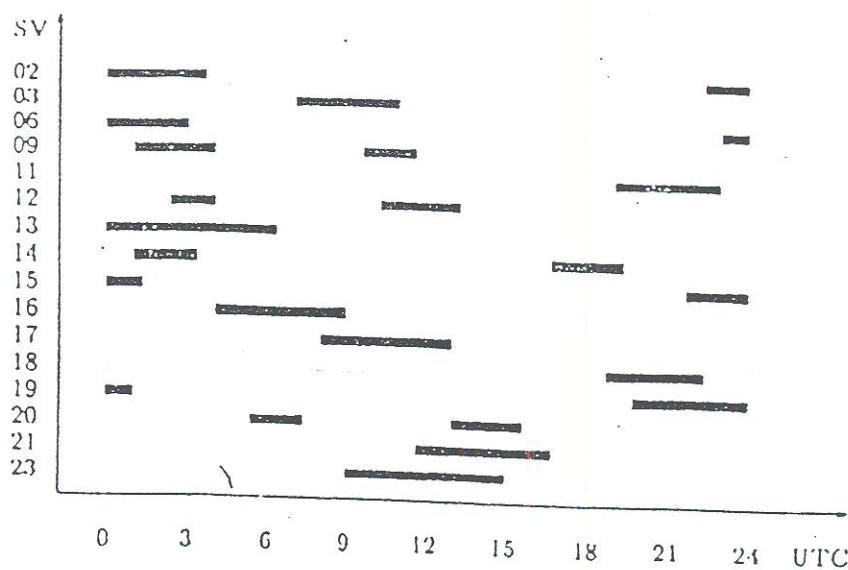
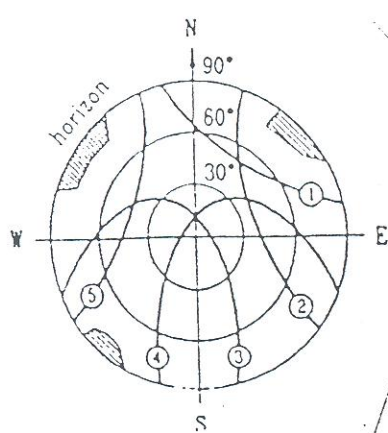
$$\Delta \rho . j = \sin z \sin a$$

$$\Delta \rho . k = \cos z$$

که بر این اساس، دو نوع نمودار خواهیم داشت:

- نمودار polar sky plot: مسیر ماهواره ها به صورت تابعی از زاویه ارتفاعی و آزیموت آن نشان داده می شود.

- نمودار SV (Satellite Visibility): در این نمودار مدت زمان مشاهده هر یک از ماهواره های قابل رویت بر اساس زمان UTC نمایش داده می شود.



شکل ۵-۲۷- نمونه ای از نمودارهای SV و polar sky plot

ماهواره های ردیابی شده همچنین باید از لحاظ آرایش هندسی بررسی شوند. معیار جهت تعیین هندسه ماهواره ها در حالت کلی GDOP است. در بیشتر نرم افزارهای GPS نمودارهای DOP قابل رسم هستند. عموماً GDOP های زیر عدد ۶ خوب هستند.

در اندازه گیری فاز موج حامل ، روی یک خط مینای کوتاه (کمتر از یک کیلومتر) عدد ابهام فاز معمولاً می تواند با ۱۰ - ۵ دقیقه مشاهده با استفاده از فاز L1 حل شود . با گیرنده های دو فرکانس کد P و با استفاده از تکنیک wide-laning ، خطوط بلند (مثلاً ۱۵ کیلومتری) می توانند با ۱۰ دقیقه جمع آوری داده ها به دقت اندازه گیری شوند . در واقع وابستگی زمان مشاهده به طول باز به واسطه عدد ابهام فاز می باشد ، هر چه طول خط مینا کوتاهتر باشد ، زمان کمتری برای حل عدد ابهام فاز نیاز است .

#### ۵-۱۴-۳- شناسایی منطقه :

بعد از آنکه نقاط GPS روی نقشه ترسیم و چگونگی رسیدن به آن نقاط مشخص گردید ، نوبت به شناسایی منطقه است . بدین منظور شخصی به محل مورد نظر سر زمین می رود . در مرحله شناسایی ، معمولاً باید اثر چندمسیری (multipath) و موانع موجود در محل ( وضعیت دید آسمانی منطقه ) بررسی شود . وقتی ایستگاه به موانع منعکس کننده مانند ساختمانها نزدیک باشد ، تنها راه عملی جابجایی نقطه به مکان دیگر است . همچنین اگر در این مرحله ، در منطقه موانعی در اطراف نقطه دیده شود ، اما چاره ای جز انتخاب نقطه مورد نظر نباشد ، در این مورد می توان آنتن را بالای یک دیرک نقشه برداری که ارتفاع آن تا حدود ۳۰ متر هم می رسد ، قرار داد .

