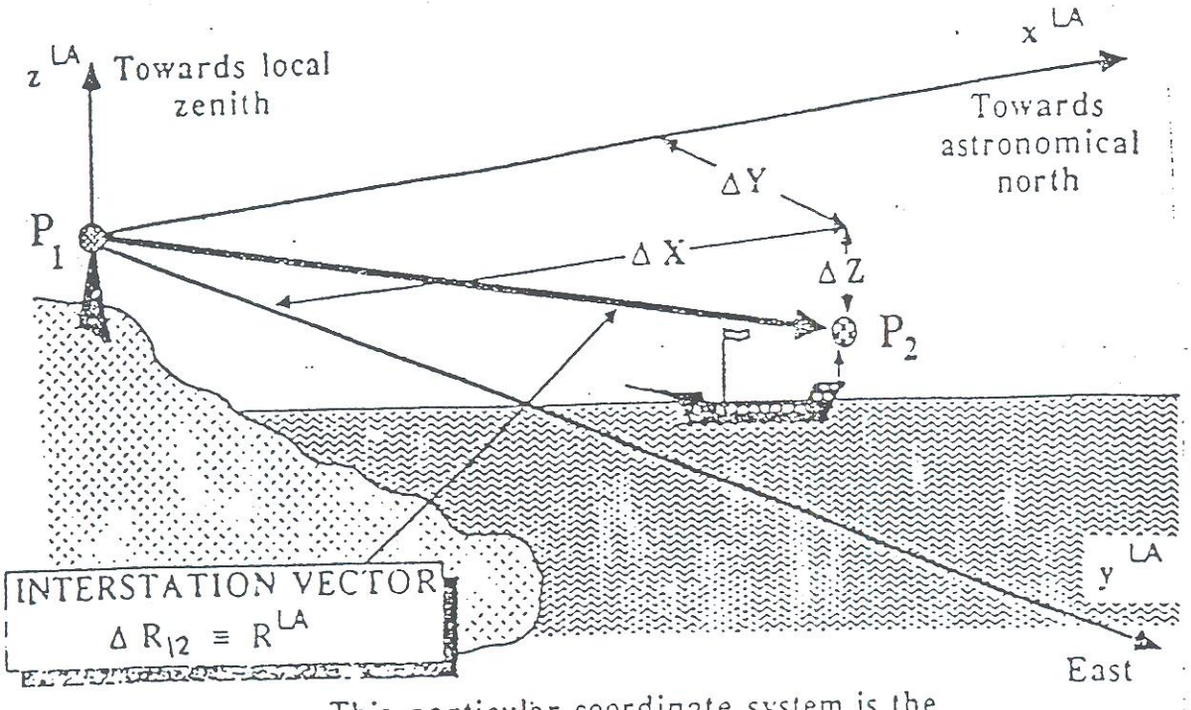
- نسبت به یک نقطه مرجع تعریف گردد ، بدین ترتیب که این نقطه با مختصات معلوم در یک سیستم معمولا ژئوسنتریک ، به عنوان مرجع یک سیستم مختصات محلی در نظر گرفته شده و موقعیت نقاط دیگر نسبت به آن سنجیده می شود . (تعیین موقعیت نسبی relative positioning) . به کمک روشهای تعیین موقعیت زمینی نمی توان تعیین موقعیت مطلق نمود اما تعیین موقعیت نسبی با استفاده از این روشها امکان پذیر می باشد . و این در حالی است که در متدهای زمینی غالبا باید بین دو نقطه دید مستقیم برقرار باشد که این امر در روشهای فضایی مطرح نیست (این مورد یکی از مزیات متدهای فضایی است) . در تعیین موقعیت نسبی از هر سیستم مختصات محلی می توان استفاده نمود اما عموما در پروژه های نقشه برداری سیستم مختصات نجومی محلی (LA) برای این منظور در نظر گرفته می شود .

اگر P_1 با موقعیت R_1 در یک سیستم مختصات ، معلوم فرض شود و بردار ΔR_{12} (بردار موقعیت نقطه دوم نسبت به P_1) نیز در همان سیستم معلوم باشد :

$$R_2 = R_1 + \Delta R_{12} \qquad (۱-۱)$$



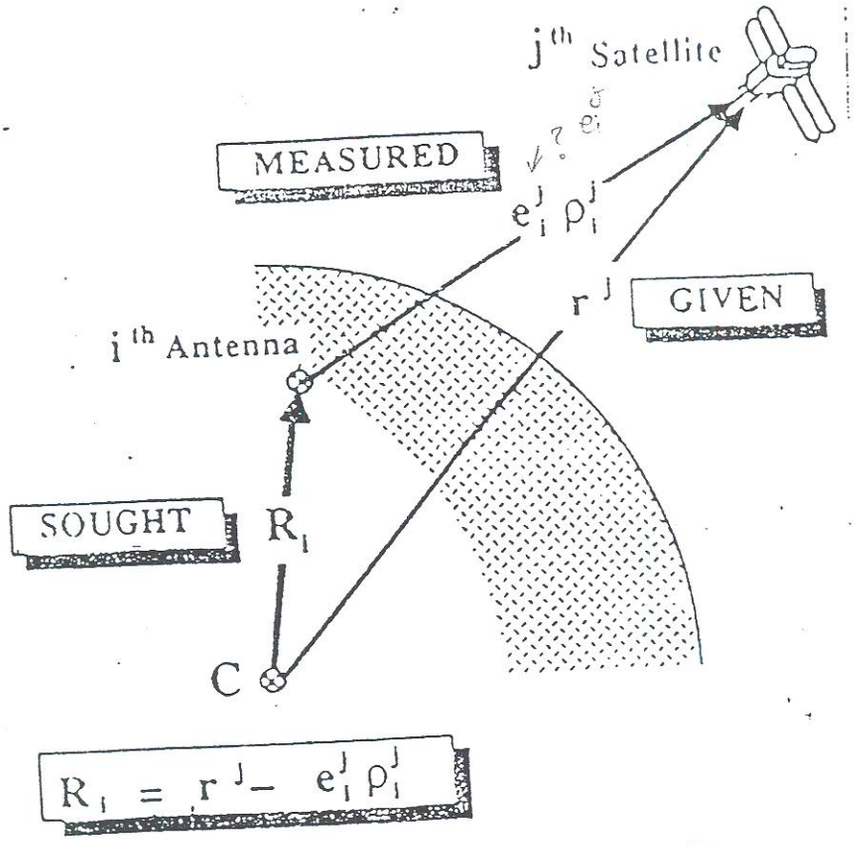
This particular coordinate system is the
LOCAL ASTRONOMICAL SYSTEM (LA)

شکل ۱-۲ : تعیین موقعیت نسبی

همچنین اگر در تعیین موقعیت ، چه در تعیین موقعیت مطلق و چه در تعیین موقعیت نسبی ، حرکت گیرنده مطرح نباشد ، آنرا static positioning و وقتی موضوع حرکت گیرنده مطرح شود آنرا kinematic positioning می نامند که عمدتا حالت استاتیک کاربردهای نقشه برداری و حالت کینماتیک کاربردهای ناوبری دارد. از طرفی در موقعیت نقاط به صورت آنی در محل مشاهده تعیین شود آنرا Kinematic positioning

$$R_i = r^j - e_i^j \rho_i^j \qquad (۲-۱)$$

که برای تعیین R_i در حالت استاتیک ، نیاز به دست کم مشاهده بـه سـه مـاهواره بـه طـور همزمـان یـا مشاهده به یک ماهواره در سه اپک زمانی می باشد (بـدون در نظـر گرفتـن خطـای سـاعت) و در حـالت کینماتیک چون موقعیت تابعی از زمان است ، تنها با مشاهده همزمان به دست کم سه ماهواره می تـوان به موقعیت دست یافت.



شکل ۱-۴ : تعیین موقعیت مطلق ماهواره ای

اندازه گیری فاصله (ρ_i^j) میتواند با استفاده ازبخشهای مختلـف اسـپکتروم الکترومغنـاطیس انجـام شود (سیستم تعیین موقعیت GPS[1] از فرکانسهای بـاند L (1.2 GHZ , 1.5 GHZ) ، سیسـتم داپلر[۲] از فرکانسهای رادیویی VHF و UHF (150 MHZ , 400 MHZ) و سیسـتمهای فاصلـه یـابی لـیزری SLR[3] و LLR[4] از امواج لیزری استفاده می نمایند . فاصله یابی به کمک امواج لیزری دقیق تر از امواج رادیویـی است اما در عمل به واسطه محدودیت در حمل و نقل و گران بودن تجهیزات سیستمهای لـیزری از آنهـا کمتر استفاده می شود . در تعیین موقعیت با امواج رادیویی تاخیر اتمسفری ، drift در سـاعت ماهواره و

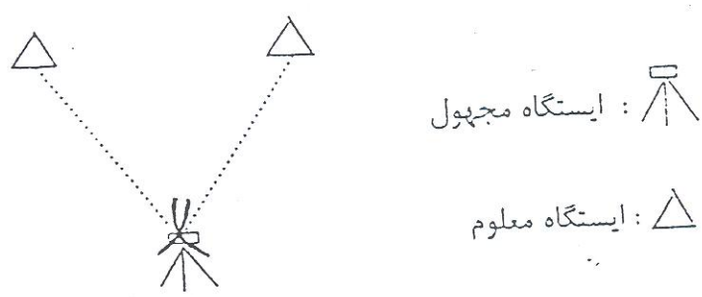
1- Global Positioning System
2- Doppler System or TRANSIT System
3- Satellite Laser Ranging
4- Lunar Laser Ranging

۱-۳- هندسه تعیین موقعیت :

LOP/SOP (Line/Surface Of Positioning) : مکان هندسی نقاطی هستند که دارای شرایط خاصی می باشند مانند خط (که مکان هندسی نقاطی است که نسبت به یک امتداد زاویه ثابتی می سازد) یا دایره (که مکان هندسی نقاطی است که از یک نقطه به یک فاصله اند) . بیضی ، هذلولی ، دایره و ... LOP و کره ، بیضوی و ... SOP هستند .

در تعیین موقعیت رادیویی از دو نوع LOP استفاده می شود :

۱- Circular LOP : که در آن از برخورد دو دایره ، می توان به موقعیت دست یافت و خود به دو دسته تقسیم می گردد :



شکل ۱-۶ : تعیین موقعیت به روش Circular LOP

انتشار امواج از ایستگاه مجهول به معلوم

- Range - Range : در این حالت یک ایستگاه با موقعیت مجهول داریم که فرستنده و گیرنده روی آن مستقر است و دو رفلکتور در دو نقطه با موقعیت معلوم قرار دارد(ترفیع) ، با اندازه گیری زمان رفت و برگشت موج فاصله بدست آمده و با معلوم بودن موقعیت رفلکتورها ، موقعیت ایستگاه مجهول بدست می آید . در این روش نیاز به مشاهده به حداقل دو نقطه معلوم می باشد تا از برخورد دو دایره موقعیت نقطه مورد نظر بدست آید .

اشکال سیستم : تعداد استفاده کنندگان همزمان سیستم محدود می باشد (به علت وجود رفلکتورها)

انتشار امواج از ایستگاه معلوم به ایستگاه مجهول (GPS)

- Rho - Rho : امواجی از دو ایستگاه معلوم در لحظات t_1 و t_2 فرستاده می شود و در ایستگاه مجهول در لحظات t_1' و t_2' دریافت می شود (ترفیع) . از اندازه گیری اختلاف زمانی ارسال و دریافت موج دو فاصله بدست می آید و از تقاطع دو دایره موقعیت نقطه بدست می آید . سیستم GPS از این روش استفاده می کند .

یکی از مهمترین پارامترها در تشریح حرکت ماهواره ها ، تعیین و تعریف سیستمهای مختصات مرجع می باشد (سیستمهای مختصات در ژئودزی ماهواره ای ، سیستمهایی جهانی (Global) و ژئوسنتریک هستند (زیرا حرکت ماهواره ها به مرکز ثقل زمین منسوب می باشد)) اندازه گیریهای زمینی معمولا در سیستمهای مختصات محلی تعریف می شوند . ارتباط بین هر دو سیستم (سیستمهای ژئوسنتریک و محلی) باید با دقت کافی معلوم باشد . باید توجه نمود که نتایج روشهای مشاهداتی مختلف در ژئودزی ماهواره ای ، هرکدام به سیستمهای مختصات خاصی منسوب می شوند . معمولا ارتباط بین این سیستمها از طریق فرمولهای ترانسفرماسیون ، امکان پذیر است . بنابراین ایجاد فرمولهای ترانسفرماسیون دقیق بین سیستمها ، یکی از وظایف مهم در ژئودزی ماهواره ای محسوب می شود .

یک سیستم مختصات با تعیین موقعیت مبدا (ژئوسنتریک ، توپوسنتریک و ...) ، صفحه مرجع (صفحه ، کره ، بیضوی و ...) ، توجیه محورها (کارتزین ، منحنی الخط و ...) ، راستگرد بودن یا چپ گرد بودن سیستم و مقیاس آن ، قابل تعریف می باشد .

۲-۱- سیستمهای مختصات کارتزین و تبدیل مختصات :

در یک سیستم مختصات کارتزین با محورهای x و y و z ، موقعیت نقطه ای مانند P به وسیله بردار موقعیت X_P به صورت زیر تعریف می شود :

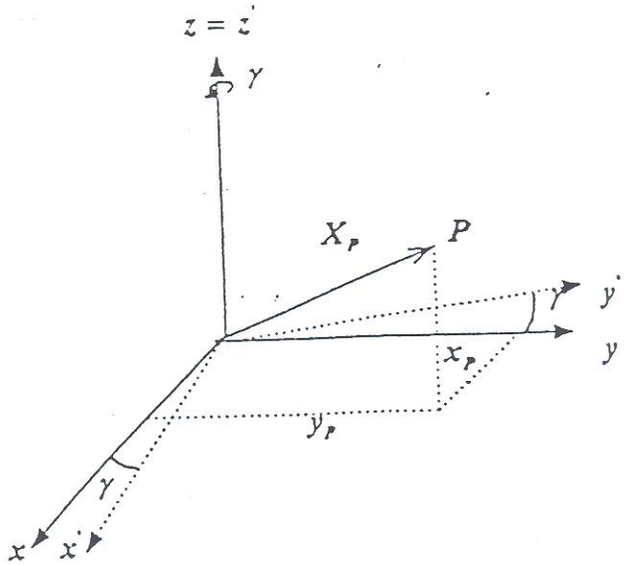
$$X_P = \begin{bmatrix} x_P \\ y_P \\ z_P \end{bmatrix} \qquad (۲-۱)$$

که x_P و y_P و z_P اعداد حقیقی هستند .

تبدیل از این سیستم به یک سیستم مختصات کارتزین ثانویه ، با همان مبدا و محورهای x' و y' و z' که از دوران حول محور z به اندازه زاویه γ ایجاد شده اند ، از طریق عملگرهای ماتریسی به صورت زیر بدست می آید :

$$X'_P = R_3(\gamma) X_P \qquad (۲-۲)$$

که :



شکل ۲-۱ : سیستم مختصات کارتزین

$$R_3(\gamma) = \begin{pmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma & 0 \\ -\sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \qquad (۳-۲)$$

دورانهای معادل R_1 حول محور x و R_2 حول محور y عبارتند از :

$$R_1(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad \text{و} \quad R_2(\beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{pmatrix} \qquad (٤-۲)$$

مطالب فوق برای یک سیستم راستگرد معتبر هستند و وقتی دورانها در جهت چرخش عقربه های ساعت باشند ، زوایا مثبت منظور می شوند . هر تبدیل مختصاتی دیگری می تواند از طریق ترکیب دورانها صورت گیرد . تبدیل کامل عبارتند از :

$$X^{*} = R_1(\alpha)R_2(\beta)R_3(\gamma)X_P \qquad (۵-۲)$$

که :

$$R_1(\alpha)R_2(\beta)R_3(\gamma) = R$$
$$= \begin{pmatrix} \cos\beta\cos\gamma & \cos\beta\sin\gamma & -\sin\beta \\ \sin\alpha\sin\beta\cos\gamma - \cos\alpha\sin\gamma & \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma + \cos\alpha\cos\gamma & \sin\alpha\cos\beta \\ \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma & \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma - \sin\alpha\cos\gamma & \cos\alpha\sin\beta \end{pmatrix}$$

در نتیجه ارتباط بین بردارهای مختصات در دو سیستم عبارتند از :

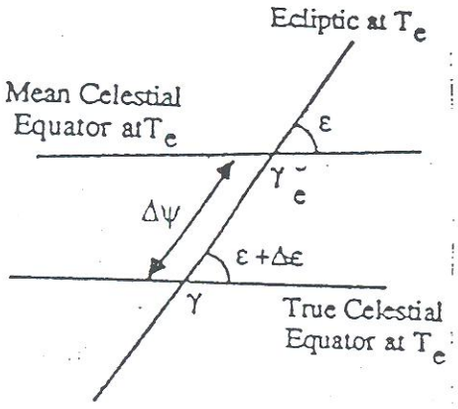
$$X^{*}_P = RX_P \quad \text{و} \quad X_P = R^T X^{*}_P \qquad (۶-۲)$$

در ژئودزی ماهواره ای زوایای دوران معمولا خیلی کوچک هستند ، بنابراین در تقریب اول خواهیم داشت : $\sin\alpha \cong \alpha$ و $\cos\alpha \cong 1$. در نتیجه :

ε : obliquty of the ecliptic (میل اکلیپتیک)

$\Delta\varepsilon$: nutation in obliquty (مولفه نوتیشن در جهت میل)

$\Delta\psi$: nutation in longitude (counted in the ecliptic) (مولفه نوتیشن در جهت طول جغرافیایی)



شکل ۲-۳ : مولفه های نوتیشن در جهت میل و در جهت طول جغرافیایی

(جهت مطالعه و بررسی بیشتر جزئیات ، به کتاب Sattelite geodesy (G. Seeber) فصل دوم ، یا به کتاب Global Positioning system (B.Hofmann-Wellenhof , H.Lichtenegger and J.Collins) فصل سوم مراجعه شود .)

با اعمال N و P مختصات واقعی در سیستم استوایی واقعی لحظه ای بدست خواهد آمد :

$r_T = (x_T, y_T, z_T)$

۲-۲-۲- دوران زمین و حرکت قطبی :

(برای تبدیل سیستم CIS به CTS نیاز به پارامترهای دوران زمین (Earth Rotation Parameter(ERP)) یا به عبارت دیگر پارامترهای توجیه زمین (Earth Orietation Parameter(EOP)) است، یعنی نیاز به :

- زمان نجومی ظاهری گرینویچ (GAST)
- مختصات قطب (x_P, y_P))

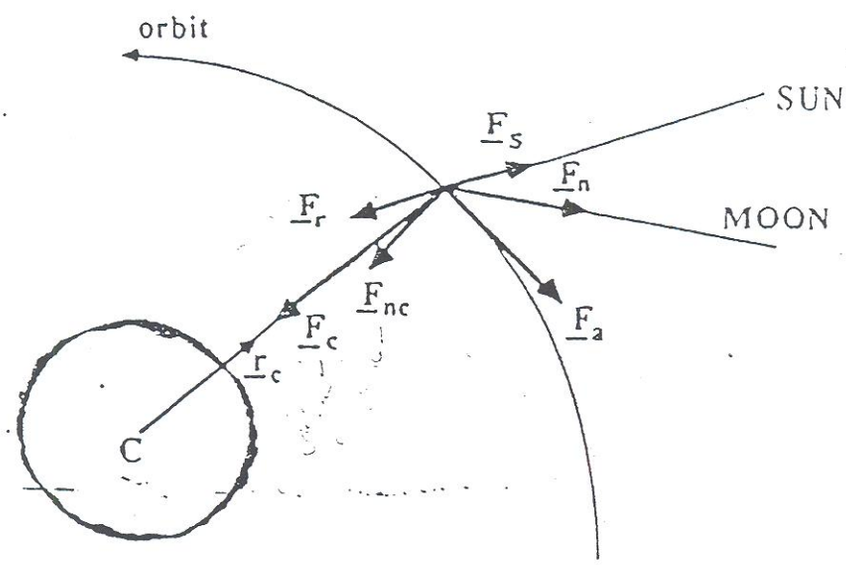
خواهیم داشت .

(پارامترهای دوران زمین نمی توانند از طریق تئوری بدست آیند و باید از طریق مشاهدات واقعی توسط : International Time and Latitude Service تعیین شوند)

$$R = R_2(-x_p)R_1(-y_p)R_3(GAST)r \qquad (۱۶-۲)$$

که R مختصات در سیستم CT و r مختصات در سیستم ~~RA~~ CI است .