بعد از آنکه همه نیازهای ایستگاهها بررسی شد ، شخص شناسایی کننده باید موقعیت بسایت انتخابی را روی یک نقشه بزرگ مقیاس تر مشخص و راه رسیدن به آن نقطه را نیز توصیف نماید . در برخی موارد تهیه کروکی از منطقه و تهیه عکس از محوطه ایستگاه ، مشخص نمودن اسم و آدرس ، مختصات تقریبی و ... برای هر یک از آنها ضروری است .

#### ۵-۱۴-۴- ساختمان سازی :

ساختمان سازی معمولاً در مورد پروژه هایی که طراحی در آنها انجام می گیرد (مانند مطالعات ژئودینامیکی) مطرح می شود .  
هر نقشه بردار باید تشخیص بدهد که چه نوع ساختمانی برای پروژه مورد نظر مناسب است . به عنوان مثال ، برای پروژه های ژئودینامیکی ، بسترهای سنگی و پیلارهای بتنی عمیق جیت عدم حرکت ، انتخاب می گردند .



$$a'_z(t) = -\frac{Z'(t) - Z_{i0}}{\rho'_{i0}(t)}$$

بنابراین :

$$\rho'_i(t) - \rho'_{i0}(t) = a'_x(t)\Delta X_i + a'_y(t)\Delta Y_i + a'_z(t)\Delta Z_i \quad (5-70)$$

سمت چپ معادله فوق شامل معلومات و سمت راست مجهولات می باشد .

## ۵-۱۵-۲- مدل خطی برای تعیین موقعیت مطلق با شبه فاصله :

اگر در معادله مشاهده شبه فاصله :

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

اگر فرض نماییم که خطای ساعت ماهواره ( مثلاً به کمک چندجمله ای ارسالی از ماهواره ) ، خطای یونسفری ( مثلاً به کمک اندازه گیریهای دو فرکانسه ) و خطای تروپوسفری ( به عنوان مثال به کمک مدلهای جهانی ) مدله شوند ، آنگاه می توان نوشت :

$$\underline{P}'_i(t) = \rho'_i(t) - cdT_i(t) + \varepsilon'_i(t)$$

با خطی نمودن معادله فوق داریم :

$$\underline{P}'_i(t) - \rho'_{i0}(t) = -\frac{X'(t) - X_{i0}}{\rho'_{i0}(t)}\Delta X_i - \frac{Y'(t) - Y_{i0}}{\rho'_{i0}(t)}\Delta Y_i - \frac{Z'(t) - Z_{i0}}{\rho'_{i0}(t)}\Delta Z_i - cdT_i(t) + \varepsilon'_i(t)$$

که با نمادگذاری مشابه قسمت قبل به معادله زیر خواهیم رسید :

$$\underline{P}'_i(t) - \rho'_{i0}(t) = a'_x(t)\Delta X_i + a'_y(t)\Delta Y_i + a'_z(t)\Delta Z_i - cdT_i(t) + \varepsilon'_i(t) \quad (5-71)$$

معادله فوق معادله خطی مشاهده شبه فاصله می باشد . در این معادله سمت چپ معادله معلومات و سمت راست مجهولات شامل سه مجهول اختلاف مختصات و یک مجهول ساعت گیرنده قرار دارند . اگر فرض نماییم n ماهواره توسط یک گیرنده در یک اپک ردیابی شده باشد ، لذا داریم :

$$\underline{P}^1 - \rho_0^1 = a_x^1\Delta X + a_y^1\Delta Y + a_z^1\Delta Z - cdT + \varepsilon^1$$

$$\underline{P}^2 - \rho_0^2 = a_x^2\Delta X + a_y^2\Delta Y + a_z^2\Delta Z - cdT + \varepsilon^2$$

$$\underline{P}^3 - \rho_0^3 = a_x^3\Delta X + a_y^3\Delta Y + a_z^3\Delta Z - cdT + \varepsilon^3$$

$$\underline{P}'' - \rho_0'' = a_x''\Delta X + a_y''\Delta Y + a_z''\Delta Z - cdT + \varepsilon''$$