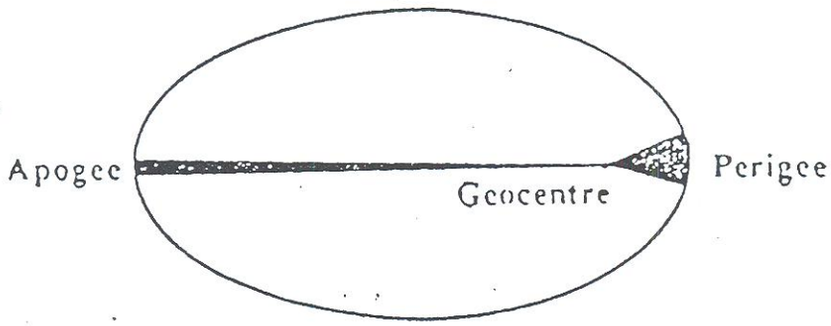
۲-۳-۱- نیروهای وارد بر ماهواره ها :



شکل ۲-۶ : نیروهای موثر بر ماهواره ها (در شکل F_c معرف نیروی مرکزی جاذبه ثقلی ، F_{nc} : نیروی غیر مرکزی جاذبه ثقلی ، F_n, F_s : اثرات جسم سوم ماه و خورشید ، F_r : فشار تشعشعات خورشیدی ، F_a : نیروی اتمسفری استرو. نیروهای جذرومدی و مغناطیسی نمایش داده نشده اند .)

این نیروها عبارتند از :

- نیروی جاذبه ثقلی زمین
- نیروی جاذبه خورشید ، ماه و دیگر ستارگان (که معمولا اثرات جسم سوم نامیده می شود)
- نیروی کشش اتمسفری : ناشی از اصطکاک بین سطح ماهواره و اتمسفر اطراف (در مورد ماهواره های GPS با توجه به ارتفاع زیاد آنها این اثر قابل صرفنظر کردن است)
- فشار تشعشعات خورشیدی : شامل هر دو اثر مستقیم و albedo (تشعشعات غیر مستقیم خورشیدی به ماهواره ها بعد از انعکاس از سطح زمین)
- نیروهای مغناطیسی



شکل ۲-۷ : قانون دوم کپلر

کینماتیک تابعی از سرعت ماهواره هاست . برای آنکه مجموع انرژی پتانسیل و انرژی کینماتیک ثابت باقی بماند ، انرژی کینماتیک (وبنابراین سرعت) باید در perigee بیشترین و در apogee کمترین مقدار را داشته باشد . در واقع این قانون بیان می دارد که سرعت خطی ماهواره در مدار ثابت نیست .

۲-۳-۴- قانون سوم کپلر :

قانون سوم کپلر : نسبت مربع پریود ماهواره به مکعب نصف قطر بزرگ بیضی مدار ماهواره برای همه ماهواره ها ثابت است :

$$\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{\mu} \qquad (۱۷-۲)$$

$$\mu = GM$$

که : M جرم زمین و G ثابت جهانی جاذبه می باشد .

اگر پریود برحسب ثانیه ، نصف قطر بزرگ برحسب متر باشد ، بنابراین μ تقریبا برابر :

$$3.986 \times 10^{14} \quad m^3/\sec^2$$

می باشد .

۲-۳-۵- المانهای مداری کپلری :

ماهواره های در ارتفاع بالاتر ، میدان جاذبی زمین را کم و بیش به صورت مرکزی احساس می کنند و از اینرو کم و بیش در قوانین کپلری تبعیت می کنند . ماهواره های در ارتفاع پایین ، نامنظمیهای

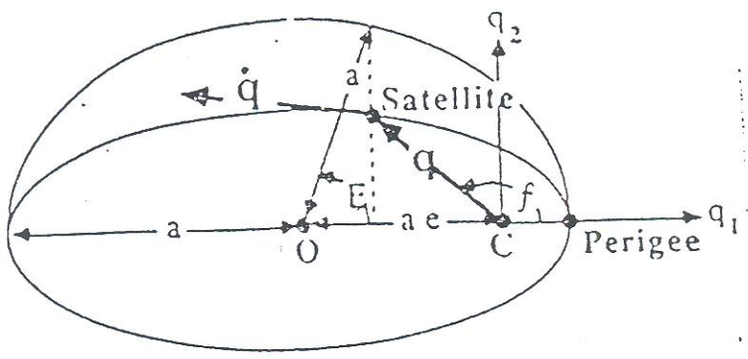
۴- نصف محور بزرگ مدار ماهواره (a)

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 Ω و i توجیه صفحه مداری را در فضا ، ω موقعیت نقطه پریجی را در مدار و a و e اندازه وشکل 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 .

$$M = n(t - t_p) \qquad (۲-۱۸)$$

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

$$\mu = 3.986008 \times 10^{14} \quad m^3 \sec^{-2}$$

(که t_p : زمان عبور از پریجی ، n : حرکت متوسط و μ ثابت جاذبه می باشد .)

آنومالی خارج از مرکزی E و آنومالی متوسط M دارای رابطه ای هستند که به معادله کپلری معروف است:

$$M = E - e\sin E \qquad (۱۹-۲)$$

ارتباط آنومالیهای خارج از مرکزی و حقیقی نیز به صورت زیر می باشد :

$$tg(f) = \frac{\left[(1-e^2)^{\frac{1}{2}}\sin E\right]}{\left[\cos E - e\right]} \qquad (۲۰-۲)$$

آنومالی های خارج از مرکزی و حقیقی می توانند برحسب آنومالی متوسط به شکل زیر تعریف شوند :

$$\begin{cases} f = M + 2e\sin M + \frac{5}{4}e^2\sin 2M + \frac{e^2}{12}(13\sin 3M - 3\sin M + \cdots) \\ E = M + e\sin M + \frac{e^2}{12}\sin 2M + \frac{e^3}{8}(3\sin 3M - \sin M) + \cdots \end{cases} \qquad (۲۱-۲)$$

موقعیت و سرعت ماهواره ابتدائا در سیستم مداری تعریف و سپس به سیستم RA (و یا AP) و در نهایت به CT تبدیل می گردد .

تعریف : سیستم مختصات مداری : سیستمی برای بیان موقعیت و حرکت ماهواره ها که دارای مشخصه های زیر می باشد :

- مبدا : مرکز ثقل زمین
- محور x سیستم منطبق بر خط Apsides (خط واصل بین نقاط پریجی و اپجی)
- محور y منطبق بر $f = \frac{\pi}{2}$ و
- محور z به سمت خارج از صفحه بیضوی و به گونه ایست که سیستم راستگرد گردد .)

ارتباط بین سیستمهای RA (یا AP) و CT و OR به صورت زیر می باشد :

$$OR \rightarrow RA(or\ \ AP) \rightarrow CT$$

$$\vec{e}^{\,RA(or\ AP)} = R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-\omega)\,\vec{e}^{\,OR} \qquad (۲۲-۲)$$

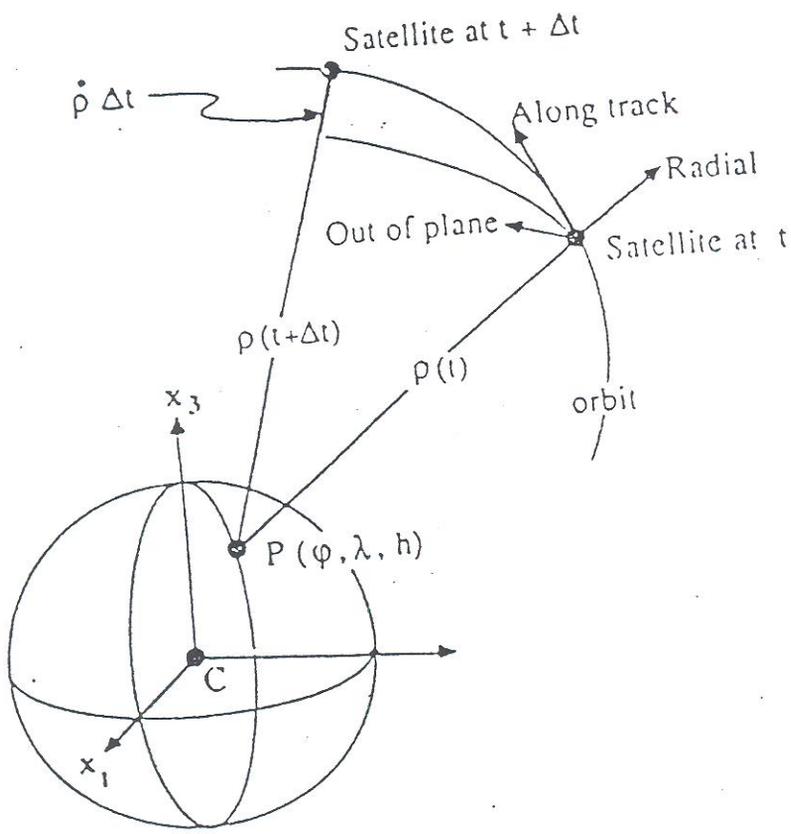
$$\vec{e}^{\,CT} = R_2(-x_p)R_1(-y_p)R_3(GAST)\,\vec{e}^{\,RA(or\ AP)}$$

در نتیجه :

$$\vec{e}^{\,CT} = R_2(-x_p)R_1(-y_p)R_3(GAST)R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-\omega)\,\vec{e}^{\,OR} \qquad (۲۳-۲)$$

ارتباط بین سیستمهای مختلف زمینی با سیستم مداری و اینرشیال در دیاگرام صفحه بعد نشان داده شده است .

۲-۳-۷- فاصله توپوسنتریک و نرخ فاصله :



شکل ۲-۱۰ : فاصله توپوسنتریک و نرخ فاصله

در اکثر روشهای تعیین موقعیت ماهواره ای ، ما با سه بردار سروکار داریم که باید همه در یک سیستم قرار داشته باشند : بردار موقعیت ایستگاه زمینی ، بردار موقعیت ماهواره و بردار مشاهده که غالبا مشاهدات تابعی از موقعیت ماهواره و موقعیت ایستگاه هستند .

با صرفنظر کردن از حرکت قطبی ، مختصات ماهواره در سیستم CT به صورت زیر خواهد بود:

$$r = R_3(GAST)R_{xq}q \qquad (۲۶-۲)$$

$$R_{xq} = R_3(-\Omega)R_1(-i)R_3(-\omega)$$

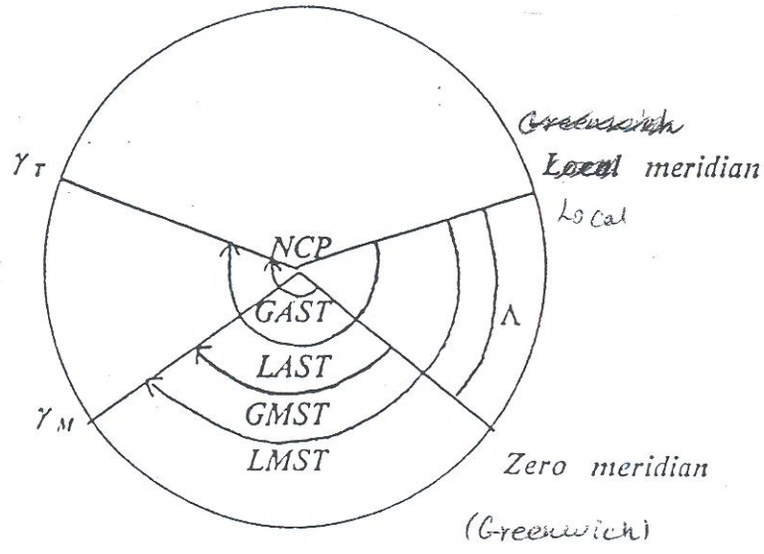
فاصله توپوسنتریک و نرخ فاصله ماهواره از ایستگاه ردیابی با مختصات ϕ و λ و h عبارتند از:

$$\rho = \|r - R\| \qquad (۲۷-۲)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = (\frac{\partial r}{\partial t})^T (\frac{r - R}{\rho})$$

که :

بر اساس تعاریف مختلف نقطه ورنال ، زمانهای نجومی مختلفی داریم :



شکل ۳-۱ : تعریف زمان نجومی

- زمان نجومی ظاهری محلی (LAST)[1] : عبارت است از زاویه ساعتی نقطه ورنال حقیقی
- زمان نجومی ظاهری گرینویچ (GAST)[2] : عبارت است از زاویه ساعتی نقطه ورنال حقیقی به مبدا نصف النهار گرینویچ
- زمان نجومی متوسط محلی (LMST)[3] : عبارت است از زاویه ساعتی نقطه ورنال متوسط
- زمان نجومی متوسط گرینویچ (GMST)[4] : عبارت است از زاویه ساعتی نقطه ورنال متوسط به مبدا نصف النهار گرینویچ

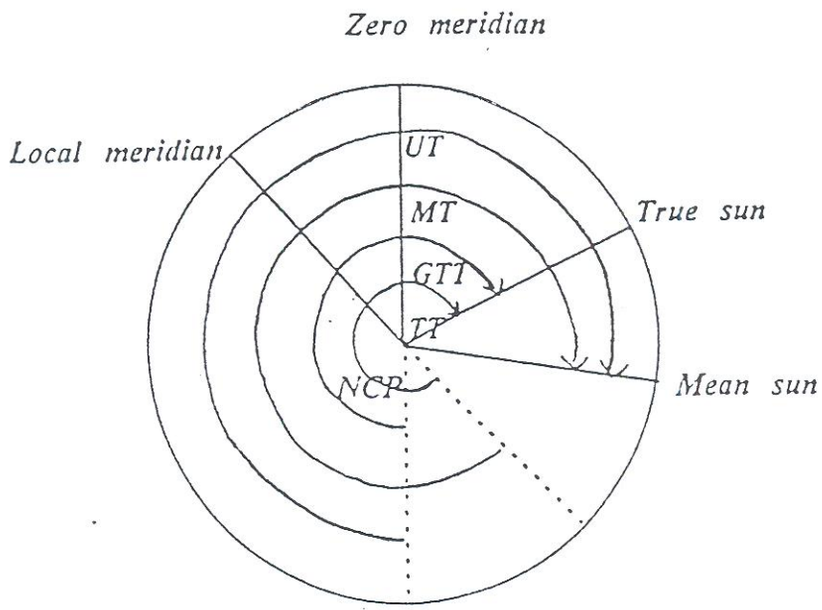
ارتباط بین این زمانها به صورت زیر می باشد :

$$GMST - LMST = GAST - LAST = \Lambda \qquad (۱-۳)$$

زمان نجومی ظاهری برای ارزیابی مشاهدات نجومی استفاده می شود و واحد پایه در این سیستم زمانی روز حقیقی نجومی است . برای ایجاد یک مقیاس زمانی ، تنها از زمان متوسط نجومی استفاده می شود و واحد پایه برای آن روز متوسط نجومی است.

اختلاف روز متوسط نجومی با روز حقیقی نجومی حدود ۰/۰۰۸۴ ثانیه است و روز متوسط نجومی به این اندازه از روز حقیقی کوتاهتر می باشد.

1- Local Apparant Sidereal Time
2- Greenwich Apparent Sidereal Time
3- Local Mean Sidereal Time
4- Greenwich Mean Sidereal Time



شکل ۳-۲ : تعریف زمان جهانی

- حرکت قطبی : قطب زمین دارای تغییراتی با دامنه ۶-۳ متر و پریود چندلر ۴۳۵ روز خورشیدی است .
- تغییرات سرعت دورانی زمین : تغییرات دائمی ، فصلی ، نامنظم :

براین اساس انواع زمانهای جهانی زیر را خواهیم داشت :

- UT0 : زمان UT حاصل از مشاهدات نجومی است که تحت تاثیرحرکت قطبی و تغییر در سرعت دوران زمین قرار دارد . این زمان بیانگر حرکات نامنظم زمین می باشد و در نتیجه سیستم نامنظمی است .
- UT1 : UT0 است که حرکت قطبی در آن تصحیح شده است ،(بنابراین بیانگر حرکت زاویه ای واقعی زمین می باشد و لذا برای تعیین موقعیت نجومی دارای اعتبار است) به عبارت دیگر زمانهای UT در نقاط مختلف جهان باید به گونه ای با هم مقایسه شوند بنابراین باید مشاهدات به CIO منسوب شوند ، لذا UT1 مطرح می شود .(UT1 به خاطر وجود تغییرات در سرعت دورانی زمین ، هنوز یک سیستم زمانی نامنظم است .)
- UT2 : UT1 است که تغییرات فصلی سرعت دوران زمین در آن تصحیح شده است . این سیستم نیز یک سیستم غیر یکنواخت است ، زیرا سرعت دورانی زمین به خاطر وجود نیروهای جزرومدی و سایر عوامل به آهستگی در حال کاهش است .(هنوز تغییرات دائمی و نامنظم در سرعت دورانی زمین وجود دارد .)

UTC- (Universal Time Coordinated) : یک سیستم زمانی بین المللی است که توسط فرستنده های مخصوص رادیویی ارسال می شود (این زمان مستقل از حرکت زمین است و وابسته به سیستم تکمیلی عنصر سزیم ۱۳۳ در یک میدان الکترومغناطیسی است . زمان UTC رابطه تعریف شده ی با زمان اتمی

ثانیه SI می باشد).

- GPS Time : سیستم تعیین موقعیت GPS یک مقیاس زمانی مختص به خود را استفاده می کند. این زمان از UTC به اندازه مضربی از ثانیه اختلاف دارد . واحد زمان GPS ثانیه SI است . ارتباط بین UTC و زمان GPS به صورت زیر می باشد :

$$\text{GPS Time} - \text{UTC} = n\,s - C_0 \qquad (۴-۳)$$

که در رابطه فوق n یک عدد صحیح و C_0 ترم تصحیحی می باشد. برای مثال :

$C_0 = -1376\ ns$: در ۱ ژانویه ۱۹۸۹

$C_0 = -1115\ ns$: در ۱ جولای ۱۹۸۹

$C_0 = -505\ ns$: در ۱ ژانویه ۱۹۹۰

$C_0 = -320\ ns$: در ۱ جولای ۱۹۹۰

یک پالس لیزری در ایستگاه زمینی تولید و از طریق یک سیستم اپتیکی به ماهواره ارسال می شود. این پالس توسط retro-reflector های موجود در ماهواره (retro-reflector : رفلکتورهایی هستند که امواج را در همان امتداد ارسالی ، منعکس می کنند) منعکس و دوباره توسط گیرنده در ایستگاه زمینی دریافت می شود .(تلسکوپ گیرنده و فرستنده می تواند به صورت مجزا یا به صورت یک تلسکوپ که هم عمل دریافت و هم عمل ارسال موج را انجام می دهد، باشد) زمان سیر موج از قرائت ساعت در گیرنده قابل حصول است . لذا معادله مشاهده به صورت زیر می باشد :

$$d = \frac{c\Delta t}{2} \qquad (۱-۴)$$

که d در فرمول فوق فاصله بین ماهواره و ایستگاه زمینی است و در واقع مجهولات ما (موقعیت ایستگاه زمینی) در داخل این کمیت نهفته است ، لذا با سه مشاهده می توان به موقعیت دست یافت .

در ایستگاه زمینی نیاز به تجهیزات زیر می باشد :

- یک تلسکوپ فرستنده جهت تولید و ارسال موج لیزری
- یک تلسکوپ گیرنده جهت آشکارسازی و آنالیز موج بازگشتی
- واحد اندازه گیری زمان

همچنین برخی ابزارهای کمکی جهت کنترل محاسبات مانند کامپیوتر ، نرم افزارهای مختلف ،ساعتهای اتمی و ... نیز مورد نیاز می باشد .

در ماهواره نیز نیاز به retro-reflector هایی است که اندازه آنها باید به اندازه کافی به منظور انعکاس امواج بزرگ باشد . معمولا از چند retro-reflector مجزا با قطر ۲ تا ۴ سانتیمتر استفاده می شود.

این سیستم یکی از دقیقترین سیستمهای ژئودزی ماهواره ای است که در سال ۱۹۶۰ راه اندازی شد . دقت سیستم به سرعت از چند متر به چند سانتیمتر ارتقا یافت . با افزایش دقت سیستم ، کاربردهای آن نیز گسترده تر گشت . عملا با حصول دقت ۱ تا ۳ سانتیمتر می توان از این سیستم در کاربردهای دقیقی مانند : ژئودینامیک ، تعیین موقعیت و بهبود مدار ماهواره ها و .... استفاده نمود .

مزایای سیستم :

- طول عمر بالای ماهواره ها
- پتانسیل بالای دقت سیستم

معایب سیستم :

- وابستگی شدید به شرایط آب و هوایی (خرابی پایش به هنگام شلوغی)
- قیمت بالای تجهیزات زمینی (به علت مشکل بودن تولید پالسهای لیزری).
- محدودیت در حمل و نقل تجهیزات زمینی

کاربردها :

- تعیین موقعیت و تغییرات آن : تعیین موقعیت مطلق در سیستم ژئوسنتریک
- تعیین میدان ثقل زمین : تعیین دقیق ضرایب از درجه و مرتبه بالاتر میدان ثقل زمین
- ایجاد چارچوب مرجع : تعیین عملی حرکت قطبی
- تعیین پارامترهای توجیه زمین : تعیین مولفه های حرکت و تغییرات دوران زمین

به علت فاصله زیاد ماه از زمین نیاز به ارسال و انعکاس قویتر امواج می باشد ، لذا در این سیستم رفلکتورهایی با ابعاد بزرگتر وجود دارد .(حدود ۲/۷ cm) دقت تعیین موقعیت در این سیستم ابتدائا حدود چند متر بود اما اخیرا به حدود ۳ cm ± رسیده است .

کاربردها :

- تعیین مختصات ژئوسنتریک ایستگاههای ردیابی
- ایجاد چارچوب مرجع زمینی
- بررسی حرکت پلیتها
- بررسی دوران زمین و حرکت قطبی (تعیین طول روز)
- بررسی پرسشن و نوتیشن برای زمین تغییرشکل پذیر (غیر صلب)
- بررسی دوران ماه
- تعیین مدار ماه
- تعیین ضرایب هارمونیک پایین میدان ثقل زمین
- تعیین جرم ماه و ...

۴-۳- سیستم تعیین موقعیت VLBI :

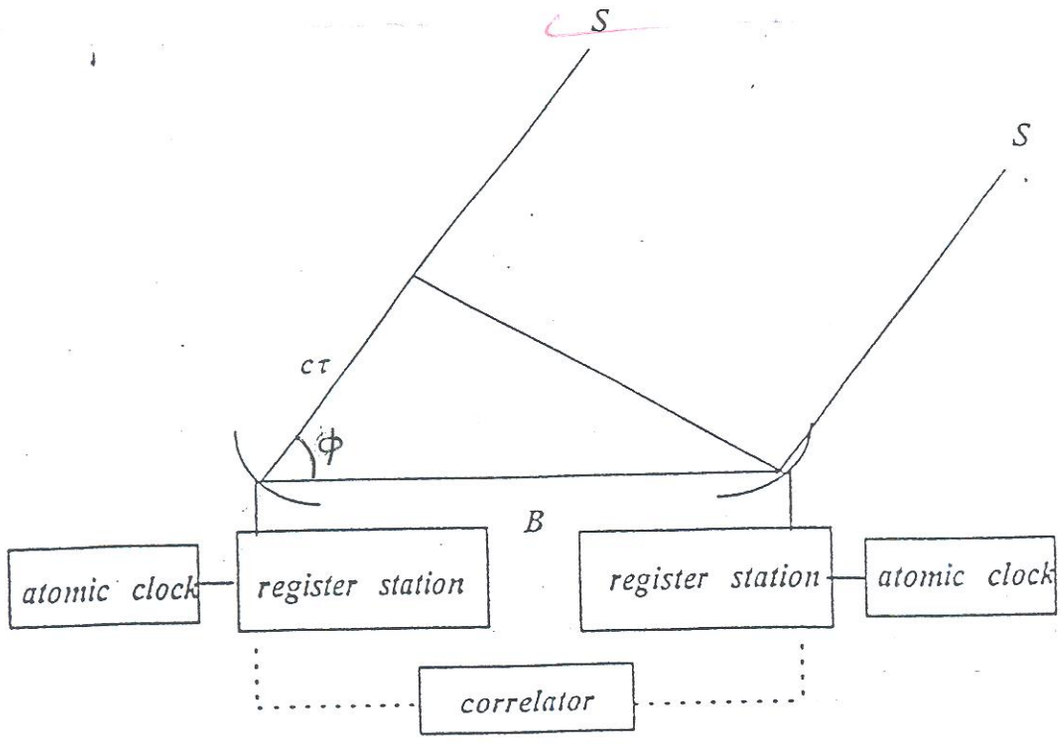
(Very Long Baseline Interometry)

(در این سیستم از امواج ارسالی توسط کوازرها (quasar) جهت تعیین موقعیت استفاده می شود (کوازرها اجرام ثابت سماوی هستند که امواج رادیویی ثابتی از خود ساتع می سازند) در این سیستم امکان اندازه گیری فواصل بسیار زیاد ، حتی تا نصف کره زمین وجود دارد)

چون کوازرها در فواصل دوری از سطح زمین قرار دارند ، امواج به مرور ضعیف می شوند ، لذا آنتنهایی با ابعاد بزرگ وجود دارند که این امواج ضعیف را دریافت می کنند .

اساس این سیستم به صورت زیر می باشد :

آنتنهایی در دو سر فاصله مورد اندازه گیری قرار می دهند . امواج ارسالی از کوازرها توسط این آنتنها دریافت می گردد . چون کوازرها در فواصل دوری از سطح زمین قرار دارند (امتداد امواج ارسالی را می توان موازی با هم در نظر گرفت . این امواج ارسالی در دو ایستگاه به طور همزمان دریافت نشده و یکی از ایستگاهها آنها را زودتر دریافت می کند . لذا امواج دریافتی در دو آنتن دارای تاخیر زمانی می باشند که این تاخیر زمانی مولفه مشاهداتی ما محسوب می شود و از تداخل امواج دریافتی در دو ایستگاه ، موقعیت بدست می آید) معادله مشاهده در این سیستم به صورت زیر می باشد :



شکل ۴-۳ : اساس کار سیستم VLBI

$$c\tau = B\cos\varphi$$

$$\tau = \frac{B\cos\varphi}{c} \qquad (۴-۲)$$

$$\tau = \frac{-\vec{B}.\vec{e}}{c}$$

که e بردار یکه در امتداد کوازر می باشد .

جهت تعیین سه مولفه بردار B نیاز به مشاهده به سه کوازر است . در این سیستم ارتباط فیزیکی بین ایستگاهها وجود ندارد (چون فاصله بین دو ایستگاه زیاد است. در LIB که مشابه همین سیستم می باشد منتها در این روش فواصل مورد اندازه گیری کوتاهتر هستند ، ارتباط ایستگاهها به کمک کابلهایی صورت می گیرد) و امواج در هر دو ایستگاه ضبط می شود و سپس به مرکز پردازش مخابره می گردد و در آنجا تداخل امواج صورت گرفته و τ بدست می آید .(این تاخیر زمانی ناشی از :

- فاصله بین دو ایستگاه
- خطای دستگاههای اندازه گیری زمان
- و تاخیرات اتمسفری می باشد .)

(از آنجاییکه امتداد کوازرها در سیستم اینرشیا ثابت است و زمین با سرعت ω نسبت به این امتداد دوران می کند ، لذا این سیستم ، جهت تعیین سرعت دورانی زمین بسیار مناسب می باشد.)

سیگنال در بخش فضایی طی یکسری مراحل محاسبه می شود . تمامی اطلاعات جمع آوری شده ، روی حافظه جانبی ذخیره و سپس هنگامی که ارتباط برقرار شود به ایستگاه زمینی ارسال می گردد .

۴-۶- سیستم تعیین موقعیت و ناوبری داپلر یا ترانزیت :
(TRANSIT or DOPPLER System)

دانشمندان پی برده اند که به کمک اندازه گیری شیفت داپلر می توان مدار ماهواره ها را تعیین نمود یعنی با اندازه گیری شیفت داپلر امواج ارسالی از ماهواره ها در ایستگاههای زمینی با موقعیت معلوم ، می توان مدار ماهواره ها را تعیین کرد . بر عکس با معلوم بودن موقعیت ماهواره ها ، با اندازه گیری اثر داپلر می توان به موقعیت ایستگاه پی برد . این امر منجر به ایجاد سیستم ترانزیت گشت . این سیستم متشکل از سه قسمت زیر است :

- ماهواره ها
- ایستگاههای کنترل و ردیابی ماهواره ها
- استفاده کنندگان (گیرنده ها)

ماهواره های ترانزیت توسط NAG[1] آمریکا در Mugu کالیفرنیا کنترل می شود . چهار ایستگاه ردیابی در آمریکا اندازه گیری های داپلر را روی هر عبور هر ماهواره ثبت و داده ها را به منظور تعیین مدار هر ماهواره و پیش بینی آن به مرکز Mugu می فرستند .دو روز بعد این اطلاعات مداری (افمریدها) به کمک یکی از دو ایستگاهی که مسئولیت تزریق اطلاعات را بر عهده دارند ، به ماهواره ها تزریق می شود .

ماهواره های سیستم دارای خصوصیات زیر می باشند :

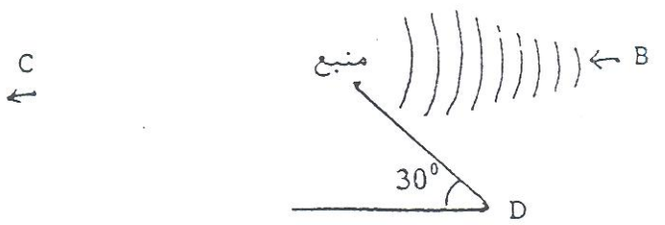
تعداد ۶ ماهواره در ۴ صفحه مداری دایره ای قرار دارند که مدارات قطبی بوده (زاویه میل ۹۰ درجه دارند) و در ارتفاع ۱۱۰۰ کیلومتر از سطح زمین قرار دارند . پریود این ماهواره ها حدود ۱۰۷ دقیقه است (حدود ۲ ساعت) . هر ماهواره دو موج در فرکانسهای حدود ۴۰۰ و ۱۵۰ مگا هرتز ارسال می دارد . استفاده از دو طول موج به منظور تصحیح اثرات یونسفری است . روی هر دو موج پیغامهایی شامل اطلاعات مداری ، مدوله می شود .

1- Navy Astronautics Group

فرکانس در طول مسیر (به اندازه Δf) ثابت می ماند، به محض عبور ماهواره از مشاهده کننده به $-\Delta f$ تغییر و از آن به بعد ثابت می ماند .

- نمودار ۳و۲ : مشاهده کننده در مسیر ماهواره قرار ندارد . با افزایش فاصله بین مشاهده کننده و ماهواره ، تغییرات فرکانس هموارتر می شود .

نکته : در بیان علت برای موارد ۴و۳و۲ می توان شکل زیر را در نظر گرفت :



اگر متحرک در مسیر ارسال امواج حرکت نماید (متحرکB) ، داریم :

$V_B = v$

$$\text{شیفت داپلر} = \frac{V_B}{\lambda} = \frac{v}{\lambda}$$

و اگر متحرک در مسیر ارسال امواج حرکت نکند (متحرکD) :

$V_D = v \times \cos\alpha$

$$\text{شیفت داپلر} = \frac{V_D}{\lambda} = \frac{v \times \cos\alpha}{\lambda}$$

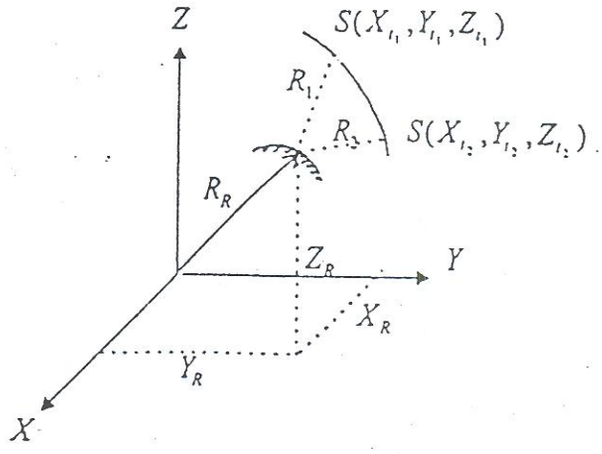
نمودار ۱ : مشاهده کننده آنقدر از ماهواره دور است که هیچ تغییری در فرکانس اتفاق نمی افتد .

- اساس کار سیستم داپلر:

شیفت داپلر می تواند از اختلاف بین فرکانس ارسالی و دریافتی تعیین شود . اگر ماهواره و گیرنده نسبت به هم حرکتی نداشته باشند : $f_s = f_r$ و لذا شیفت داپلر نداریم ، اما اگر این دو نسبت به هم دارای حرکت باشند : $f_s - f_r = Doppler\ \ Shift$.(از آنجاییکه کار با فرکانسهای بالا مشکل است ، لذا در گیرنده فرکانس مرجع تولید می شود و در عمل اختلاف بین فرکانس سیگنال دریافت شده (f_r) و فرکانس مرجع تولید شده در گیرنده (f_g) در طول یک فاصله زمانی اندازه گیری می شود (که به آن داپلر کانت(Doppler Count) می گویند) ، یعنی در عمل $f_g - f_r$ به عنوان کمیت مشاهداتی (که همان شیفت داپلر است) در نظر گرفته می شود .)

در واقع ما سه نوع فرکانس داریم :

فرض کنید از یک ایستگاه زمینی به یک ماهواره در فاصله زمانی (t_1,t_2) مشاهداتی انجام شده است .



شکل۴-۸ : تعیین مختصات از مشاهدات داپلر

داریم :

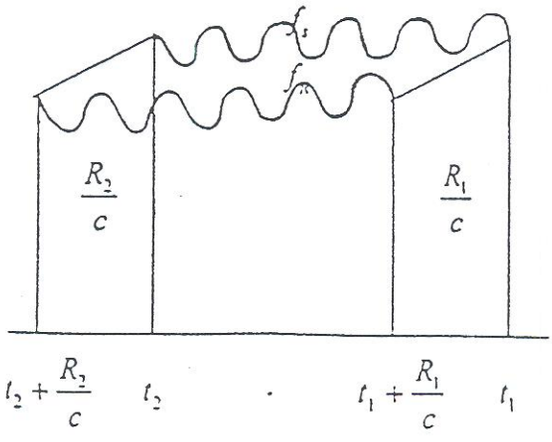
$$N = \int_{t_1+\frac{R_1}{c}}^{t_2+\frac{R_2}{c}} (f_g - f_r)dt$$

$$N = \int_{t_1+\frac{R_1}{c}}^{t_2+\frac{R_2}{c}} f_g dt - \int_{t_1+\frac{R_1}{c}}^{t_2+\frac{R_2}{c}} f_r dt$$

از طرفی :

$$\int_{t_1+\frac{R_1}{c}}^{t_2+\frac{R_2}{c}} f_r dt = \int_{t_1}^{t_2} f_s dt$$

(دلیل صحت چنین رابطه ای درشکل زیر نشان داده شده :



۴-۸- سیستم تعیین موقعیت و ناوبری GLONASS :
(Global Navigation Satellite System)

این سیستم ، یک سیستم روسی مشابه سیستم GPS می باشد . جزئیات بیشتر در رابطه با این سیستم بعد از معرفی سیستم GPS در این جزوه ارائه خواهد شد .

۵-۱- مقایسه سیستم GPS با داپلر :

داپلر	GPS
۶ ماهواره	۲۴ ماهواره
پریود ۱۰۷ دقیقه	پریود ۱۲ ساعت
در ارتفاع ۱۱۰۰ کیلومتری از سطح زمین	در ارتفاع ۲۰۲۰۰ کیلومتری ازسطح زمین
زاویه میل ۹۰ درجه	زاویه میل ۵۵ درجه
دو فرکانس ۴۰۰ و ۱۵۰ مگا هرتز	دو فرکانس ۱/۲ و ۱/۵ گیگا هرتز
بیشتر تحت تاثیر میدان ثقل و شرایط جوی قرار دارد .	کمتر تحت تاثیر میدان ثقل و شرایط جوی قرار دارد .
به علت ارتفاع پایینتر و تعداد ماهواره های کمتر پوشش ~~بیشتری~~ کمتری دارد .	به علت ارتفاع بالاتر و تعداد ماهواره های بیشتر پوشش بیشتری دارد .

۵-۲- مشخصه های اصلی سیستم :

- ۲۱ ماهواره + ۳ ماهواره یدکی (؟) کارشناس چیست ؟
- دارای پوشش جهانی
- دارای دو سیگنال : L1= 1575.42 MHZ ، L2= 1227.6 MHZ
- قابل اجرا در هر شرایط آب و هوایی
- دارای دو کد شبه نویز تصادفی (PRN)[1] : کد C/A[2] (مدوله شده روی L1) وکد P[3] (مدوله شده روی L1 و L2) جهت اندازه گیری شبه فاصله
- دارای پیغامهای ناوبری مدوله شده روی دو سیگنال
- دقت تعیین موقعیت : به کمک شبه فاصله : ۳۰۰-۱۰ سانتیمتر(C/A)

  : ۳۰-۱۰ سانتیمتر(P)

  به کمک فاز موج حامل : در حدود ۴ متر

1-Pseudo Random Noise
2- Coarse Acquisition code
3- Precision code

- زمان GPS :

GPS دارای یک سیستم زمانی مخصوص به خود است. زمان با معرفی شماره هفته[1] و تعداد ثانیه های یک هفته اعلام می شود. یک مبدا سیستم زمانی GPS ساعت صفر UTC در ۵ ژانویه ۱۹۸۰ است. هفته GPS در نیمه شب بین شنبه و یکشنبه آغاز می شود. اختلاف بین سیستم UTC و GPS با دقت $10\ \mu s$ معلوم بوده و در پیغام GPS به استفاده کنندگان اعلام می گردد.

۵-۳- ساختار سیستم GPS :

همانگونه که در شکل ۵-۱ در صفحه بعد نیز مشهود است ، سیستم GPS از سه بخش زیر تشکیل شده است :

۱- بخش فضایی

۲- بخش کنترل

۳- بخش استفاده کننده

بخش فضایی سیستم شامل ماهواره ها ، بخش کنترل شامل ایستگاههای ردیابی ماهواره ها و بخش استفاده کننده همان گیرنده های سیستم است که به تفضیل در مورد هر کدام در بخشهای بعد توضیح داده خواهد شد .

۱- به منظورمحاسبه هفته و زمان GPS برای یک زمان خاص باید تعداد هفته ها و ثانیه هایی که از ایک مرجع (ساعت صفر UTC روز اول ژانویه ۱۹۸۰) تا تاریخ مورد نظر گذشته است محاسبه شود . به عنوان مثال هفته و زمان GPS در تاریخ ساعت ۱۰ روز ۲۵ ژانویه ۱۹۹۳ :

تعداد روزها از ۵ ژانویه ۱۹۸۰ تا ۵ ژانویه ۱۹۹۳ = ۱۳ × ۳۶۵ = ۴۷۴۵ روز

سال ۱۹۸۰ سال کبیسه بوده . لذا به ازای هر چهار سال از این تاریخ به بعد ۱ روز به تعداد روزهای محاسبه شده در بالا اضافه می شود :

۴۷۴۵ + ۴ = ۴۷۴۹ روز

(روز بیست و پنجم به حساب نمی آید : ۱۹ = ۵ - ۲۴)

۴۷۴۹ + ۱۹ = ۴۷۶۸ روز

۴۷۶۸ ÷ ۷ = ۶۸۱/...

پس تاریخ مورد نظر مطابق با هفته ۶۸۱ ام GPS می باشد . اما باقیمانده این تقسیم ۱ است . در نتیجه تعداد ثانیه های هفته :

۱ × ۸۶۴۰۰ + ۱۰ × ۳۶۰۰ = ۱۲۲۴۰۰ Seconds

هر ماهواره شامل :

- انتقال دهنده امواج رادیویی
- ساعتهای اتمی
- کامپیوتر
- و دیگر تجهیزات مورد نیاز جهت پیش برد اهداف سیستم می باشد .

یکی از تجهیزات اضافی در هر ماهواره ، دو صفحه خورشیدی به ابعاد ۷ متر مربع است . این صفحات به منظور تامین نیروی لازم جهت استحکام ماهواره ها در مدار خود تعبیه شده اند .