که فرم ماتریسی معادله فوق به صورت زیر خواهد بود :

$$\begin{bmatrix} \Phi^1 - \rho_0^1 \\ \Phi^2 - \rho_0^2 \\ \Phi^3 - \rho_0^3 \\ \vdots \\ \Phi^n - \rho_0^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}^1 & a_{12}^1 & a_{13}^1 & \lambda & 0 & \dots & 0 & -c \\ a_{21}^1 & a_{22}^1 & a_{23}^1 & 0 & \lambda & \dots & 0 & -c \\ a_{31}^1 & a_{32}^1 & a_{33}^1 & 0 & 0 & \dots & 0 & -c \\ \vdots & \vdots & \vdots & 0 & 0 & \dots & 0 & \vdots \\ a_{n1}^1 & a_{n2}^1 & a_{n3}^1 & 0 & 0 & \dots & \lambda & -c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \\ N^1 \\ N^2 \\ \vdots \\ N^n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon^1 \\ \varepsilon^2 \\ \varepsilon^3 \\ \vdots \\ \varepsilon^n \end{bmatrix} \quad (74-5)$$

$$L = AX + \Sigma$$

$$\hat{X} = (A^T A)^{-1} A^T L$$

$$C_x = (A^T A)^{-1}$$

(با مشاهده به n ماهواره در m اپک، تعداد مجهولات: 3+n+m و تعداد مشاهدات: n×m خواهد بود.)

#### ۵-۱۵-۴- مدل خطی برای تعیین موقعیت نسبی:

در تعیین موقعیت نسبی، ما با ترکیب مشاهدات فاز یا شبه فاصله روبه رو هستیم. چون مشاهده فاز و شبه فاصله تقریباً مدلهای یکسانی دارند، لذا در اینجا جهت روشن شدن مطلب، روش تفاضلی دوگانه گیرنده - ماهواره که روش مرسومتری نسبت به سایر روشهای تفاضلی است، در مورد فاز موج حامل مطرح می گردد.

در این قسمت نماد  $\nabla \Delta \Phi$  به صورت  $\Phi_{AB}^k$  (تفاضلی دوگانه بین گیرنده های A و B و ماهواره های ژام و k) نشان داده شده است.

$$\Phi_{AB}^k(t) = \rho_{AB}^k(t) + \lambda N_{AB}^k + \varepsilon_{AB}^k(t) \quad (75-5)$$

اما خود  $\rho_{AB}^k(t)$  عبارت است از:

$$\rho_{AB}^k(t) = \rho_B^k(t) - \rho_B^j(t) - \rho_A^k(t) + \rho_A^j(t) \quad (76-5)$$

که بیانگر این مطلب است که تفاضلی دوگانه از ۴ اندازه گیری شبه فاصله تشکیل شده است و در این معادله ۴ ترم غیر خطی باید خطی شوند:

$$\begin{aligned} \rho_{AB}^k(t) = & \rho_{B0}^k(t) - \frac{X^k(t) - X_{B0}}{\rho_{B0}^k(t)} \Delta X_B - \frac{Y^k(t) - Y_{B0}}{\rho_{B0}^k(t)} \Delta Y_B - \frac{Z^k(t) - Z_{B0}}{\rho_{B0}^k(t)} \Delta Z_B \\ & - (\rho_{B0}^j(t) - \frac{X^j(t) - X_{B0}}{\rho_{B0}^j(t)} \Delta X_B - \frac{Y^j(t) - Y_{B0}}{\rho_{B0}^j(t)} \Delta Y_B - \frac{Z^j(t) - Z_{B0}}{\rho_{B0}^j(t)} \Delta Z_B) \\ & - (\rho_{A0}^k(t) - \frac{X^k(t) - X_{A0}}{\rho_{A0}^k(t)} \Delta X_A - \frac{Y^k(t) - Y_{A0}}{\rho_{A0}^k(t)} \Delta Y_A - \frac{Z^k(t) - Z_{A0}}{\rho_{A0}^k(t)} \Delta Z_A) \\ & + (\rho_{A0}^j(t) - \frac{X^j(t) - X_{A0}}{\rho_{A0}^j(t)} \Delta X_A - \frac{Y^j(t) - Y_{A0}}{\rho_{A0}^j(t)} \Delta Y_A - \frac{Z^j(t) - Z_{A0}}{\rho_{A0}^j(t)} \Delta Z_A) \end{aligned} \quad (77-5)$$

### ۵-۱۵-۵- سرشکنی شبکه :

( SINGLE BASELINE SOLUTION )

#### ۵-۱۵-۵-۱- حل خط مبنا :

بعد از خطی کردن معادلات نوبت به حل سیستم معادلات خطی است. سرشکنی این معادلات کاری محاسباتی است که توسط کامپیوتر انجام می شود. اما اساس سرشکنی مینیمم نمودن  $V^T P V$  است که انتخاب ماتریس وزن نقش مهمی را در نتیجه، ایفا می کند. عمده تفاوت روشهای حل خط مبنا و چندنقطه ای در تعریف ماتریس وزن مشاهدات می باشد.