سری ماهواره های GPS عبارتند از :

- **ماهواره های بلوک I** : شامل ماهواره های SV[1] ۱۱-۱ هستند که برای مقاصد تحقیقاتی و توسعه سیستم طراحی شدند و بین فوریه ۱۹۷۸ و اکتبر ۱۹۸۵ پرتاب شدند . طول عمر این ماهواره ها ۵ سال و وزن آنها ۸۴۵ کیلوگرم بود و فاقد اثرات SA وAS بودند (راجع به این دو خطا بعدا توضیح داده خواهد شد .) . زاویه میل مدارات این سری ماهواره ها برخلاف مدارات ماهواره های سری های دیگر ۶۳ درجه می باشد .

- **ماهواره های بلوک II** : شامل ماهواره هایSV ۱۳-۲۱ هستند (ماهواره SV ۱۲ فقط برای تست و اهداف علمی بود .) این ماهواره ها نیاز دارند که سه بار در روز Upload شوند ، یعنی سه بار در روز باید از ایستگاههای کنترل زمینی ، اطلاعات که شامل مختصات ماهواره ها می باشد به آنها تزریق شود . این سری ماهواره ها دارای اثرات SA وAS می باشند و پرتاب آنها از فوریه ۱۹۸۹ شروع و تا اکتبر ۱۹۹۰ ادامه داشت . مدت ماموریت این ماهواره ها به طور متوسط ۶ سال است و طول عمر آنها ۷/۵ سال طراحی شده است . این ماهواره ها ، بیش از ۱۵۰۰ کیلوگرم وزن دارند .

- **ماهواره های بلوک IIA** : شامل ماهواره های SV ۴۰-۲۲ هستند و این ماهواره ها تنها یک بار در روز Upload می شوند و از سال ۱۹۹۰ تا ۱۹۹۴ به فضا پرتاب شدند . این ماهواره ها نیز دارای طول عمر ۷/۵ سال و وزن بیش از ۱۵۰۰ کیلوگرم هستند .

- **ماهواره های بلوک IIR** : شامل ماهواره های SV ۶۰-۴۱ هستند . حسن این ماهواره ها قابلیت طولیابی بین خودشان می باشد ، یعنی نیاز کمتری به ایستگاههای کنترل زمینی دارند و می توانند اطلاعات مداری (افمریدها) را به صورت on-board محاسبه نمایند . این ماهواره ها از سال ۱۹۹۵ به فضا پرتاب شدند . طول عمر این ماهواره ها ۱۰ سال طراحی شده و بیش از ۲۰۰۰ کیلوگرم وزن دارند . ساعتهای اتمی در این ماهواره ها دقیقتر از ماهواره های بلوک II و IIA می باشد .

- **ماهواره های بلوک III** : شامل ماهواره های SV ۶۱ به بعد هستند و قرار است تا سال ۲۰۱۰ به فضا پرتاب شوند .

1- Space Vehicle

۵-۳-۳- بخش استفاده کننده :

مجموعه گیرنده های GPS بخش استفاده کنندگان سیستم را تشکیل می دهند که شامل استفاده کنندگان نظامی و غیر نظامی هستند :

- **استفاده کنندگان نظامی یا مجاز Precise Positioning Service (PPS):** (مجاز به استفاده از کد P در اندازه گیری های خود می باشند و در معرض اثرات AS و SA نیستند (کلید رمزی برای حذف این اثرات دارند) و قادرند موقعیت خود را با دقت بالایی بدست آورند). استفاده کنندگان DOD (وزارت دفاع آمریکا) و افراد مجاز این وزارت تنها از این سرویس بهره می برند .

- **استفاده کنندگان غیرنظامی یا غیر مجاز Standard Positioning Service (SPS):** (مجاز به استفاده از کد P در اندازه گیری های خود نمی باشند و از کد C/A استفاده می کنند و در معرض اثرات AS و SA قرار دارند و موقعیت خود را با دقت پایینتری بدست می آورند .(قابل ذکر است که در حال حاضر SA از روی ماهواره ها برداشته شده است)

۵-۴- محدودیتهای سیستم :

۵-۴-۱- SA (Selective Availability) :

(جهت کنترل دقت استفاده کنندگان غیر مجاز سیستم تعبیه شده است و سیاست این بوده که دقت را تا ۱۰۰متر (مسطحاتی) و ۱۵۶ متر (ارتفاعی) کاهش دهند). (در واقع SA خطایی عمدی است که توسط وزارت دفاع آمریکا از طریق : ایجاد خطا در ساعت ماهواره (نوع δ) و ایجاد خطا در اطلاعات مداری (نوع ε) در سیستم GPS قرار گرفته است). فعالیت این پدیده از ۲۵ مارس ۱۹۹۰ آغاز شد و ماهواره های بلوک دوم را تحت تاثیر قرار داد . البته استفاده کنندگان مجاز از گیرنده های مخصوصی که قادر به حذف این اثرند ، استفاده می کنند . دولت آمریکا تصمیم گرفت که از اول مه ۲۰۰۰ این اثر را از روی سیستم بردارد و از این تاریخ به بعد مشاهدات و اندازه گیریهای GPS با دقت بالاتری برای استفاده کنندگان غیر مجاز سیستم امکان پذیر شد .

۵-۵- ساختار سیگنال :

هر ماهواره GPS دو موج حامل L1 و L2 بـا فرکانسهای مختلـف و مضـارب صحیحـی از فرکـانس مبنای ماهواره (f_0) مخابره می کند . این دو موج حامل کـه در بـاند L قـرار دارنـد ، بـا مجموعـه ای از کدهای شبه نویز تصادفی مدوله می شوند . علاوه براین کدها ، هر دو موج حامل حاوی اطلاعات نـاوبری غیر دقیق (یعنی Broadcast ephemerise) نیز هستند (جدول ۵-۱) . یعنی :

$$L1 = A_1 P(t) N(t) \cos(f_1 t) + A_1 C/A(t) N(t) \sin(f_1 t)$$
$$L2 = A_2 P(t) N(t) \cos(f_2 t)$$

$A_{1,2}$: مقدار دامنه L1 و L2 (که ۱+ یا ۱- هستند)

$L_{1,2}$: سیگنالهای مدوله شده L1و L2

$P(t)$: کد P

$C/A(t)$: کد C/A

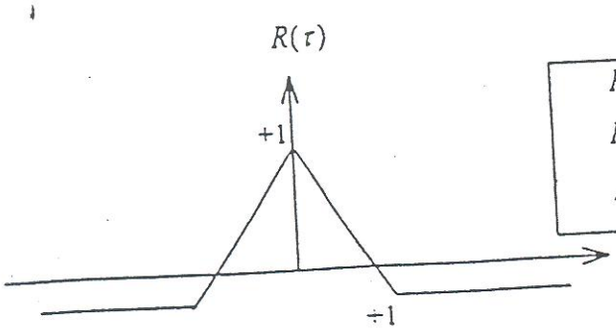
$\cos(f_{1,2}t)$: سیگنالهای مدوله نشده L1و L2

$N(t)$: پیغام ناوبری

جدول ۵-۱ : ساختار سیگنالهای سیستم GPS

فرکانس مبنا	$f_o = 10.23MHZ(\lambda_o = 29.3m)$
موج حامل L1	$154 f_o = 1575.42MHZ(\lambda_1 = 19.05cm)$
موج حامل L2	$120 f_o = 1227.60MHZ(\lambda_2 = 24.45)$
کد C/A	$\frac{f_o}{10} = 1.023MHZ(\lambda_{C/A} = 293.1m$ و $T = 1milisecondes)$
کد P	$f_o = 10.23MHZ(\lambda_P = 29.31m$ و $T = 266.4$ روز)
پیغام ناوبری	$\frac{f_o}{204600} = 50bps$ (طول سیکل سیگنال = ۳۰ ثانیه)

- ماکزیمم کرلیشن آنها در lag صفر است .



$$R(0) = 1$$
$$R(\tau) = 0 \quad \text{for} \quad |\tau| > 1$$
$$R(\tau) = 1 - \tau \quad \text{for} \quad |\tau| \le 1$$

۵-۶-۲- نحوه تولید کد C/A :

- کدهای C/A و P با استفاده از دستگاههای Tapped Feedback Shift Register تولید می شوند. یک Shift Register مجموعه ای از سلولهای ذخیره ۱ بیتی است که وقتی یک پالس در این دستگاه وارد می شود ، محتویات هر سلول ۱ بیت به سمت راست انتقال می یابند و محتویات سلول دهم که به read out معروف است ، خارج می شود . یک Tapped Feedback Shift Register ، یک Shift Register است که

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

: شیفت زمان (lag)

محتویات سلول اول در آن بعد از اعمال پالس و جابجایی محتویات سلولها ، با توجه به محتویات یک یا چند سلول دیگر تعیین می شود . به عنوان مثال در تولید کد C/A از دو Tapped Feedback Shift Register ۱۰ بیتی استفاده می شود ، یکی از این دو $G1 = 1 + x^3 + x^{10}$ است یعنی مجموع باینریهای سلولهای ۳و۱۰ به منظور تعیین مقدار سلول اول استفاده می شوند ، اگر سلولهای ۳و۱۰ مقادیر مختلفی داشته باشند (یکی از آنها ۱و دیگری ۰ باشد) سلول اول مقدار ۱ را به خود خواهد گرفت و اگر سلولهای ۳و۱۰ دارای مقادیر مشابه ای باشند (هر دو ۰یا ۱ باشند) ، محتوای سلول اول مقدار صفر خواهد بود Shift Register دیگری که در تولید کد C/A استفاده می شود به صورت $G2 = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}$ می باشد که در آن سلولهای ۲و۳و۶و۸و۹و۱۰ به منظور تعیین سلول اول استفاده می شوند. G1-G2 کد C/A را به ۳۲ نوع مختلف برای ماهواره ها نتیجه خواهد داد . کدهای G1 و G2 به Golden code ها معروفند .

* سند [illegible] 2P3X [illegible] می نویسند .

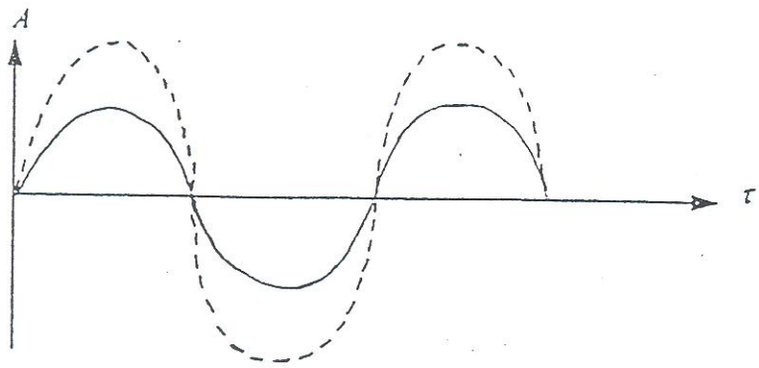
۳۷ صورت مختلف با هم ترکیب شوند که نتیجه آن ۳۷ بخش مختلف یک هفته کد P برای ماهواره های مختلف خواهد بود .

۵-۶-۴- مدولاسیون کدها :

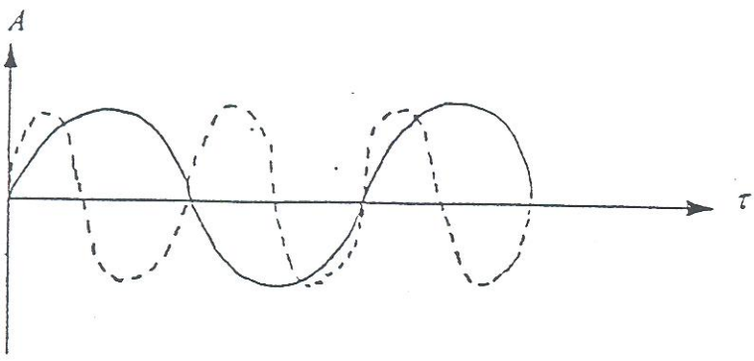
۵-۶-۴-۱- انواع مدولاسیون :

در کل سه نوع مدولاسیون وجود دارد :

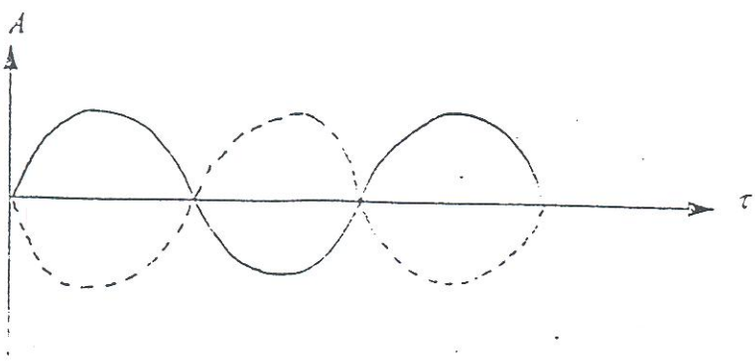
- AM (مدولاسیون دامنه) : با ثابت نگه داشتن فرکانس ، دامنه را تغییر می دهند .



- FM (مدولاسیون فرکانس) : باثابت نگه داشتن دامنه ، فرکانس را تغییر می دهند .



- PM (مدولاسیون فاز) : فرکانس و دامنه ثابت است ، فاز تغییر می کند .



ماهواره ها و ... می باشد. دومین کلمه هر زیر فریم HOW است . این قسمت از پیغام ناوبری یکی از مهمترین اطلاعات برای گیرنده هایی که کد P را ردیابی می کنند می باشد همانگونه که قبلا ذکر شد ، هر هفته از کد P به یک ماهواره اختصاص داده شده است . یک گیرنده GPS که عموما دارای ساعتی است که با ساعت ماهواره همزمان نیست ، باید از طریق مقایسه رشته کدهای P ای که در خود تولید می کند با سیگنال دریافتی ، تشخیص دهد که سیگنال از کدام ماهواره ارسال شده ، این کار با جستجو یک ثانیه یک ثانیه ، زمان زیادی را می طلبد بنابراین نیاز به اطلاعات کمکی است که این اطلاعات در پیغام ناوبری موجود هستند و به HOW معروفند . HOW شامل عددی است که وقتی در ۴ ضرب شود ، z - count زیر فریم بعدی را می دهد . z - count تعداد فواصل ۱/۵ ثانیه ای که از شروع هفته جاری GPS را نشان می دهد . بنابراین z - count در رنج ۰ در شروع هفته و ۴۰۳۲۰۰ در انتهای هفته قرار دارد .

اولین زیر فریم شامل ضرایبی برای یک چندجمله ای درجه دوم جهت مدله کردن خطای ساعت ماهواره (ناشی از عدم همزمانی ساعت ماهواره و زمان GPS) و برخی اطلاعات دیگر مانند شماره هفته GPS و سن داده ها (مدت زمانی که از update شدن داده ها گذشته) می باشد. زیر فریمهای دوم و سوم اطلاعات مداری عیر دقیق (Broadcast ephemerise) ماهواره ها را شامل می شوند.

محتویات زیر فریم های چهارم و پنجم در هر پیغام متفاوت است و مجموع اطلاعات زیر فریمها در ۲۵ صفحه قرار دارد . به عبارت دیگر ، برای انتقال محتویات زیر فریمهای ۴ و ۵ یک فریم کافی نیست ، برای این کار ۲۵ زیر فریم نیاز است که هر یک از این زیر فریمها را یک صفحه می نامند . به این ترتیب جهت دریافت اطلاعات پیغام ناوبری به طور کامل باید ۲۵ پیغام منتشر شود که در آنها محتویات زیر فریمهای ۱و ۲ و ۳ بدون تغییر انتشار می یابند و زیر فریمهای ۴ و ۵ در این ۲۵ صفحه با محتویات مختلف انتشار می یابند . در واقع یک فریم اصلی که همه اطلاعات در همه صفحات زیر فریمهای ۴ و ۵ را دربر دارد ، شامل ۲۵ فریم کامل می باشد که برای انتقال آن ۷۵۰ sec = ۳۰ × ۲۵ یا ۱۲/۵ دقیقه زمان احتیاج است. بیشتر صفحات زیر فریم ۴ به منظور کاربردهای نظامی تعبیه شده، بقیه صفحات زیر فریم ۴ شامل اطلاعاتی در مورد یونسفر (جهت مدله کردی خطای یونسفر) ، داده های UTC و اطلاعاتی برای محاسبه UTC از زمان GPS و آلمانکها[1] (یعنی اطلاعات مداری کم دقت که به کمک آنها می توان قبل از مشاهده محاسبه نمود که کدام ماهواره ها و در چه فاصله زمانی برای تعیین موقعیت در اختیار ما قرار دارند . در مورد آنها در قسمت بعد به تفضیل صحبت خواهد شد) برای ماهواره های ۳۲ - ۲۵ می باشد (یعنی اگر بیش از ۲۴ ماهواره در مدارات موجود باشد ، آلمانکها و وضعیت سلامتی ماهواره های اضافه بر ۲۴ ماهواره موجود را در اختیار قرار می دهد .) .

صفحات زیر فریم پنجم اساسا شامل آلمانکها و وضعیت سلامتی ۲۴ ماهواره اول در مدار می باشد .

صفحات زیر فریم چهارم و پنجم توسط هر ماهواره ارسال می شود ، از این رو با ردیابی تنها یک ماهواره می توان اطلاعاتی در مورد آلمانکهای ماهواره های دیگر در مدار بدست آورد .

1- Almanac data

۵-۸- افمرید ها :

افمرید ها شامل اطلاعاتی در مورد ساعت ماهواره ها ، موقعیت ماهواره ها در مدار و اطلاعات مورد نیاز دیگر می باشند . افمرید ها سه نوعند :

- اطلاعات مداری کم دقت یا اطلاعات تقویم نجومی (Almanac data)
- اطلاعات مداری غیر دقیق (Broadcast ephemerise)
- اطلاعات مداری دقیق (Precise ephemerise)

۵-۸-۱- اطلاعات مداری کم دقت یا اطلاعات تقویم نجومی (Almanac data) :

قالبا پیش از آنکه مشاهده ای انجام شود ، ابتدا طرح مشاهداتی طراحی میشود . در این طرح ، هدف تعیین بهترین زمان مشاهده است به گونه ای که حداکثر تعداد ماهواره ، با هندسه خوب در افق دید مشاهده کننده قرار داشته باشد. اطلاع از این که در زمانهای مختلف چه ماهواره هایی و در چه مدت زمانی در افق دید مشاهده کننده قرار داند از طریق افمریدهای معروف به Almanac data امکان پذیر است. در واقع این سری از افمرید ، اطلاعات کم دقتی هستند که برای سهولت استفاده کننده در یافتن ماهواره ها و کارهای طراحی مانند محاسبه چارت ماهواره های قابل رویت ، توسط ماهواره ها در پیغامهای مدوله شده روی سیگنالها ارسال می شود . اگر گیرنده بداند که ماهواره ها تقریبا در کجای افق دید او قرار دارد ، به راحتی می تواند سیگنالهای ارسالی از ماهواره ها را دریافت نماید . به عبارت دیگر ، گیرنده از این اطلاعات مداری کم دقت جهت تحصیل سریعتر سیگنالهای ارسالی از ماهواره هایی که بالای افق آن هستند اما هنوز ردیابی نشده اند ، استفاده می کند . آلمانکها شامل پارامترهایی برای نمایش مدار ، تصحیح ساعت ماهواره و برخی اطلاعات دیگر می باشند . در جدول ۵-۳ ، ۱۳ پارامتر آلمانکها نشان داده شده است .

پارامترهای کپلری در اپک مشاهدات t توسط فرمولهای زیر بدست می آیند:

$$M = M_0 + n(t - t_a)$$

$$i = 55^0 + \delta i$$

$$\lambda = \lambda_0 + \dot{\Omega}(t - t_a) - \omega_e t_a$$

PRN (عدد ماهواره)

سلامت ماهواره جزو آلمانک ها هستند

خطای ساعت هم دارد

t : زمان مشاهده

t_a : اپک مرجع در هفته جاری GPS

ω_e : سرعت زاویه ای زمین

جدول ۵-۳ : پارامترهای موجود در آلمانکها

عدد PRN ماهواره	ID
وضعیت سلامت ماهواره	HEALTH
هفته جاری GPS	WEEK
اپک مرجع بر حسب ثانیه در هفته جاری	t_a
ریشه مربعی نصف قطر بزرگ بیضی مدار	$\sqrt{a}$
خروج از مرکزیت بیضی مدار	e
آنومالی متوسط در اپک مرجع	M_0
آرگومان پریجی	ω
جدایی از میل اسمی ۵۵ درجه	δi
طول جغرافیایی بعد گره ای صعودی	λ_0
نرخ بعد گره ای صعودی	$\dot{\Omega}$
خطای ساعت ماهواره (بایاس فاز ساعت)	a_0
خطای ساعت ماهواره (بایاس فرکانس ساعت)	a_1

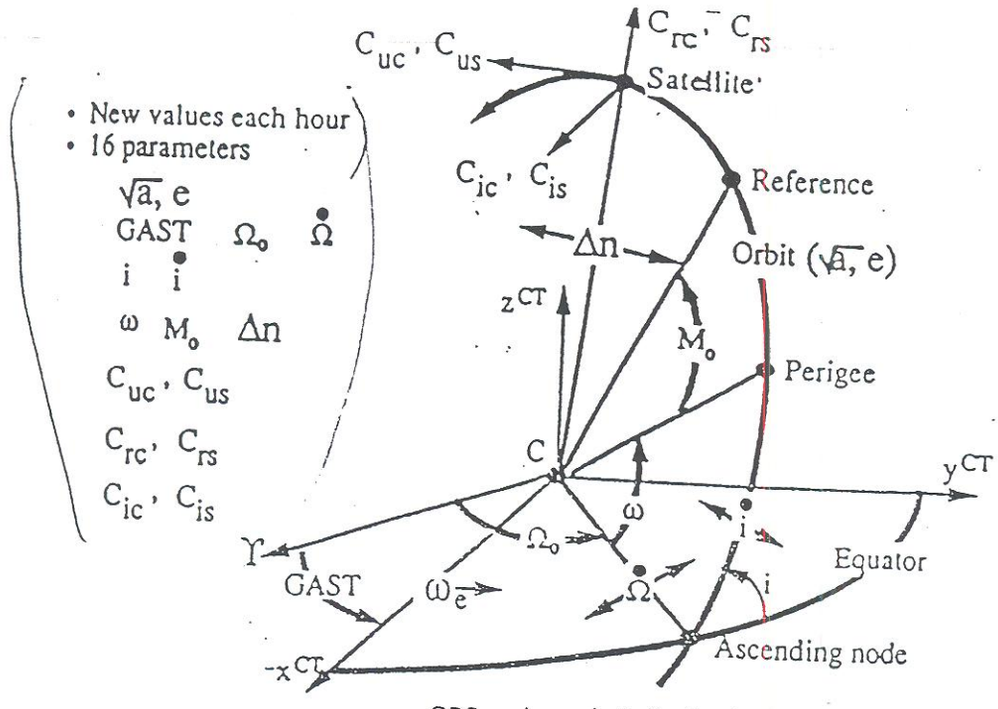
سه پارامتر دیگر کپلری یعنی ω و a و e بدون تغییر باقی می مانند. مدل برای برآورد بایاس ساعت ماهواره به صورت زیر خواهد بود :

$$\delta^s = a_0 + a_1(t - t_a)$$

آلمانکها معمولا هر ۶ روز یکبار بهینه (update) می شوند .

۵-۸-۲- اطلاعات مداری غیر دقیق (Broadcast ephemerise) :

اطلاعات مداری غیر دقیق بر مبنای مشاهده در ۵ ایستگاه ردیابی بخش کنترل و محاسبه در ایستگاه کنترل اصلی می باشد . اطلاعات جمع آوری شده توسط ایستگاههای ردیابی جهت محاسبه به ایستگاه کنترل اصلی ارسال می شود . در این ایستگاه به کمک روش کالمن فیلتر ، مدارات ماهواره ها بهبود و پیش بینی می شوند و سپس توسط سه ایستگاهی که مسئولیت تزریق اطلاعات را بر عهده دارند به ماهواره ها تزریق می شوند . دقت این اطلاعات مداری اگر سه بار در روز upload شوند ، حدود ۵ متر و اگر یک بار در روز upload شوند ، حدود ۱۰ متر خواهد بود . پس اطلاعات شامل ۶ پارامتر کپلری برای ماهواره ای ایستگاه کنترل که حرکت کپلری دارند در یک اپک مرجع و برخی تصحیحی.



شکل ۵-۹ : المانهای مداری GPS

. و بالاخره محاسبه آنومالی واقعی f_k :

$$f_k = tg^{-1}\left[\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k}{\cos E_k - e}\right]$$

- یافتن آرگومان عرض جغرافیایی u_k ، با جمع نمودن :

. آرگومان پریجی

. آنومالی واقعی f_k

. و ترمهای تصحیحی با ضرایب C_{uc} و C_{us} ، یعنی :

$$u_k = \omega_0 + f_k + C_{uc}\cos 2(\omega_0 + f_k) + C_{us}\sin 2(\omega_0 + f_k)$$

- محاسبه شعاع مداری r_k ، با استفاده از :

. بیان فاصله مداری بیضوی

. ترمهای تصحیحی با ضرایب C_{rc} و C_{rs}

$$r_k = a(1 - e\cos E_k) + C_{rc}\cos 2(\omega_0 + f_k) + C_{rs}\sin 2(\omega_0 + f_k)$$

- محاسبه میل صفحه مداری ، با استفاده از :

. میل i_0 در زمان مرجع t_{0e}

. تغییر خطی در میل بعد از اپک مرجع

. ترمهای تصحیحی C_{ic} و C_{is}

$$i = i_0 + i\dot{t}_k + C_{ic}\cos 2(\omega_0 + f_k) + C_{is}\sin 2(\omega_0 - f_k)$$

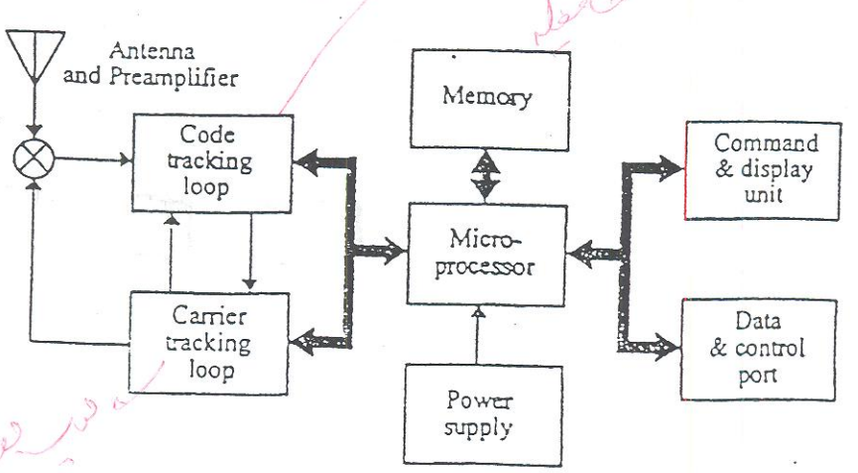
- محاسبه طول جغرافیایی نقطه گره ای صعودی [illegible]

مداری که توسط ایستگاههای کنترل اصلی محاسبه و پیش بینی می شود ، به صورت real - time در اختیار استفاده کنندگان قرار می گیرد ، در حالیکه اطلاعات مداری دقیق بدست آمده توسط CIGNET حدود ۲ هفته بعد ، در اختیار استفاده کنندگان قرار داده می شود .

- در سال ۱۹۹۰، انجمن بین المللی ژئودزی (IAG)[1] تصمیم به ایجاد یک سرویس بین المللی GPS برای اهداف ژئودینامیکی (IGS)[2] گرفت . بعد از یک عملیات آزمایشی در سال ۱۹۹۲ ، فعالیتهای روتین موسسه در سال ۱۹۹۳ آغاز شد . هدف اصلی این موسسه استفاده از GPS در کاربردهای ژئودینامیکی است که مستلزم حصول به دقتهای بالا می باشد . برای رسیدن به این هدف ، یکی از وظایف عمده در این سرویس ، ایجاد اطلاعات مداری دقیق می باشد . شبکه های ردیابی IGS شامل بیش از ۶۰ ایستگاه دائمی GPS می باشد .

اطلاعات مداری که توسط این سرویسها و موسسات در اختیار استفاده کنندگان قرار می گیرد ، به Precise ephemerise معروفند .

۵-۹- گیرنده :

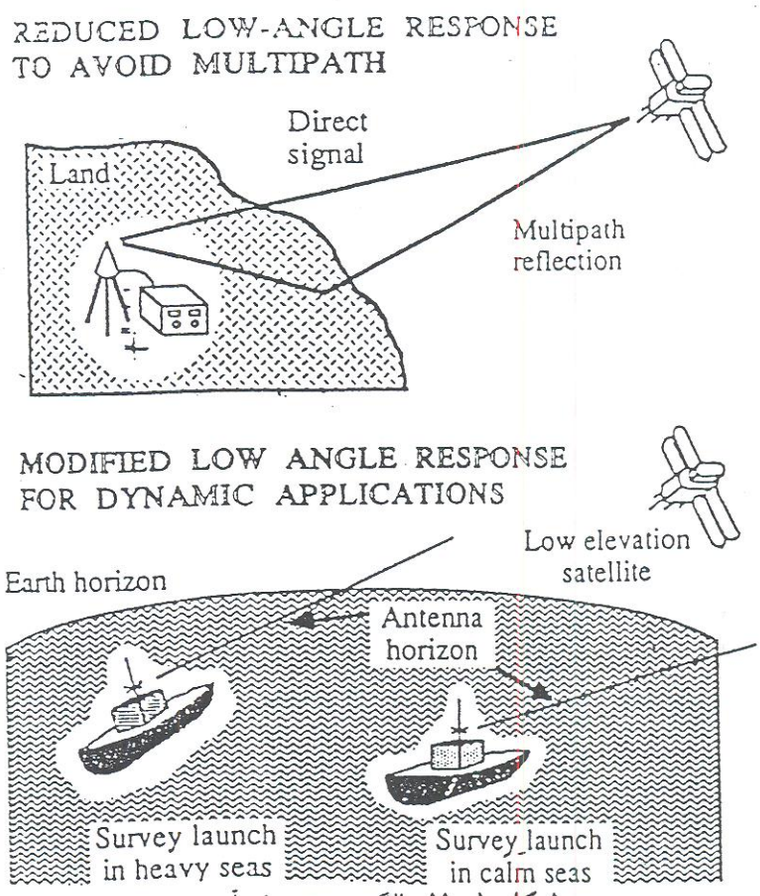


شکل ۵-۱۰ : بخشهای اصلی یک گیرنده

1- International Association of Geodesy
2- International GPS Service for geodynamics

برخی از آنتنها مانند microstrip به یک ground plane نیاز دارند . معمولا از قطعات فلزی که المانهای آنتن microstrip روی آن قرار می گیرد ، استفاده می شود .

یک مشخصه دیگر آنتنها ، استحکام مرکز فاز آنها می باشد .(مرکز الکترونی آنتنها باید بر مرکز فیزیکی آنها نزدیک باشد و همچنین باید نسبت به دوران و میل غیر حساس باشد .این مسئله به خصوص در کاربردهای کینماتیک که آنتن در حال حرکت است اهمیت زیادی دارد . برای آنتنهای مورد استفاده در کاربردهای دقیق تعیین موقعیتی ، مرکز فاز آنتن یعنی مرکز الکتریکی آن که موقعیت به آن منسوب می شود باید از استحکام بالایی برخوردار باشد)



شکل ۵-۱۱ : الگوی حصول آنتن

۵-۹-۱-۱- انواع آنتنها :

انواع مختلفی آنتن در سیستم GPS وجود دارد که عمده آنها عبارتند از :

- monopole یا dipole

- quadrifilar helix یا volue

- monopole یا dipole :
  - به یک ground plane نیاز دارند
  - تک فرکانسه هستند
  - عمده مزیت آنها این است که اندازه آنها کوچک بوده و به آسانی قابل ساخت هستند
  - اندازه groun plane می تواند به گونه ای طراحی شود که خطای چندمسیری را کاهش دهد
- quadrifilar helix یا volue
  - به ground plane نیاز ندارند
  - تک فرکانسه هستند
  - از نقطه نظر ساخت پیچیده تر از گیرنده های dipole می باشند
  - gain pattern خوبی دارند
- sprial helix
  - دو فرکانسه هستند
  - gain pattern خوبی دارند
  - مرکز فاز این آنتنها از استحکام خوبی برخوردار نیست
- microstrip
  - ممکن است تک فرکانسه یا دو فرکانسه باشند
  - از نقطه نظر ساخت ساده هستند
  - با داشتن مقطع کوچک برای کاربردهای ناوبری ایده آل هستند
  - عیب عمده این آنتنها این است که gain پایینی دارند
- choke ring
  - عموما دو فرکانسه هستند
  - به یک ground plane نیاز دارند
  - شامل چندین حلقه متحدالمرکز به محور قائم آنتن هستند
  - ground plane به گونه ای طراحی شده اند که اثر چندمسیری را کاهش می دهند

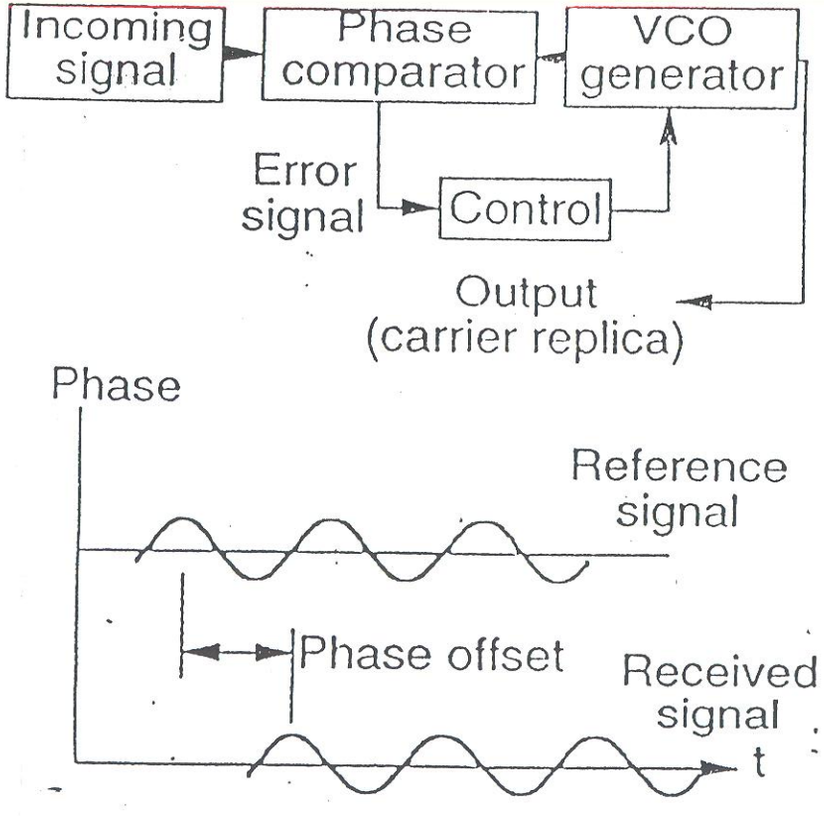
۵-۹-۲- بخش RF :

(بخش RF بخش اصلی و در واقع قلب گیرنده می باشد . وظیفه اصلی این بخش ، تبدیل فرکانس سیگنال دریافتی در آنتن به فرکانس پایین تر که فرکانس متوسط [1](IF) یا فرکانس بیت نامیده می شود.)

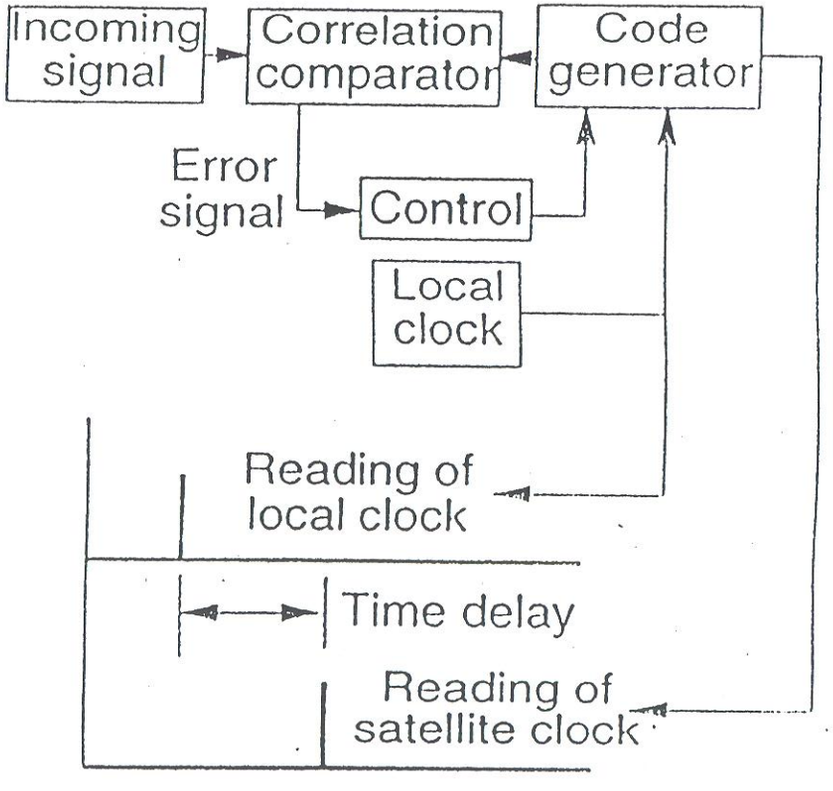
1-Intermediate Frequency

TRACKING LOOPS IN GPS RECEIVERS

PHASE LOCK LOOP



DELAY LOCK LOOP



برخی از گیرنده ها ، چه آنهایی که داده ها را برای آنالیزهای بعدی ذخیره می کنند و چه آنهایی که داده ها را برای تعیین موقعیت real -time استفاده می کنند ، دارای یک مبدل برای انتقال داده ها به کامپیوتر و یا برعکس می باشند .

۵-۹-۶- منبع نیرو :

بیشتر گیرنده های GPS یک منبع نیرو داخلی دارند که معمولا به صورت باتریهای قابل شارژ نیکل - کادمیوم [1](NiCd) هستند .

۵-۹-۷- میکروپروسسور :

گر چه حجم زیادی از گیرنده ها توسط تجهیزات آنالوگ اشغال شده است ، اما حجم کوچکی از آنها به واحدهای کوچکی به نام میکروپروسسور تخصیص داده می شود . کنترل عملیاتهای مختلف در گیرنده ، دریافت سیگنالهای ماهواره ها ، ردیابی کدها و موج حامل ، de - code کردن (جدا نمودن یا به عبارت دیگر عکس عمل مدولاسیون)پیغام ناوبری ، تعیین مختصات گیرنده و ... به عهده این بخش می باشد .

۵-۱۰- انواع گیرنده ها :

گیرنده ها بر اساس نوع کمیت مشاهداتی (شبه فاصله یا فاز موج حامل) و دسترسی به کدها (کد C/A یا کد P) به سه گروه زیر قابل تفکیک است :

- گیرنده های شبه فاصله کد C/A
- گیرنده های موج حامل کد C/A
- گیرنده های فاز موج حامل کد P

(این تقسیم بندی است که Hofmann در کتاب Global Positioning System آورده است .)

1- Nickel - Cadmium

کامپیوترهای laptop و نوارهای مغناطیسی به منظور ذخیره داده های اندازه گیری شده استفاده می شوند .

برخی از این نوع گیرنده ها دارای قابلیت اندازه گیری موج حامل L2 با استفاده از تکنیک squaring می باشند . در این نوع گیرنده ها ، نسبت سیگنال به نویز به طور قابل ملاحظه ای کمتر از اندازه گیری موج حامل L1 کد C/A است (زیرا در روش squaring سیگنال آغشته به نویز در خودش ضرب شده ، در نتیجه نویز در این روش دو برابر می شود) . عموما از فاز L2 در ترکیب با فاز L1 به منظور کاهش اثر یونسفر روی سیگنال استفاده می شود ، یعنی ترکیب این دو ، موقعیت دقیق تری را نتیجه می دهد . این نوع گیرنده ها ، می توانند در کلیه کارهای نقشه برداری دقیق شامل استاتیک ، کینماتیک و شبه کینماتیک به کار روند .

۵-۱۰-۳- گیرنده های کد P :

یکی از اولین گیرنده هادر کاربردهای نقشه برداری ، تعیین موقعیت مطلق و ناوبری گیرنده کد P T1-4100 در سال ۱۹۸۴ بود . این گیرنده ها دارای دو مزیت عمده هستند :

- قابلیت اندازه گیری خطوط بلند (حدود ۱۰۰ کیلومتر) با دقتی حدو چند سانتیمتر
- قابلیت اندازه گیری خطوط کوتاه (حدود ۲۰ کیلومتر) با دقتی حدود چند سانتیمتر با حداقل ۱۰ دقیقه مشاهده به کمک تکنیک wide - lanning (درمورد این روش در بخش خطاهای موثر در سیستم GPS و نحوه برخورد با آنها به طور مفصل بحث خواهد شد) که بر مبنای ترکیب فاز اندازه گیری شده L1 و L2 استوار است .