در مورد یک شبکه مشاهده شده، معمولاً از روش خط مبنا به صورت پردازش خط به خط (baseline - baseline) استفاده می شود. در این روش با  $n_i$  سایت مشاهداتی،  $\frac{n_i(n_i - 1)}{2}$  خط مبنا می

تواند محاسبه شود. اما از میان این  $\frac{n_i(n_i - 1)}{2}$  خط مبنا، تنها تعداد  $n_i - 1$  آنها مستقل هستند و خط مبنای اضافی می توانند به منظور چک کردن باقیمانده ها یا برای سرشکنی بردارهای خط مبنا استفاده شوند. در روش دیگری که توسط Mc. Arthur در همین راستا ارائه شد، تنها  $n_i - 1$  خط مبنا انتخاب و سرشکن می شوند، یعنی در واقع در این روش تنها خط مبنای مستقل انتخاب می گردند.

عیب روش خط مبنا این است که چون در این روش حلها به صورت خط به خط - (baseline) انجام می شود، همبستگی (correlation) بین خطوط در این روش نادیده گرفته می شود که این مسئله از لحاظ تئوری درست نیست (در واقع ماتریس وزن مشاهدات در این روش قطری است).

( MULTIPOINT SOLUTION )

#### ۵-۱۵-۵-۲- حل چند نقطه ای :

در مقابل روش حل خط مبنا، در این روش همه نقاط در شبکه به صورت یکجا سرشکن می شوند. لذا در این روش همبستگی (correlation) بین خطوط مبنا ها نیز در نظر گرفته می شود. مثلاً در مورد روش تفاضلی یگانه بین گیرنده ها: فرض نماییم از سه نقطه A و B و C ماهواره ژام در آیک ردیابی شده است. بنابراین دو خط مبنای مستقل می تواند تعریف شود، با در نظر گرفتن ایستگاه A به عنوان ایستگاه مبنا، برای دو خط مبنای A-B و A-C معادلات تفاضلی یگانه به صورت زیر نوشته می شود:

$$\Phi'_{AB}(t) = \Phi'_B(t) - \Phi'_A(t)$$

$$\Phi'_{AC}(t) = \Phi'_C(t) - \Phi'_A(t)$$

با تعریف ماتریس تفاضلی یگانه به صورت زیر داریم :

$$SD = \begin{bmatrix} \Phi'_{AB}(t) \\ \Phi'_{AC}(t) \end{bmatrix} \quad \text{و} \quad C = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{و} \quad \Phi = \begin{bmatrix} \Phi'_A(t) \\ \Phi'_B(t) \\ \Phi'_C(t) \end{bmatrix}$$



شوند. به عبارت دیگر هر نوع گیرنده، نرم افزار خاص خود را داراست و داده های جمع آوری شده با آن، تنها با نرم افزار خاص آن نوع گیرنده قابل پردازش است. به منظور حل این مشکل، دو راه وجود دارد: یا همه سازندگان گیرنده ها از فرمت خروجی یکسان برای داده ها استفاده کنند و یا یک فرمت مشترک تعریف شود که بتواند به عنوان یک مبدل بین همه انواع گیرنده ها و سیستمهای مختلف نرم افزاری پردازش داده ها استفاده شود. امروزه، سازندگان گیرنده ها، گیرنده ها را به صورتی طراحی می کنند که هر کدام فرمت خروجی خاص خود را دارند لذا مورد اول منتفی است. ولی مورد دوم، قابل اجراست. امروزه در بیشتر گیرنده های GPS نرم افزار تبدیل از فرمت خاص گیرنده به فرمت RINEX وجود دارد. با استفاده از این فرمت می توان داده ها از دو نوع مختلف گیرنده را برای پردازش یک خط مبنا استفاده نمود. در واقع RINEX، یک مبدل بین گیرنده ها و نرم افزارهای مختلف پردازشی است. فرمت RINEX، شامل سه نوع فایل است:

- فایل مشاهدات (Observation Data File): که معمولاً این فایلها با پسوند obs (extension) یا o در فرمت آخر سال مشاهده می باشند.
- فایل شرایط آب و هوایی (Meteorological Data File): که معمولاً با پسوند met هستند.
- فایل پیامهای ناوبری (Navigation message File): که معمولاً با پسوند nav یا n در فرمت آخر سال مشاهده می باشند.