۵-۱۰-۴- گیرنده های CODE CORRELATION :

بیشتر گیرنده هایی که استفاده می شود ، گیرنده های code correlation هستند که از یک یا چند کانال correlation تشکیل شده اند .

یک گیرنده code correlation شامل دو بلوک اصلی می باشد : یک لوپ ردیابی کد و یک لوپ ردیابی موج حامل . هدف اصلی در لوپ ردیابی کد ، تدارک دیدن یک شبه فاصله از طریق اندازه گیری تاخیر کد C/A یا P است . در این لوپ توسط code generator ، کدی جعلی مشابه با کدهای تولید شده در ماهواره تولید می شود . کد تولید شده در گیرنده نسبت به کد سیگنال دریافتی به واسطه تاخیر انتشار بین ماهواره و گیرنده افستی در زمان دارد . این تاخیر با همبسته نمودن سیگنال دریافتی با سیگنال تولید شده در گیرنده قابل حصول است :

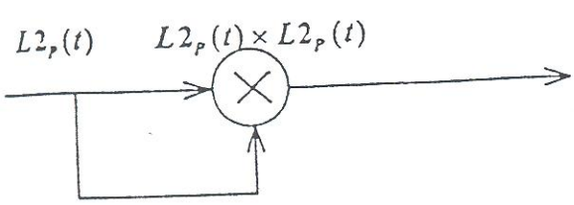
- در این روش اطلاعات ساعت و مدار ماهواره ها موجود نیستند ، بنابراین ناوبری به صورت real - time به کمک این روش امکان پذیر نیست و گیرنده باید اطلاعات مربوط به ساعت و مدار ماهواره ها را از طریق منابع خارجی دریافت نماید.

- در روش squaring که یکی از روشهای codeless است ، نسبت سیگنال به نویز کاهش می یابد ، زیرا نویز نیز در این روش مربع می شود .

تکنیک codeless همانگونه که قبلا نیز ذکر شد ، خود به دو دسته تقسیم می شود :

۵-۱۰-۵-۱- گیرنده های SQUARING :

یک کانال squaring تنها کمیت مشاهداتی فاز موج حامل را تدارک می بیند . اندازه گیری های شبه فاصله و پیغام ناوبری ماهواره ها در این روش در دسترس نیستند . عملیات یک کانال مربع کننده بسیار ساده است . همانند سایر گیرنده ها ، سیگنال ورودی ابتدا به یک سیگنال فرکانس بیت تبدیل می شود . سپس این موج حامل فرکانس بیت در خودش ضرب می شود . به این ترتیب پیغامهای ناوبری و کدها حذف می شوند . مربع کردن سیگنال منتج به سیگنالی با دامنه ثابت و فرکانسی معادل با دو برابر فرکانس اولیه و طولی موجی مساوی با نصف طول موج اولیه می شود ، لذا فاز این سیگنال می تواند به آسانی با فاز موج حامل اولیه مقایسه شود .



$$S(t) = \frac{1}{2} A^2 \cos(4\pi f_2 t)$$

$$L2_P(t) = AC(t)E(t)N(t)\cos(2\pi f_2 t)$$
$$L2_P(t) \times L2_P(t) = A^2 C(t)C(t)E(t)E(t)N(t)N(t)\cos^2(2\pi f_2 t) \qquad (۱۵-۵)$$
$$= \frac{A^2}{2}\cos(4\pi f_2 t)$$

$C(t)$: کد P

$E(t)$: کد مخفی (encryption)

$N(t)$: پیغام ناوبری

$A\cos(2\pi f_2 t)$: سیگنال موج حامل L2

در عمل یک کانال squaring پیچیده تر از آنچیزی است که در اینجا شرح داده شد . در squaring ، با ضرب سیگنال در خودش نویز ها نیز ضرب می شوند و در نتیجه نسبت سیگنال به نویز در این روش کاهش می یابد .

۵-۱۰-۷- گیرنده های دو فرکانسه :

گیرنده های دو فرکانسه به هر دو فرکانس L1 و L2 دسترسی دارند . بیشتر گیرنده های نظامی دو فرکانسه هستند. با ترکیب مشاهدات دو موج ، امکان حذف تقریبا کل اثر یونسفر وجود دارد .

۵-۱۰-۸- گیرنده های CONTINUOUS :

در این نوع از گیرنده ها ، کانالهای خاصی برای ردیابی هر ماهواره اختصاص داده شده و سیگنالها به صورت پیوسته ردیابی می شوند . حداقل ۴ کانال ردیابی سیگنال L1 برای تعیین موقعیت سه بعدی و افست ساعت گیرنده نیاز است . در گیرنده های continuous چون سیگنالها به طور پیوسته ردیابی می شود، نسبت سیگنال به نویز در این گیرنده ها در مقایسه با گیرنده های switching بیشتر است. یک مزیت دیگر این گیرنده ها ، قابلیت پتانسیل اضافی آنهاست ، اگر یکی از سخت افزارهای کانالها خراب شود ، هنوز بدست آوردن داده های کافی به منظور تعیین موقعیت امکان پذیر است . یکی از معایب گیرنده های چند کاناله ، تاخیر سیگنالها در کانالها می باشد که به بایاس بین کانالی معروف است لذا باید گیرنده ها به دقت کالیبره شوند. امروزه بیشتر گیرنده های ژئودتیکی ۸ تا ۱۲ کانال مجزا جهت ردیابی ماهواره ها دارند و می توانند سیگنالهای همه ماهواره های بالای افق خود را به طور همزمان ردیابی کنند .

۵-۱۰-۹- : گیرنده های SWITCHING :

گیرنده switching متشکل از یک یا چند کانال است که هر کانال قادر به ردیابی سیگنال تعدادی از ماهواره ها به صورت متوالی می باشد . سه نوع گیرنده switching وجود دارد که این سه نوع بر اساس زمان تخصیص داده شده برای ردیابی سیگنال یک ماهواره در گیرنده ، تقسیم بندی شده اند.

۵-۱۰-۹-۱- گیرنده های MULTIPLEXING :

یک کانال multiplexing کانالی است که در آن ، زمان توالی به منظور ردیابی ماهواره ها ، ۲۰ میلی ثانیه می باشد .

جدول ۵-۵- مقایسه ای کلی بین انواع گیرنده ها

	SQUARING	CODE CORRELATION
مزایا	دسترسی به پیغام ناوبری قابلیت اندازه گیری فاز و کد مزیت S/N ارزان بودن گیرنده های تک فرکانسه C/A	CODE - FREE حساسیت کم به multipath دسترسی به سیگنال L2 مخفی (encrypted signal)
معایب	نیاز به کد P در تصحیح یونسفری	همزمان کردن ساعت گیرنده به طور دقیق با زمان GPS عدم دسترسی به پیغامهای ناوبری و نیاز به آلمانکهای خارجی دو برابر بودن اثر cycle slip روی امواج حامل
	[illegible]	
مزایا	حذف تقریبا کل اثر یونسفر با تلفیق دو موج L1 و L2	ارزانترقیمت تر
معایب	گرانقیمت تر عدم دسترسی به کدP در گیرنده های غیر نظامی code correlation	عدم امکان حذف اثر یونسفر به کمک تلفیق دو موج
	[illegible]	
مزایا	ردیابی سیگنال هر ماهواره در کانالهای مجزا برخوردار بودن از مزیت سیگنال به نویز دارای قابلیت پتانسیل اضافی	ارزان قیمتتر از گیرنده های continiuous ....
معایب	دارای بایاس بین کانالی در گیرنده های چند کانالی	ردیابی بیش از یک ماهواره در یک کانال پیچیده بودن افزارها

با جمع و کم کردن عبارت : $\tau_b - \tau_a$ از معادله فوق داریم :

$$d\tau = (\tau_b - \tau_a) + [\tau_a - t(\tau_a)] - [\tau_b - T(\tau_b)] \qquad (۱۹-۵)$$

که ترم اول در معادله فوق بیانگر زمان سیر سیگنال (در سیستم زمانی GPS) است که اگر در سرعت سیر نور ضرب شود ، با نادیده گرفتن اثرات اتمسفری ، فاصله واقعی ρ را بدست می دهد). ترمهای دوم و سوم به ترتیب ، افست ساعت ماهواره و افست ساعت گیرنده از زمان GPS را نشان می دهد . اگر تاخیرات یونسفری و تروپسفری نیز در نظر گرفته شود ، معادله مشاهده به صورت زیر خواهد بود :

$$P = c.d\tau = \rho + c(dt - dT) + d_{ion} + d_{trop} \qquad (۲۰-۵)$$

ما علاقمند به بدست آوردن مختصات گیرنده هستیم که در فاصله واقعی ρ نهفته است . اگر مختصات ماهواره به دقت معلوم باشد ، داریم :

$$\rho = \|r - R\|$$

اما مختصات ماهواره ها یا به عبارت دیگر r به دقت معلوم نیست ، به همین دلیل ما یک ترم تصحیحی $d\rho$ ناشی از عدم دقت در تعیین موقعیت ماهواره ها یا اصطلاحا خطای مداری را نیز به معادله فوق اضافه می کنیم (همچنین ما باید اثرات خطاهای تصادفی به واسطه نویز مشاهدات (نویز ناشی از اثر چندمسیری به علاوه نویز ناشی از اندازه گیری شبه فاصله درگیرنده) را نیز در نظر بگیریم که بدین منظور یک ترم ε به سمت راست معادله مشاهده اضافه می نماییم). در نتیجه معادله مشاهده ای به صورت زیر بدست خواهد آمد :

$$\rho + d\rho = \|r - R\| \qquad (۲۱-۵)$$
$$p = \rho + d\rho + c(dt - dT) + d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_P$$

ρ : فاصله هندسی

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

dt : خطای ساعت ماهواره

dT : خطای ساعت گیرنده

d_{ion} : تاخیر یونسفری

d_{trop} : تاخیر تروپسفری

ε_P : نویز مشاهدات $(\varepsilon_{P_{rx}} + \varepsilon_{P_{multipath}})$ (نویز ناشی از چند مسیری + نویز اندازه گیری شبه فاصله)

$$\varepsilon_{P_{rx}}[C/A] \approx 100 - 300cm$$
$$\varepsilon_{P_{rx}}[P] \approx 10 - 30cm$$
$$\varepsilon_{P_{multipath}} \leq 1chip$$

معادله (۲۱-۵) به فرم L=f(R,r,b) می باشد که R بردار موقعیت گیرنده ، r بردار موقعیت ماهواره و b بایاسها ($d_{trop}, d_{ion}, c(dt - dT), d\rho$) می باشند .

$$t + dt + \frac{(\rho - d_{ion} + d_{trop})}{c} = T + dT \quad \rightarrow$$ اختلاف بین T و t ناشی از فاصله ...

(۲۹-۵)

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

(* یونسفر چنانکه بعدا نیز ذکر خواهد شد در شبه فاصله موجب تاخیر و در مشاهدات فاز باعث تقدم می شود.)

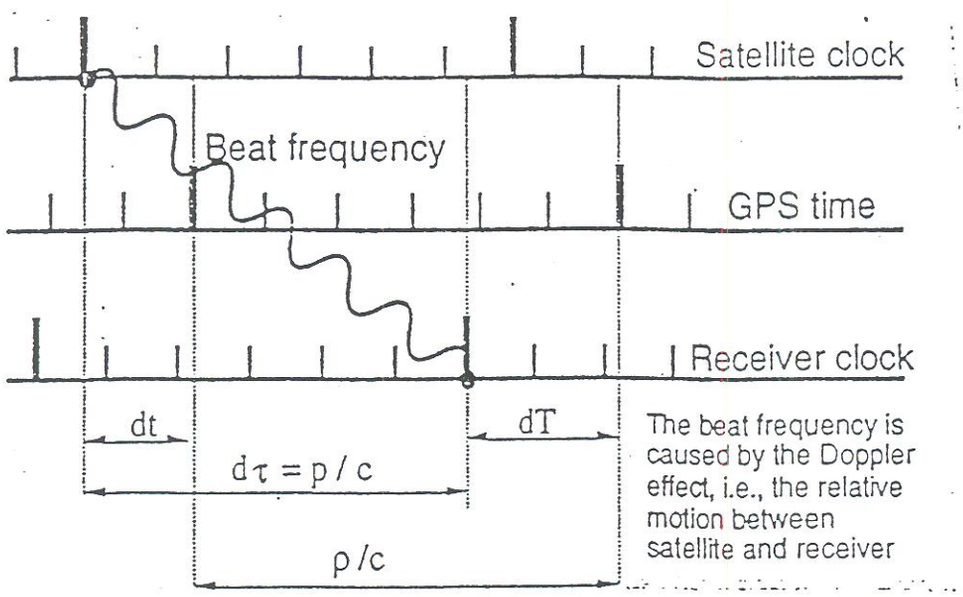
$$\phi_{measured} = \frac{f}{c}\rho + f(dt - dT) + \frac{f}{c}(d_{trop} - d_{ion}) \quad \rightarrow$$ Error? Inaccurate?

(۳۰-۵)

و ϕ کل عبارت است از :

$$\phi_{total} = \phi_{measured} + N(t_0) = \frac{f}{c}\rho + f(dt - dT) + \frac{f}{c}(d_{trop} - d_{ion}) + N$$

(۳۱-۵)



شکل ۵-۱۵ : مشاهده فاز موج حامل

با ضرب معادله فوق در $\lambda = \frac{c}{f}$ و تعریف شبه فاصله به صورت :

$$\Phi = \lambda\phi_{total}$$

(۳۲-۵)

داریم :

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

(۳۳-۵)

این معادله مشاهده ، مشابه با معادله مشاهده شبه فاصله است و تنها در ترم ابهام فاز و تصحیح منفی یونسفری با معادله مشاهده شبه فاصله اختلاف دارد . در این مشاهده نیز اثرات خطاهای تصادفی و نویزها شامل نویز اندازه گیری فاز موج حامل و نویز ناشی از پدیده چند مسیری و خطای مداری باید در نظر گرفته شود و در نتیجه معادله به صورت زیر خواهد بود :

شروع برقراری ارتباط ماهواره با گیرنده وجود دارد و مادامیکه این ارتباط قطع نشود ، مقدار آن ثابت باقی می ماند . به لحاظ وجود ابهام فاز ، تعیین موقعیت به صورت real - time با اندازه گیری فاز موج حامل امکان پذیر نیست .

۵-۱۱-۳- مشاهدات داپلر یا نرخ فاز موج حامل :

یکی دیگر از کمیات مشاهداتی در GPS ، مشاهده شیفت داپلر ، مشابه با سیستم ترانزیت می باشد . معادله مشاهده داپلر به صورت زیر است :

$$D = \lambda \dot{\phi} = \dot{\Phi}$$

$$\Rightarrow \Phi = \dot{\rho} + d\dot{\rho} + c(d\dot{t} - d\dot{T}) - d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon \qquad (۳۵-۵)$$

مشاهده داپلر یک مشاهده مفید در کاربردهای کینماتیک است که از مشتق زمانی معادله مشاهده فاز موج حامل بدست می آید . همانگونه که از معادله فوق پیداست ، مشاهده داپلر فاقد ابهام فاز است ، بنابراین مشاهده داپلر مستقل از قطع فازهاست و برای برآورد سرعت لحظه ای گیرنده در ناوبری و تعیین cycle slip بسیار مناسب است .

۵-۱۱-۴- ترکیبات خطی مشاهدات :

بسته به نوع کاربرد و سطح دقت مورد انتظار ، روشهای مختلف ترکیب مشاهدات فاز یا کد وجود دارند . در GPS ، هر دو تعیین موقعیت مطلق و نسبی امکان پذیر است ، اما به علت وجود برخی خطاها ، مانند خطاها و بایاسهای مداری ، بایاس ساعت ماهواره و گیرنده و تاخیرات یونسفری و تروپسفری ، تعیین موقعیت مطلق عموما با دقت کمتری انجام می گیرد . جهت تعیین موقعیت با دقت بالاتر ، در کاربردهای ژئودتیکی از مد نسبی (تفاضلی) استفاده می شود . در تعیین موقعیت نسبی بسیاری از خطاهای ذکر شده کاهش یافته یا حذف می گردند و در واقع هدف از روند تفاضلی بهبود دقت تعیین موقعیت با کاهش یا حذف خطاهای موجود می باشد .

اندازه گیریهای تفاضلی موجود در GPS می توانند به صورتهای : بین گیرنده ها ، بین ماهواره ها و بین اپک ها و یا ترکیب این روشها باشند .

ما جهت خلاصه نویسی از نمادهای زیر برای هر یک از روشهای تفاضلی ذکر شده استفاده می نماییم :

- Δ : معرف روش تفاضلی بین دو گیرنده
- ∇ : معرف روش تفاضلی بین دو ماهواره

$$\delta p = \delta\rho + \delta d\rho + c(\delta dt - \delta dT) + \delta d_{ion} + \delta d_{trop} + \delta\varepsilon \qquad (۳۷-۵)$$

مزایای روش :

- معادله مشاهده فاز در این روش عاری از اثر ابهام فاز می باشد .
- خطاهای مداری و اتمسفری کاهش می یابند (هر چه فاصله زمانی بین دو اپک کمتر باشد ، خطاها بیشتر کاهش می یابد)
- این روش ، روش خوبی برای کشف cycle slip می باشد .

معایب :

- LOP و SOP در این روش هذلولی است ، لذا این روش استحکام هندسی خوبی ندارد.