## ۵-۱۷- تعیین موقعیت استاتیک و کینماتیک:

تعیین موقعیت استاتیک اشاره به مشاهده ایستا دارد و تعیین موقعیت کینماتیک بیانگر مشاهده در حال حرکت است. قطع ارتباط لحظه ای سیگنال در روش استاتیک به اهمیت روش کینماتیک نیست. در روش کینماتیک قطع ارتباط لحظه ای سیگنال به معنی از دست دادن موقعیت است. هر کدام از این روشها می توانند به صورت تعیین موقعیت مطلق یا نسبی انجام شوند:

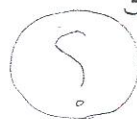
- تعیین موقعیت نقطه ای استاتیک (static point positioning): با این روش با مشاهده نسبتاً کوتاهی می توان به دقت ۵ تا ۱۰ متر در موقعیت رسید.
- تعیین موقعیت نقطه ای کینماتیک (kinematic point positioning): این روش جهت تعیین موقعیت وسائط نقلیه (هواپیماها، کشتیها و به طور کلی هر جسم متحرک) با دقت ۱۰ تا ۱۰۰ متر استفاده می شود.
- تعیین موقعیت نسبی استاتیک با فاز موج جامل:



این روش ترکیبی از تعیین موقعیت نسبی کینماتیک و استاتیک است. در این روش، گیرنده متحرک در ایستگاههایی که تعیین موقعیت آنها مد نظر است، متوقف شده، اندازه گیریایی به مدت ۵ - ۱ دقیقه روی آنها انجام می دهد. سپس بدون قطع ارتباط گیرنده با ماهواره (جهت حفظ عدد ابهام فاز)، گیرنده حرکت نموده و در ایستگاه بعدی مستقر می گردد و دوباره مشاهداتی را به مدت ۵ - ۱ دقیقه روی این ایستگاه انجام می دهد و به همین صورت این روند ادامه می یابد. در واقع اساس این روش عبارت است از تعیین موقعیت نسبی با استفاده از یک گیرنده ثابت و گیرنده متحرک. گیرنده ثابت به صورت پیوسته در طول عملیات با ماهواره در ارتباط است. گیرنده متحرک که معمولاً وسایل نقلیه (هواپیماها، ماشینها، کشتیها و...) هستند، در نقاطی که باید تعیین موقعیت شوند، متوقف و به مدت ۵ - ۱ دقیقه جمع آوری اطلاعات می نمایند. پس از انجام مشاهدات، اطلاعات به صورت post mission پردازش می شود و اختلاف مختصات از ایستگاه ثابت بدست می آید. در این روش باید طول خط مبناها کوتاه باشد (جهت صرف نظر نمودن از خطاهای مداری، یونسفری و تروپوسفری). در این روش با استفاده از اندازه گیریهای تفاضلی فاز موج حامل  $(\nabla\Phi)$  می توان به دقت سانتیمتر رسید. در مواقعی که نیاز به دقتهای بالا نمی باشد، می توان از اندازه گیریهای شبه فاصله به جای فاز موج حامل استفاده نمود. در این روش با استفاده از فاز موج حامل، با ردیابی به  $n$  ماهواره، (۳ مولفه خط مبنا، به علاوه  $n-1$  مجهول ابهام فاز باید حل شود).

مزایای این روش:

- سریع
- اقتصادی
- نیاز به دید مستقیم ندارد
- ۲۴ ساعته قابل اجراست



## ۵-۱۷-۲- تعیین موقعیت شبه کینماتیک: (pseudo - kinematic)

در این روش مشابه با روش stop & go، گیرنده متحرک در ایستگاههای مورد نظر مستقر و بعد از انجام مشاهدات به مدت ۵ دقیقه در هر ایستگاه، حرکت نموده و در ایستگاه بعدی مستقر می شود. منتها در این روش نیازی نیست که ارتباط بین ماهواره و گیرنده در مسیر بین دو ایستگاه برقرار باشد، یعنی می توان گیرنده را به محض اتمام مشاهدات در یک ایستگاه خاموش و بعد از جابجایی آن و استقرار در ایستگاه بعدی روشن نمود. بعد از آنکه در کلیه ایستگاهها مشاهدات انجام شد، پس از مدت زمان حدود ۱ ساعت که هندسه ماهواره ها تغییر نمود، مشاهداتی دوباره روی همان ایستگاهها به همان ترتیبی که ذکر شد انجام می گردد.

(- در روش کینماتیک برخلاف روش استاتیک که قطع ارتباط در آن به منزله از دست دادن  $N$  و کاهش دقت است، در این روش قطع ارتباط به منزله از دست دادن  $N$  و در نتیجه از دست دادن موقعیت است.)

## ۵-۱۸- تعداد مجهولات و مشاهدات در روشهای مختلف تعیین موقعیت :

کلیه نامعادلات ذکر شده در این بخش در مورد مشاهدات فاز موج حامل، مشاهده به  $n$  ماهواره در  $m$  اپک می باشد. همچنین در مورد روشهای نسبی تنها روشهای متداول تعیین موقعیت عنوان شده است.

- تعیین موقعیت مطلق (مد استاتیک و کینماتیک) :

(در این حالت با مشاهده به  $n$  ماهواره در  $m$  اپک، تعداد  $nm$  مشاهده و ۳ مجهول مختصات،  $n$  مجهول ابراهام فاز و  $m$  مجهول خطای ساعت خواهیم داشت یعنی :

$$nm \geq 3 + n + m$$

$$m \geq \frac{n+3}{n-1}$$

پیداست که با ۱ ماهواره نمی توان به جواب رسید. اگر تعداد ۲ ماهواره در نظر بگیریم، از لحاظ تنوری باید حداقل ۵ اپک مشاهده انجام بدهیم.

- تعیین موقعیت نسبی :

با فرض اینکه هر دو ایستگاه قادر به مشاهده به ماهواره های یکسانی در هر اپک باشند.

الف - مد استاتیک :

(- تفاضلی یگانه بین گیرنده ها :

$$nm \geq 3 + n + m$$

$$m \geq \frac{n+3}{n-1}$$

معلومات :  $nm$  مشاهده

مجهولات : ۳ مجهول مختصات،  $n$  مجهول ابراهام فاز و  $m$  مجهول خطای ساعت.

با این روش نیز با ۱ ماهواره نمی توان به جواب رسید. با مشاهده به ۴ ماهواره به حداقل ۳ اپک مشاهداتی نیاز است.

- تفاضلی دوگانه گیرنده - ماهواره :

$$(n-1)m \geq 3 + (n-1)$$

$$m \geq \frac{n+2}{n-1}$$

معلومات :  $(n-1)m$  مشاهده

مجهولات : ۳ مجهول مختصات،  $n-1$  مجهول ابراهام فاز

#### ۴-۴- سیستم تعیین موقعیت DORIS : (Doppler Orbitography and Radiolocation Integrated by Satellite)

این سیستم یک سیستم پیشرفته فرانسوی است که بر مبنای اندازه گیری شیفت داپلر سیگنالهای رادیویی ارسالی از ایستگاههای زمینی استوار است. این سیستم شامل سه قسمت زیر است:

- ایستگاههای زمینی: که کار ارسال سیگنالها را بر عهده دارد و شامل: یک واحد الکترونیکی، زمان سنج، میکروپروسسور، منبع نیرو و سنجنده هواشناسی است.
- بخش فضایی: این بخش شامل بخشهای سوار شده بر روی ماهواره های SPOT, TOPEX-POSEIDON و بزودی SPOT4, SPOT5 و ENVISAT است و متشکل از یک گیرنده دو فرکانسه، یک اسبلا تور کریستال و یک آنتن همه جهته می باشد.
- بخش کنترل: که در تولوز فرانسه قرار دارد و کنترل سیستم را بر عهده دارد.

(اساس کار سیستم عبارت است از ارسال دو سیگنال با طول موج های ۴۰۰ MHZ و ۲ GHZ از ایستگاههای زمینی و دریافت آن توسط بخش فضایی و اندازه گیری شیفت داپلر در این بخش). اطلاعات روی حافظه جانبی ذخیره و طی ارتباط مناسبی به زمین فرستاده می شود.

#### ۴-۵- سیستم تعیین موقعیت PRARE : (Precise Range And Range-Rate Equipment)

یک سیستم پیشرفته دو فرکانسه و دو طرفه فرانسوی است که شامل سه بخش زیر می باشد:

- بخش فضایی: که واحد کوچکی است و شامل دستگاه مسافت سنج، مخزن اطلاعات و منبع نیرو می باشد.
- بخش کنترل: که مسئولیت کنترل سیستم و کالیبراسیون و کنترل زمان و ارتباط با بخش فضایی را بر عهده دارد.
- بخش زمینی: شامل ایستگاههای زمینی

اساس کار سیستم: دو سیگنال، یک سیگنال روی باند S با طول موج ۲/۵ گیگا هرتز و دیگری روی باند X با طول موج ۸/۵ گیگا هرتز به طور همزمان از بخش فضایی به بخش زمینی ارسال می شوند. در ایستگاه زمینی زمان تاخیر در وصول هر سیگنال با دقتی بیش از ۱ نانوثانیم اندازه گیری و سپس برای محاسبه خطای یونیستری به بخش فضایی ارسال می شود. همزمان با ارسال پارسرهای اتمسفری نیز در ایستگاه زمینی برای محاسبه خطای تروپوسفری کار می شود. مدت زمان رفت و برگشت