چرا؟

مثال : فاز موج حامل برای ماهواره PRN9 در روش تفاضلی یگانه بین اپکها در ایستگاه MONITOR و REMOTE به صورت زیر خواهد بود :

ایستگاه MONITOR :

GPS TIME (S)	$\phi(cycles)$	$\delta\phi(cycles)$
۴۲۶۹۱۶	۶۲۷۱۱۳/۸۹۳	
		۱۶۶۵۳/۷۳۶
۴۲۶۹۲۴	۶۴۳۷۶۷/۶۲۹	
		۱۶۶۲۵/۶۲۶
۴۲۶۹۳۲	۶۶۰۳۹۳/۲۵۵	
		۱۶۵۹۷/۰۸۷
۴۲۶۹۴۰	۶۷۶۹۹۰/۳۴۲	

ایستگاه REMOTE :

GPS TIME (S)	$\phi(cycles)$	$\delta\phi(cycles)$
۴۲۶۹۱۶	۶۲۲۷۵۳/۸۶۳	
		۱۶۰۸۰/۰۸۵
۴۲۶۹۲۴	۶۳۸۸۳۳/۹۴۸	
		۱۶۰۸۴/۵۲۵
۴۲۶۹۳۲	۶۵۴۹۱۸/۴۷۳	
		۱۶۰۹۴/۴۱۵
۴۲۶۹۴۰	۶۷۱۰۱۲/۸۸۸	۰

۵-۱۱-۴-۲- تفاضلی یگانه بین گیرنده ها : (Bitween Receiver Single Differences)

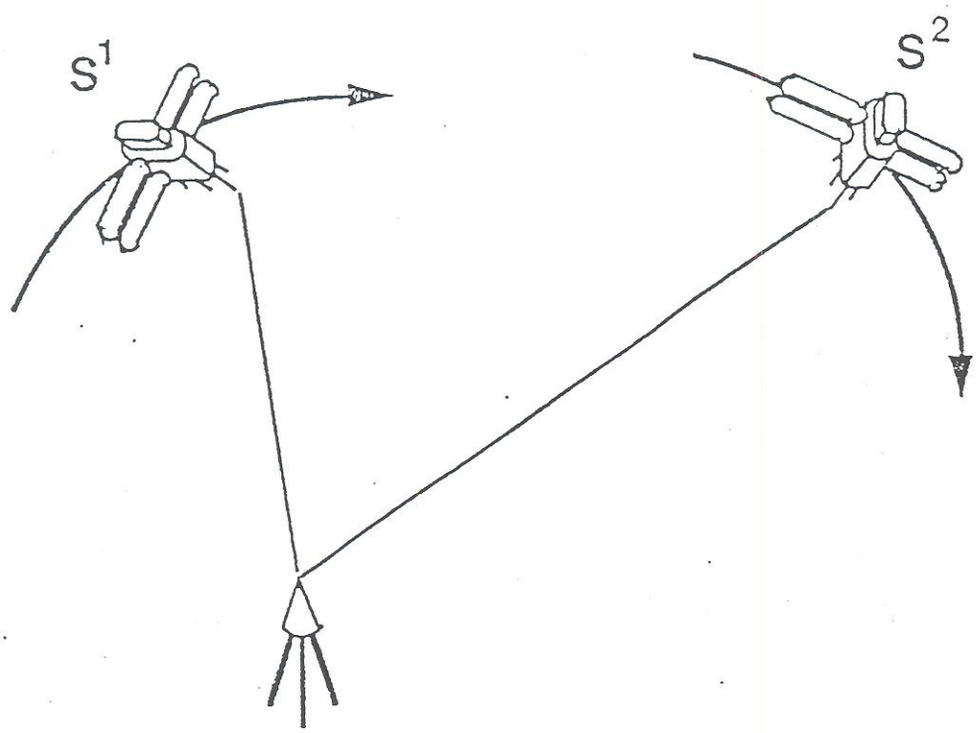
این روش عبارت است از اتحاد مشاهداتی از دو گیرنده به یک ماهواره .

$$\Delta(.) = (.)_{receiver2} - (.)_{receiver1}$$

ماهواره PRN13 :

GPS TIME (S)	$\phi Monitor(cycles)$	$\phi Remote(cycles)$	$\Delta\phi(cycles)$
۴۲۶۹۱۶	-۸۴۶۵۰۲٫۶۷۲	-۸۸۳۹۵۷/۴۱۷	۳۷۴۵۴/۷۴۵
۴۲۶۹۲۴	-۸۱۹۳۵۰/۱۱۷	-۸۵۷۳۷۸/۴۳۱	۳۸۰۳۸/۳۱۴
۴۲۶۹۳۲	-۷۹۲۲۱۱٫۹۳۳	- ۸۳۰۷۸۱/۲۶۳	۳۸۵۶۹/۳۳۰
۴۲۶۹۴۰	-۷۶۵۰۸۸٫۵۹۴	-۸۰۴۱۶۰/۴۸۳	۳۹۰۷۱/۸۸۹

۵-۱۱-۴-۳- تفاضلی یگانه بین ماهواره ها : (Bitween Satellite Single Differences)



شکل ۵-۱۹ : تفاضلی یگانه بین ماهواره ها

این روش بر مبنای مشاهده از یک ایستگاه به دو ماهواره استوار است .

$$\nabla(.) = (.)^{satellite\,2} - (.)^{satellite\,1}$$

معادله فاز موج حامل :

$$\Phi^1(t) = \rho^1(t) + d\rho^1(t) + c(dt_1 - dT) + \lambda N_1 - d_{ion_1} + d_{trop_1} + \varepsilon_1$$
$$\Phi^2(t) = \rho^2(t) + d\rho^2(t) + c(dt_2 - dT) + \lambda N_2 - d_{ion_2} + d_{trop_2} + \varepsilon_2$$
$$\nabla\Phi = \nabla\rho + \nabla d\rho + c\nabla dt + \lambda\nabla N - \nabla d_{ion} + \nabla d_{trop} + \nabla\varepsilon \qquad (۴۰-۵)$$

$$\delta\Delta p = \delta\Delta\rho + \delta\Delta d\rho - c\delta\Delta dT + \delta\Delta d_{ion} + \delta\Delta d_{trop} + \delta\Delta\varepsilon \qquad (۴۳-۵)$$

مزایا :

- حذف خطای ساعت ماهواره
- حذف ابهام فاز
- کاهش خطاهای مداری و اتمسفری(هر چه طول خط مبنا و طول بازه زمانی مشاهداتی کوتاهتر باشد ، میزان کاهش خطاها بیشتر خواهد بود)

معایب :

-LOP وSOP در این روش هذلولی است ، لذا این روش استحکام هندسی خوبی ندارد

۵-۱۱-۴-۵- تفاضلی دوگانه ماهواره - زمان : (Satellite - Time Double Differences)

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

معادله مشاهده فاز موج حامل :

$$\delta\nabla\Phi = \delta\nabla\rho + \delta\nabla d\rho + c\delta\nabla dt - \delta\nabla d_{ion} + \delta\nabla d_{trop} + \delta\nabla\varepsilon \qquad (۴۴-۵)$$

و معادله مشاهده شبه فاصله :

$$\delta\nabla p = \delta\nabla\rho + \delta\nabla d\rho + c\delta\nabla dt + \delta\nabla d_{ion} + \delta\nabla d_{trop} + \delta\nabla\varepsilon \qquad (۴۵-۵)$$

مزایا :

- حذف خطای ساعت گیرنده
- حذف ابهام فاز در معادله مشاهده فاز موج حامل
- کاهش خطاهای مداری و اتمسفری (هر چه ماهواره ها به نزدیکتر باسند و بازه زمانی مشاهداتی نیز کوتاهتر باشد ، میزان کاهش خطاها بیشتر است)

معایب :

-LOP وSOP در این روش هذلولی است ، لذا این روش استحکام هندسی خوبی ندارد.

۵-۱۱-۴-۶- تفاضلی دوگانه ماهواره - گیرنده : (Reciever - Satellite Double Differences)

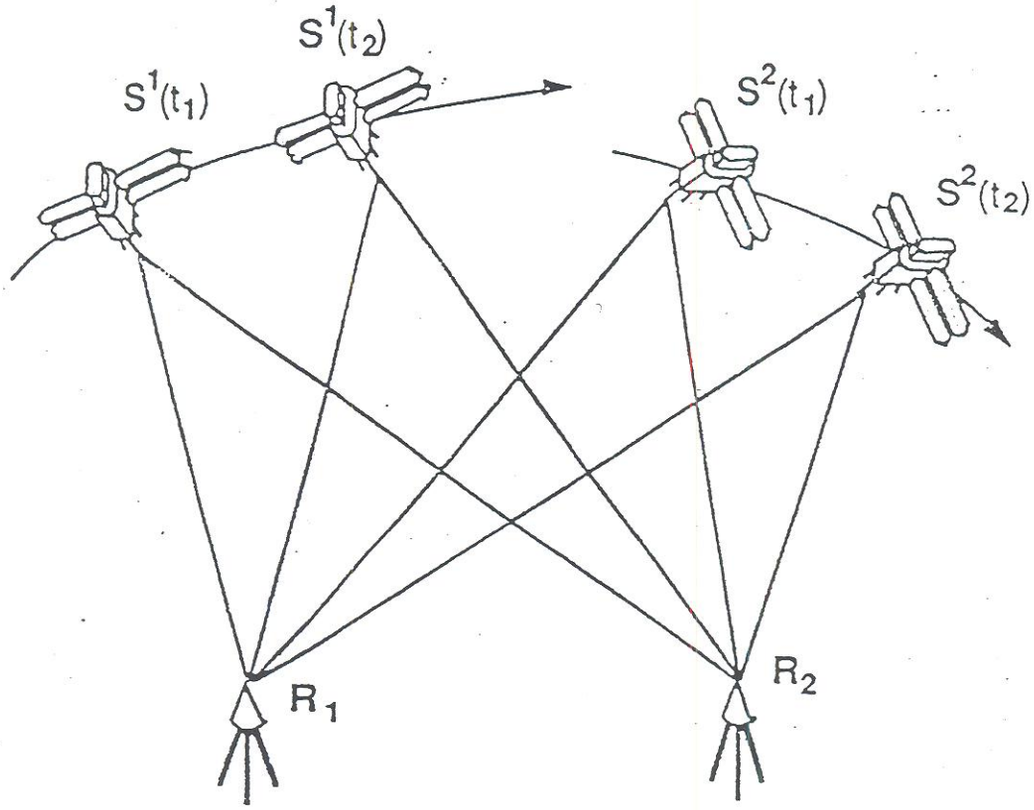
روش تفاضلی دوگانه ماهواره - گیرنده میتواند به دو صورت در نظر گرفته شود :

- انجام دو مشاهده تفاضلی یگانه بین گیرنده ، با یک جفت گیرنده اما با دو ماهواره مختلف و یا
- انجام دو مشاهده تفاضلی یگانه بین ماهواره ، با یک جفت ماهواره ، اما با دو گیرنده مختلف

هر دو صورت [illegible] نتایج یکسانی [illegible] می دهند .

۵-۱۱-۴-۷- تفاضلی سه گانه گیرنده - ماهواره - زمان :

(Receiver - Satellite - Time Triple Differences)



شکل ۵-۲۱ : تفاضلی سه گانه گیرنده - ماهواره - زمان

این روش در واقع ترکیب سه روش تفاضلی یگانه می باشد ، یعنی مشاهده از دو گیرنده به دو ماهواره در دو اپک زمانی .

معادله مشاهده فاز موج حامل :

$$\delta\nabla\Delta\Phi = \delta\nabla\Delta\rho + \delta\nabla\Delta d\rho + -\delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop} + \delta\nabla\Delta\varepsilon \qquad (۴۸-۵)$$

معادله شبه فاصله :

$$\delta\nabla\Delta p = \delta\nabla\Delta\rho + \delta\nabla\Delta d\rho + \delta\nabla\Delta d_{ion} + \delta\nabla\Delta d_{trop} + \delta\nabla\Delta\varepsilon \qquad (۴۹-۵)$$

مزایا :

- حذف خطاهای ساعت گیرنده و ماهواره
- حذف خطای ابهام فاز

در GPS با انواع بایاسها و خطاهای زیر مواجه هستیم :

- بایاس های ماهواره (بایاس ساعت ماهواره و بایاس اطلاعات مداری ماهواره ای)
- بایاسهای ایستگاه (بایاس ساعت گیرنده و عدم اطمینان در مختصات ایستگاههای ردیابی (در کاربردهای خاص GPS مانند انتقال زمان و ردیابی مداری))
- بایاسهای وابسته به مشاهدات (بایاس گسترش سیگنال (تاخیر یونسفری و تروپسفری)و بایاسهای وابسته به نوع مشاهدات مانند ابهام فاز موج حامل)
- خطای SA
- خطای چندمسیری
- خطای cycle slip
- جابجایی مرکز فاز آنتن
- خطاهای اتفاقی مانند نویز گیرنده

علاوه بر موارد فوق دقت موقعیت یا زمان بدست آمده از مشاهدات GPS به استحکام هندسی ساختار ماهواره های مشاهده شده (DOP) نیز بستگی دارد .

۵-۱۲-۱- میزان تاثیر بایاسها در اندازه گیری :

ماکزیمم مقادیر تاثیر بایاسهای ذکر شده در اندازه گیری ها عبارتند از :

- بایاس ساعت ماهواره : ۳۰۰۰۰۰ متر (اگر تصحیحات اطلاعات مداری غیر دقیق Broadcast) ephemerise) استفاده شود این مقدار تا ۱۰ متر کاهش می یابد .)
- بایاس ساعت گیرنده : ۱۰ تا ۱۰۰ متر (بسته به نوع اسیلاتور گیرنده)
- بایاس مداری : ۸۰ متر برای اطلاعات مداری همان روز
- بایاس تاخیر یونسفری : ۱۵۰ متر در افق (در زنیت به ۵۰ متر کاهش می یابد)
- بایاس تروپسفری : ۲۰ متر در ۱۰ درجه بالای افق (این اثر به ۲ متر در زنیت کاهش می یابد)
- بایاس ابهام در فاز : هر مقداری می تواند باشد .

۵-۱۲-۲- بایاسهای ماهواره ها :

۵-۱۲-۲-۱- بایاس ساعت ماهواره :

بایاس ساعت ماهواره ناشی از اختلاف زمان ساعت ماهواره نسبت به زمان GPS است . ماهواره های GPS حامل ساعتهای اتمی ربیدیم و سزیم هستند که معمولا باعث حفظ همزمانی زمان GPS با دقت

db : خطای طول باز

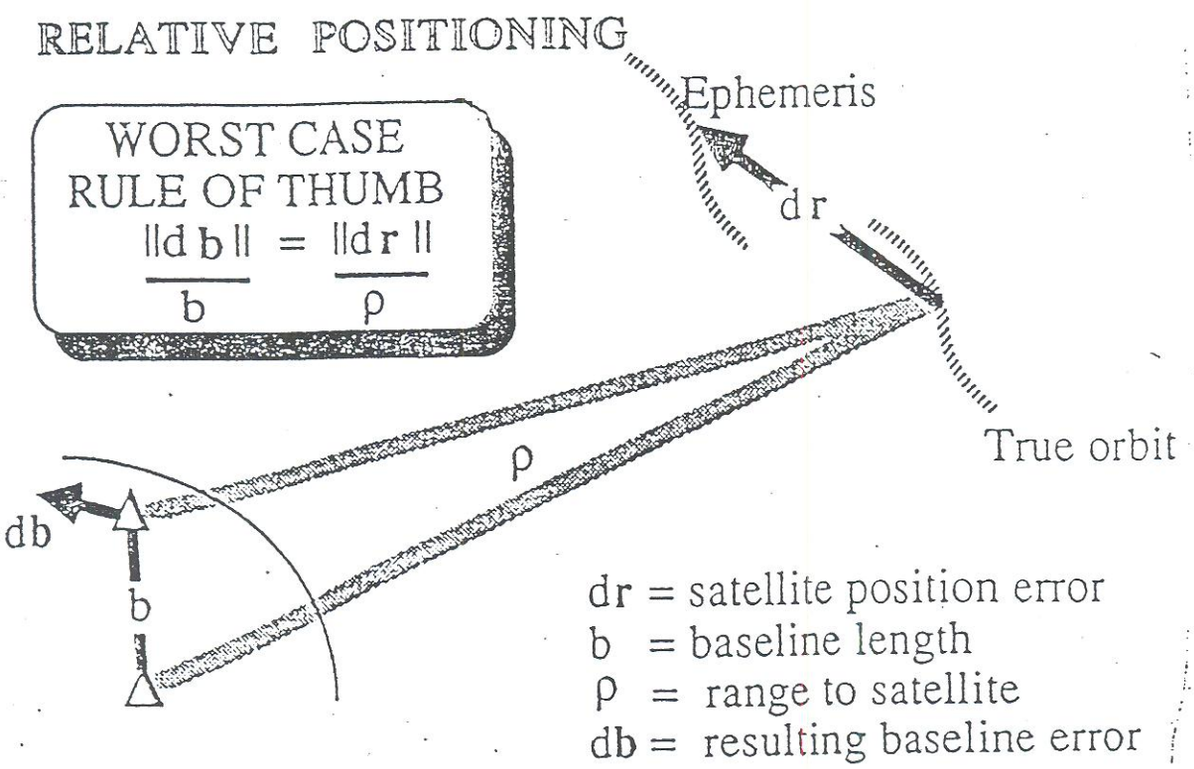
dr : خطای موقعیت ماهواره

b : فاصله بین دو نقطه (طول باز)

ρ : فاصله گیرنده تا ماهواره (حدود ۲۰۰۰۰کیلومتر)

چنانچه خطای موقعیت ماهواره را ۲۰± متر فرض کنیم ، خطای تعیین موقعیت تفاضلی 1 ppm خواهد بود .

۳- همچنین با استفاده از مدارات محاسباتی یا precise ephemerise می توان این بایاس را حذف نمود .



شکل۵-۲۳- میزان خطای مداری در حالت تعیین موقعیت نسبی

۵-۱۲-۳- بایاس ایستگاهها :

۵-۱۲-۳-۱- بایاس ساعت گیرنده :

عبارت است از اختلاف زمانی بین ساعت گیرنده و زمان GPS . معمولا قبل از شروع هر پروژه نقشه برداری با GPS ، گیرنده های ژئودتیک با زمان GPS همزمان می شوند . اما این همزمانی تنها تا کسری از یک میلی ثانیه امکان پذیر است و مقدار باقیمانده بایاس ساعت گیرنده را شکل می دهد . این نوع

سرعت نور در خلا می شوند (تاثیر یونسفر روی کد به صورت تاثیر در سرعت گروه و روی فاز به صورت تاثیر در سرعت فاز می باشد) به راحتی می توان دریافت که این تغییر سرعت باعث تاخیر در مشاهده شبه فاصله و تقدم در مشاهده فاز موج حامل می شود . بنابراین تصحیحات مربوط به بایاسهای یونسفری ، برای مشاهدات شبه فاصله و فاز موج حامل دارای علامات مخالف می باشند . (در معادلات ۵-۲۱و۵-۳۴ به خوبی قابل شهود است)

از آنجا که مقدار این بایاس بعد از خطای ناشی از پدیده SA بزرگترین سهم را در برآیند کل خطاها دارد ، مطالعات بسیار وسیعی برای مقابله با آن انجام شده است . میزان بایاس یونسفری متناسب با تعداد الکترونهای آزاد موجود در واحد سطح مسیر عبور سیگنال است و این تعداد الکترونها نیز به عواملی چون فعالیتهای خورشیدی ، فعالیتهای مغنا طیسی ، تغییر فصل ، زمان مشاهده ، موقعیت استفاده کنندم و زاویه ارتفاعی ماهواره وابسته است :

ماکزیمم مقدار بایاس در زنیت : حدود ۵۰ متر

ماکزیمم مقدار بایاس در افق : حدود ۱۵۰ متر

تغییرات روزانه : در روز حدود ۵ برابر شب

تغییرات فصلی : در نوامبر ۴ برابر جولای

تغییرات فعالیت خورشیدی : در ماکزیمم فعالیت خورشیدی حدود ۴ برابر مینیمم فعالیت آن (دوره فعالیت خورشید ۱۱ سال می باشد)

لذا مقدار بایاس از ۱۵۰ متر (درماکزیمم فعالیت خورشیدی ، وسط روز ، زمستان و ماهواره نزدیک به افق) تا کمتر از ۵ متر (در مینیمم فعالیت خورشیدی ، شب ، تابستان و ماهواره در زنیت) نوسان می کند .

- روشهای برخورد با این بایاس :

به طور کلی اثر یونسفر با فرکانس دارای رابطه زیر می باشد :

$$d_{ion} = a\frac{TEC}{f^2} + \quad (f^{-3}) \qquad (۵۲-۵)$$

a : ثابت $40.3\frac{m^3}{s^2}$

f : فرکانس (HZ)

TEC : ظرفیت مجموع الکترون (Total Electron Content) در طول مسیر سیگنال

$$TEC = \int \rho_E ds \qquad (۵۳-۵)$$

ρ_E : دانسیته الکترون (m^{-3})

اما عموما مدلهای ρ_E و TEC مدلهای ضعیفی هستند ، لذا نمی توان با معادلات (۵-۵۲) و (۵-۵۳) تاخیر یونسفری را بدست آورد ، پس باید با روشهای دیگری این بایاس را برآورد و حذف نمود .

۱- استفاده از داده های دو فرکانس : در حال حاضر بهترین روش برای ارزیابی اثر یونسفری استفاده از مشاهدات دو فرکانسه می باشد و به همین دلیل قیمت گیرنده های دو فرکانسه بیشتر از گیرنده های تک فرکانسه است .

مواردی که مقدار نویز مشاهدات ناچیز و میزان تاثیر یونسفر قابل توجه است، استفاده از موج عاری از یونسفر پیشنهاد می شود.

۲- در گیرنده های تک فرکانسه می توان از مدل یونسفری ارسال شده توسط ماهواره ، موجود در پیغامهای ناوبری (مدل کلوبوچار که تاحدود ۵۰ ٪ این اثر را مهار می کند) یا از مدلهای یونسفری محلی یا جهانی جهت حذف یا کاهش این بایاس استفاده نمود.

۳- با انجام روشهای تفاضلی می توان تا حدی این اثر را کاهش داد . به خصوص در روش تفاضلی یگانه بین گیرنده یا در روش تفاضلی دوگانه گیرنده - ماهواره اگر طول خط مبنا کوتاه باشد ، این بایاس تقریبا قابل حذف است و به طور کلی در فواصل کوتاه علی رغم استفاده از گیرنده های دو فرکانسه ، استفاده از ترکیب دو فرکانس توصیه نمی شود (به علت معایبی که ذکر شد) چرا که با روش تفاضلی در فواصل کوتاه این بایاس قابل حذف می باشد.