## ۵-۱۹- سیستم تعیین موقعیت آنی DGPS :

بدلیل وجود منابع مختلف خطا در مشاهدات GPS، خصوصا خطای SA (که البته در حال حاضر خاموش می باشد)، دقت تعیین موقعیت نقطه ای به صورت آنی، کاهش می یابد. تکنیکهای تفاضلی GPS، از جمله ابزارهای بسیار سودمند برای حذف یا کاهش موثر این خطاها هستند. چنانچه اطلاعات جمع آوری شده در گیرنده معلوم و گیرنده مجهول به صورت آنی پردازش شود و مختصات گیرنده مجهول به صورت آنی بدست آید، بحث تعیین موقعیت تفاضلی آنی (Real Time Differential GPS) تبدیل می شود.

فرض اساسی در روش RT-DGPS استفاده از ماهواره های یکسان تحت شرایط جوی نسبتا یکسان است و این موضوع میسر نخواهد بود مگر در صورت نزدیکی گیرنده مجهول به گیرنده معلوم. در واقع فرض بر این است که در هر ایک، خطاهای موجود در مشاهدات GPS برای هر دو گیرنده مزبور یکسان است. بنابراین اگر بتوان تصحیحات موقعیت گیرنده معلوم را تحت یک فرمت قابل قبول و بدون درنگ برای گیرنده مجهول یا متحرک ارسال نمود، موقعیت گیرنده متحرک با دقت خوبی بدست خواهد آمد.

دقت تعیین موقعیت در یک سیستم RT-DGPS بسته به عوامل مختلفی همچون نوع گیرنده قابل دسترس، نوع مشاهده مورد پردازش، تعداد ماهواره های قابل ردیابی، فاصله بین ایستگاه مرجع و متحرک و تاخیر زمانی در اعمال تصحیحات DGPS از چند سانتیمتر تا چند متر متغیر است. در واقع با افزایش فاصله بین گیرنده متحرک و گیرنده مرجع، افزایش تاخیر زمانی در ارسال تصحیحات و کاهش تعداد ماهواره های قابل ردیابی از ارزش تصحیحات ارسالی کاسته شده و در نتیجه دقت تعیین موقعیت گیرنده متحرک گیرنده متحرک نیز کاهش پیدا می کند.

این سیستم معمولا در حالت کینماتیک مثلا برای کنترل ماشینهای پلیس، آمبولانسها، هواپیماها، کشتیها و ... به صورت real-time استفاده می شود و نحوه ارسال اطلاعات به دو نوع است:

- uplink: در این حالت تصحیحات DGPS از ایستگاه مرجع (monitor) به ایستگاه متحرک (remote) ارسال می شود. (شکل ۵-۳۰)

- dowlink: در این حالت تصحیحات DGPS از ایستگاه متحرک به ایستگاه مرجع ارسال می گردد. (شکل ۵-۳۱)

در این سیستم چند مسئله مهم است:

۱- فرمت ارسال تصحیحات: که از فرمت استاندارد RTCM جهت ارسال تصحیحات استفاده می شود.  
۲- نرخ ارسال اطلاعات: که معمولا ۵۰ بیت در ثانیه (نرخ ارسال تصحیحات شبه فاصله) استفاده می شود.

۳- مدت زمان اعتبار تصحیحات: که بستگی به مقدار داده ها و فاصله بین دو ایستگاه دارد و معمولا ۱۰ ثانیه انتخاب می شود. اگر این زمان را بیشتر در نظر بگیریم، چون خطاها و به خصوص خطای SA در

این مدت در حال تغییر است ، دقت کاهش می یابد . (جهت کاهش اثر SA باید اولاً زمان اعتبار تصحیحات را کمتر نمود یا به عبارت دیگر update نمودن داده ها را با سرعت بیشتری انجام داد و ثانیاً فاصله بین دو ایستگاه مدجع و متحرک را کمتر نمود .)

با استفاده از تصحیحات شبه فاصله می توان به دقت ۵-۲ متر (با نرخ ارسال ۵۰-۱۰۰ بیت در ثانیه) و با تصحیحات مشاهده فاز موج حامل به دقت کمتر از متر (با نرخ ارسال ۱۰۰۰-۲۰۰۰ بیت در ثانیه) رسید . اما به لحاظ نرخ بالای ارسال در فاز موج حامل و به لحاظ آنکه با این نرخ مشکل مخابراتی پیش می آید ، معمولاً از تصحیحات شبه فاصله استفاده می شود . ( RT-DGPS » )

## ۵-۲۰- دقت‌های قابل حصول در سیستم GPS :

	تعیین موقعیت مطلق	تعیین موقعیت نسبی
کد P	۲۰ m (۵ m)	۵ m (۳ m)
کد C/A	۵۰ m (۵۰ m)	۱۰ m (۵ m)
فاز موج حامل (استاتیک)		۱ ppm (۰/۰۱ ppm)
فاز موج حامل (کینماتیک)		۲۰ cm (۱۰ cm)

اعداد داخل پرانتز دقت مورد انتظار در سال ۱۹۹۳ می باشد . البته باید توجه داشت که در حال حاضر با خاموش بودن اثر SA این دقتها به طور قابل ملاحظه ای بهبود یافته است .

## ۵-۲۱- سیستم تعیین موقعیت و ناوبری GLONASS : (Global Navigation Satellite System)

این سیستم یک سیستم تعیین موقعیت و ناوبری ، مشابه سیستم GPS است که توسط روسیه ایجاد گردید . براساس توافقنامه ای که بین آمریکا و روسیه به تصویب رسید ، ساخت گیرنده هایی که قادر به استفاده از هر دو سیستم باشند ، امکان پذیر شد و امروزه گیرنده هایی به بازار عرضه شده اند که

- پیام ناوبری در این سیستم در یک سوپر فریم با طول  $2/5$  دقیقه (در مقایسه با  $12/5$  دقیقه در سیستم GPS) قرار دارد. هر سوپر فریم شامل ۵ فریم ۳۰ ثانیه ای (در GPS ۲۵ فریم ۳۰ ثانیه ای وجود دارد) و هر فریم شامل ۵ زیر فریم است.

- در پیام ناوبری سیستم GLONASS، موقعیت ماهواره ها برای اپکهای نیم ساعته داده می شوند، در مورد اندازه گیری هایی که بین این زمان قرار دارند، باید با استفاده از داده های موقعیت، سرعت و شتاب در اپکهای قبل و بعد از اپک مشاهدات و با کمک روشهای انتریولاسیون، موقعیت ماهواره را در زمان مورد مشاهده بدست آورد.

- مختصات ماهواره ها در این سیستم در  $SGS85$  داده می شوند (در GPS مختصات  $WGS84$  است).

- آلمانکها در این سیستم هر روز update و بهینه می شوند (در GPS هر ۶ روز یکبار بهینه می شوند). ضمناً آلمانکها در این سیستم دقیقتر از سیستم GPS هستند.

- تصحیح یونسفری در پیام ناوبری در این سیستم وجود ندارد.  
(۶) سیستم زمانی:

- GLONASS نیز یک سیستم زمانی خاص خود را دارد. زمان GPS به استاندارد UTC در رصدخانه نیروی دریایی آمریکا  $^{2}_{[USNO]}$  (UTC) منسوب است، در حالیکه سیستم زمانی GLONASS به استاندارد UTC در Soviet Union  $^{[US]}$  (UTC) منسوب می باشد.

(۷) سیستم مختصات:

- GLONASS از سیستم  $SGS85$  استفاده می کند (GPS از سیستم  $WGS84$  استفاده می نماید).

(A) Selective Availability:

- در این سیستم اثر SA وجود نخواهد داشت (البته از اول می ۲۰۰۰ این اثر از روی سیستم GPS نیز برداشته شد).

در جدول صفحه بعد خصوصیات کلی دو سیستم آورده شده است.



## مراجع

- Cannon, M. E. (1997): "Satellite Positioning", Lectures Notes ENGO 561, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary.
- Hofmann-Wellenhof, B., H. Lichtenegger and J. Collins (1994): "Global Positioning System: Theory and Practice", Springer-verlag, Win New York, USA.
- Leik, A. (1995): "GPS Satellite Surveying", A Willey-Interscience Publication, John Willy & Sons, New York / Chichester / Brisbane / Toronto / Singapor.
- Seeber, G. (1993): "Satellite Geodesy: Foundations, Methods and Applications", Walter de Gruyter, Berlin, New York.
- Teunissen, P.J.G., A. Kleusberg (1998): "GPS for Geodesy", Springer.
- Wells, D., N. Beck, D. Delikaraoglu, A. Kleusberg, E. Krakiwsky, G. Lachapelle, R. Langley, M. Nakiboglu, K. P. Schwartz, J. Tranquilla and P. Vanicek, (1986): "Guide to GPS Positioning", The University of New Brunswick, Fredericton, New Brunswick.

نخلستانی، علی. (۱۳۷۶): "ژئودزی ماهواره ای" نشر تندیس.

نهایوندچی، حسین. (۱۳۷۹): "سیستم تعیین موقعیت جهانی GPS" جزوه درسی گروه

نقشه برداری دانشکده فنی دانشگاه تهران.