۵-۱۲-۴-۱-۲- تاخیر تروپسفری :

لایه تروپسفر به بخشی از جو اطلاق می شود که از بالای سطح زمین تا ارتفاع تقریبی ۵۰ کیلومتر قرار دارد . انتشار سیگنال GPS در تروپسفر مستقل از فرکانس است و تاخیر تروپسفری روی هردو موج حامل و روی فاز و کد تاثیر یکسانی دارد. انکسار در محیط تروپسفر را می توان به دو بخش خشک و تر تفکیک نمود . مولفه خشک تقریبا ۹۰٪ کل خطای ناشی از انکسار تروپسفری را تشکیل می دهد و می تواند با اندازه گیری و در دسترس بودن داده های اتمسفری در سطح ، با دقت ۰/۲ ٪ برآورد شود . مولفه تر انکسار تروپسفری ، بستگی به شرایط جوی در طول مسیر سیگنال دارد .

میزان بایاس :

- در زنیت ۲/۳ متر
- در ۱۰ درجه بالای افق : ۲۰ متر

-روشهای برخورد با این بایاس :

۱- اثر این بایاس را نادیده فرض نماییم .

۲- از روشهای تفاضلی استفاده کنیم . در مشاهدات تفاضلی بین گیرنده ، اختلاف اثر تروپسفر در دو انتهای خط مبنا مهم می باشد . گاهی فرض می شود که اثرات تروپسفر در دو انتهای خط مبنا یکسان است و با روشهای تفاضلی این اثر می تواند حذف یا به میزان زیادی کاهش یابد . این فرض در مورد خط مبناهای کوتاه با ارتفاعات تقریبا یکسان که شرایط جوی در دو انتهای آنها تقریبا یکسان است ، معتبر می باشد.

۳- استفاده از مدلهای انکسار :

الف - استفاده از مدلهای محلی انکسار : که با توجه به شرایط جوی محلی بدست می آید .

۵-۱۲-۴-۲- بایاس ابهام فاز :

اندازه گیری فاز موج حامل ما را به دقت بالاتری در تعیین موقعیت نسبت به اندازه گیری تاخیر کد می رساند ، اما مشکل عمده در اندازه گیری فاز موج حامل مسئله ابهام فاز می باشد .

میزان بایاس :مضرب صحیحی از طول موج :

حدود ۲۰ سانتیمتر برای گیرنده های CODE CORRELATION

حدود ۱۰ سانتیمتر برای گیرنده های SQUARING

* مقدار ابهام فاز در طول ارتباط ماهواره با گیرنده ثابت می ماند و به محض قطع ارتباط تغییر خواهد نمود .

روشهای برخورد با این بایاس :

۱- برآورد N به صورت عددی حقیقی : که در این صورت دو راه پیش رو داریم :

* N را به همان صورت حقیقی رها کنیم که در این حالت SOP ها هذلولی می شوند و با کاهش دقت روبرو هستیم .

* نزدیکترین عدد صحیح به N را انتخاب نموده و N را فیکس نماییم که انتخاب این عدد صحیح کار مشکلی است .

۲- استفاده از Wide laning : با استفاده از روش ترکیب فاز Wide laning یافتن N صحیح وحل ابهام فاز آسانتر امکان پذیر می باشد . اما همانگونه که قبلا نیز ذکر شد ، در این روش نویز حاصله حدود ۶ برابر نویز اولیه است ، بنابراین از این روش جهت حل ابهام فاز در مواردی که اثر نویز کم می باشد ، استفاده می گردد .

۳- ترکیب اندازه گیریهای کد و فاز موج حامل : با ترکیب مشاهدات کد و فاز موج حامل می توان به راحتی ابهام فاز را حل نمود . برای این روش نیاز به گیرنده هایی با سطح نویز کم در اندازه گیری کد می باشد که تنها گیرنده های کد P این قابلیت را دارند . لذا عملا امکان استفاده از این روش برای گیرنده های civil که اجازه اندازه گیری کد P را ندارند ، نمی باشد .

۴- استفاده از روش تفاضلی بین اپکها : با استفاده از این روش ، مجهول ابهام فاز از معادله حذف می شود ، اما به علت آنکه SOP ها در این روش هذلولی می شود ، لذا دقت و استحکام خوبی ندارد .

۵-جابجایی آنتنها (Antenna swap) : این روش و دو روش بعدی ، جهت تعیین ابهام فاز اولیه در روشهای کینماتیک و شبه کینماتیک به کار می رود . در روش جابجایی آنتنها ، دو گیرنده به فاصله نزدیک به هم (حدود ۱۰ متر) مستقر شده و اندازه گیریهای فاز موج حامل توسط آنها صورت می گیرد :

$$\nabla\Delta\phi(t_1) = \nabla\Delta\rho + \lambda\nabla\Delta N$$

بعد از حدود چند ثانیه ، بدون قطع ارتباط گیرنده ها با ماهواره ها ، جای گیرنده ها با هم تعویض می شوند و دوباره اندازه گیری فاز موج حامل توسط آنها بمدت چند ثانیه صورت می گیرد :

$$\nabla\Delta\phi(t_2) = -\nabla\Delta\rho + \lambda\nabla\Delta N$$

۵-۱۲-۵- خطای SA :

همانگونه که قبلا نیز ذکر شد ، SA خطایی عمدی است که وزارت دفاع آمریکا از طریق اعمال به ساعت ماهواره (نوع δ) و مدار ماهواره های بلوک دوم (نوع ε) در سیستم GPS ایجاد می کند و باعث می شود که دقتهای مسطحاتی و ارتفاعی به ترتیب تا ۱۰۰ متر و ۱۵۰ متر در سطح اطمینان ۹۵٪ کاهش یابد (البته از اول می ۲۰۰۰ این اثر بنا بر تصمیم رئیس جمهور آمریکا از روی سیستم برداشته شد) .

روشهای مقابله با این خطا :

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

۵-۱۲-۶- خطای چند مسیری (Multipath) :

اثر چندمسیری عبارت است از دریافت سیگنالهای GPS توسط گیرنده از یک مسیر غیر مستقیم ، به واسطه انعکاس سیگنال از روی اشیا و سطوح منعکس کننده اطراف آنتن ، این خطا بر روی هر دو مشاهده شبه فاصله و فاز موج حامل اثر می گذارد .اما مقدار این خطا برای مشاهده شبه فاصله خیلی بیشتر از مشاهده فاز موج حامل است. مقدار خطا برای کد C/A حداکثر ۲۹۳ متر ، برای کد P حداکثر ۲۹/۳ و برای فاز موج حامل L1 تقریبا ۵ سانتیمتر و برای موج حامل L2 کمتر از ۵ سانتیمتر (اثر چند مسیری روی فاز موج حامل کمتر از ۲۵٪ طول موج است) می باشد. اثر چند مسیری در مکانهایی قابل توجه است که موانع انعکاس دهنده مانند ساختمانها به وفور یافت می شوند .

یک پدیده مشابه ، imaging است . در این پدیده ، موج انعکاس یافته باعث تغییر الگوی آنتن می شود

در کاربردهای استاتیک اثر چندمسیری و imaging در یک محیط با قابلیت انعکاس بالا ، باعث کاهش دقت اندازه گیری شبه فاصله تا سطح ۱۰ متر و تا سطح چند سانتیمتر در اندازه گیریهای فاز موج حامل می باشد و در کاربردهای کینماتیک به واسطه سطح نویز بیشتر ، این اثرات باعث قطع ارتباط و بروز cycle slip می شود.

نحوه برخورد با این خطا :

روش کشف :

از آنجاییکه اثرچندمسیری به صورت روزانه برای جفت آنتن و ماهواره در همان سایت ، تکرار می شود ، به عبارت دیگر همبستگی (correlation) روزانه دارد و ما با بررسی همبستگی روز به روز ~~ثبت شده ها~~

- روشی که زیاد هم مورد استفاده قرار می گیرد ، متوسط گیری زمانی (روی یک فاصله زمانی بزرگ) است که به طور موثری اثر چندمسیری را از بین می برد ، اما imaging با متوسط گیری از بین نمی رود.
- روش دیگر استفاده از ترکیب مشاهدات فاز و کد می باشد که میزان خطای چندمسیری شبه فاصله را کاهش می دهد.
- در مواردی که استقرار آنتن در محلهای پر انعکاس اجتناب ناپذیر است ، با انتخاب زاویه cut-of- angle مناسب ، می توان تا حد زیادی از این اثر جلوگیری نمود.

۵-۱۲-۷- خطای cycle slip :

جهش فاز یا cycle slip اکثرا در نتیجه وجود موانع بین گیرنده و ماهواره به وجود می آید و به طور کلی وقتی ارتباط بین گیرنده و ماهواره قطع شود ، اندازه گیری هم انجام نشده ، لذا در اندازه گیری فاز موج حامل ، عدد ابهام فاز از دست خواهد رفت . پس از گذشت مدتی که سیگنال ماهواره مجددا توسط گیرنده دریافت شود ، اندازه گیری فاز نیز شروع خواهد شد و در این حالت مقدار ابهام فاز مانند شروع اندازه گیری مجهول است و باید تعیین گردد .

علل قطع ارتباط و بروز جهش فاز :

- وجود مانع بین گیرنده و ماهواره
- شتاب ناگهانی گیرنده
- خرابی نرم افزار گیرنده

علاوه بر قطع ارتباط ، گاهی اختلالات یونسفریکی ، پدیده چندمسیری ، تداخل سیگنال ماهواره با سیگنالهای دیگر و یا خطاهای ماهواره و گیرنده ، باعث ایجاد جهش در فاز و اندازه گیریهای غلط می شوند . لازم به ذکر است که آنچه به عنوان خطای cycle slip در نظر گرفته می شود ، جهش فاز ناشی از قطع ارتباط گیرنده با ماهواره است.

روشهای کشف و حذف این اثر :

روشها برای کشف cycle slip بستگی به مد اندازه گیری (استاتیک یا کینماتیک) و نوع گیرنده (تک فرکانسه یا دوفرکانسه) دارد .

- برازش یک چندجمله ای پیوسته برای داده های فاز هر ماهواره جهت مدله نمودن آنهاست .
- استفاده از مشاهدات تفاضلی سه گانه : در این روش از روی اختلاف معادلات تفاضلی دوگانه مشاهده شده و اندازه گیری شده در دوایک می توان به وجود cycle slip پی برد :

در ایک k : $w_k = \nabla\Delta\rho_k - \nabla\Delta\phi_k = \lambda\nabla\Delta N$ (۶۲-۵)

در ایک k+1 : $w_{k+1} = \nabla\Delta\rho_{k+1} - \nabla\Delta\phi_{k+1} = \lambda\nabla\Delta N$ → [illegible]

GPS TIME (s)	ϕ (cycles)	$\dot{\phi}$ (HZ)	$\hat{\phi}$ (cycles)	$\lvert\phi-\hat{\phi}\rvert$ (cycles)	Cycle Slip?
۱۵۴۴۲۶	۴۸۴۷/۰۷۳	۱۴۶/۲۶۶	.....	.....	.....
۱۵۴۴۲۷	۴۹۹۲/۷۴۸	۱۴۴/۸۴۴	۴۹۹۲/۶۲۸	۰/۱۲۰	NO
۱۵۴۴۲۸	۵۱۳۶/۸۹۹	۱۴۳/۶۸۸	۵۱۳۷/۰۱۴	۰/۱۱۵	NO
۱۵۴۴۲۹	۵۲۸۰/۳۲۵	۱۴۳/۱۵۶	۵۲۸۰/۳۲۱	۰/۰۰۴	NO
۱۵۴۴۳۰	۵۴۵۲/۹۸۵	۱۴۲/۰۳۳	۵۴۲۲/۹۱۹	۳۰/۰۶۶	NO

- این روش عموما در روش کینماتیک و در صورت استفاده از گیرنده های دوفرکانسه مورد استفاده قرار می گیرد . در این روش به داده های دو موج حامل L1 و L2 نیاز می باشد ، لذا این روش مختص گیرنده های کد P یا codeless می باشد . بر اساس این روش در یک فاصله زمانی کوتاه ، اختلاف فاز L1 و L2 را محاسبه می کنیم :

$$\delta\phi_{L1} - \delta\phi_{L2} = \delta d_{ion_{L1}} - \delta d_{ion_{L2}} \qquad (۶۴-۵)$$

این اختلاف عموما مقدار کوچکی خواهد بود که اگر خلاف این امر ملاحظه شود ، نشانگر وجود cycle slip در مشاهدات خواهد بود . این روش در مد استاتیک نیز استفاده می شود .

مثال : وجود cycle slip در ماهواره PRN12 در زمان 54429 s :

GPS TIME (s)	$\phi L1$ (cycles)	$\delta\Phi L1$ (m)	$\phi L2$ (cycles)	$\delta\Phi L2$ (m)	$\delta\Phi L1-\delta\Phi L2$ (m)
۱۵۴۴۲۶	۴۸۴۷/۰۷۳		۳۷۷۶/۴۱۳		
		۲۷/۷۲۱		۲۷/۷۱۹	۰/۰۰۲
۱۵۴۴۲۷	۴۹۹۲/۷۴۸		۳۸۸۹/۹۱۷		
		۲۷/۴۳۱		۲۷/۴۳۱	۰/۰۰۰
۱۵۴۴۲۸	۵۱۳۶/۸۹۹		۴۰۰۲/۲۴۴		
		۲۷/۲۹۳		۲۷/۵۳۹	-۰/۲۴۶
۱۵۴۴۲۹	۵۲۸۰/۳۲۵		۴۱۱۵/۰۱۳		

DOP های فوق در سیستم ژئوسنتریک استوایی تعریف شده اند . زمانیکه سیستم مختصات توپوسنتریک محلی در نظر گرفته می شود ، باید ماتریس کوفاکتور جهانی Q_X به ماتریس کوفاکتور محلی Q_x تبدیل شود .

$$Q_x = \begin{bmatrix} q_{xx} & q_{xy} & q_{xh} \\ q_{xy} & q_{yy} & q_{yh} \\ q_{xh} & q_{yh} & q_{hh} \end{bmatrix}$$

که در این صورت دو تعریف دیگر برای DOP مطرح می شود :

$$HDOP = \sqrt{q_{xx} + q_{yy}}$$

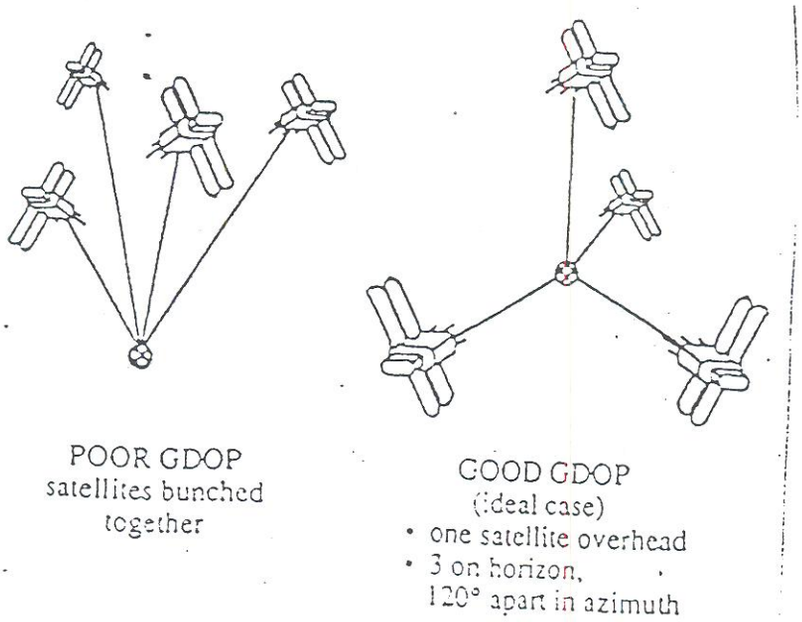
ضریب تعدیل دقت افقی
(horizontal dilution of precision)

$$VDOP = \sqrt{q_{hh}}$$

ضریب تعدیل دقت قائم
(vertical dilution of precision)

از DOP معمولا جهت طراحی مشاهدات استفاده می شود . محاسبه DOP به هیچ اندازه گیری نیاز ندارد ، موقعیت ماهواره می تواند از فایل آلمانکها بدست آید و موقعیت تقریبی نقاط نیز از نقشه های توپوگرافی منطقه قابل حصول است. DOP در حالت تعیین موقعیت نسبی نیز قابل محاسبه است که در این حالت با نمادهای RGDOP ، RPDOP، RTDOP، RHDOP و RVDOP نمایش داده می شود.

چنانچه چهار ماهواره را در نظر بگیریم ، بهترین وضعیت برای تعیین موقعیت زمانی است که یک ماهواره در بالای سر و سه ماهواره دیگر در سطح افق با فواصل زاویه ای ۱۲۰ درجه نسبت به محل گیرنده واقع شده باشند . به عبارت دیگر هر چه حجم هرم متشکل از ماهواره ها با گیرنده ، بیشتر باشد ، DOP کمترین مقدار و در نتیجه بهترین دقت در تعیین موقعیت حاصل می شود .



شکل ۵-۲۶- DOP

به طور کلی DOP در دو مورد استفاده می شود

این نقشه ها ترسیم می شوند . در طراحی یک عملیات GPS ، تنها دو مسئله در انتخاب یک نقطه مورد توجه است : ۱) موقعیت نقطه در ناحیه ای با قابلیت دید آسمانی خوب قرار داشته باشد ، ۲) در نزدیکی جاده بوده یا به جاده دسترسی داشته باشد.

به طور کلی خصوصیات یک سایت GPS عبارت است از :

۱) دید آسمانی خوب بالای زاویه ارتفاعی ۲۰ درجه

۲) دسترسی آسان (ترجیحا با وسائط نقلیه)

۳) وجود فضایی برای پارک وسائط نقلیه

۴) مکانی مناسب برای ایجاد علامت ایستگاه (جایی که علامت ایستگاه خراب نشود)

۵-۱۴-۲- تعیین اپتیمم پریود مشاهدات :

دومین مرحله در طراحی ، تعیین اپتیمم پریود مشاهدات و تعیین session هاست . اپتیمم پنجره مشاهده ، مدتی است که ماکزیمم ماهواره ها به طور همزمان می توانند مشاهده شوند . اپتیمم پنجره توسط چارتهای آزیموت - ارتفاع که در نرم افزارهای GPS قابل نمایش است ، تعیین می شود . محاسبه آزیموت و ارتفاع بر مبنای تصویر بردار واحد $\Delta\rho$ در چارچوب مختصات محلی استوار است . بردار واحد $\Delta\rho$ عبارت است از :

$$\Delta\rho = \frac{R^S - R_R}{\left\| R^S - R_R \right\|}$$

که R^S بردار ژئوسنتریک موقعیت ماهواره و R_R بزدار ژئوسنتریک موقعیت سایت مشاهداتی است که باید به طور تقریبی معلوم باشد(مختصاتهای استخراج شده از یک نقشه برای این منظور کفایت می کند) . بردار R^S میتواند توسط اطلاعات آلمانکها بدست آید و بردار R_R نیز می تواند با فرمول زیر از ϕ,λ,h تقریبی نقطه بدست آید :

$$X = R_R = \begin{bmatrix} (N+h)\cos\phi\cos\lambda \\ (N+h)\cos\phi\sin\lambda \\ (\frac{b^2}{a^2}N + h)\sin\phi \end{bmatrix}$$

با ϕ,λ سایت مشاهداتی ، محورهای i,j,k چارچوب مختصات محلی به صورت زیر بدست می آیند :

$$i = \begin{bmatrix} -\sin\phi\cos\lambda \\ -\sin\phi\sin\lambda \\ \cos\phi \end{bmatrix} = \frac{\partial\vec{r}}{\partial\phi}$$

یکی دیگر از جنبه های انتخاب پنجره ، میزان انکسار یونسفری است . مشاهدات در طول شب به لحاظ آنکه اثر یونسفری در آن ساعات کمتر است مناسب تر هستند .

SESSION :

پریود زمانی انتخاب شده برای یک مشاهده ، یک session نامیده می شود . فرض نمایید از ساعت۱ تا ۲ زمان UTC برای مشاهده مناسب باشد ، اگر در این زمان قرار باشد اولین مشاهده انجام شود ، این زمان session a نامیده می شود و اگر به فرض زمان ۲:۳۰ تا ۳:۳۰ UTC نیز برای مشاهده مناسب باشد ، session b نامیده می شود . عموما تعداد session ها با حروف انگلیسی مشخص می شود و تعداد روزهایی که از اول سال تا زمان مشاهده گذشته ، (از ۱ تا ۳۶۵) قبل از session ها آورده می شود ، به عنوان مثال session 105c یعنی سومین session صد و پنجمین روز سال . یک زمان خوب برای شروع یک session در نقشه برداری استاتیک ، زمانی است که تعداد ۴ ماهواره یا بیشتر با زاویه ارتفاعی ۱۵ تا ۲۰ درجه در افق دید قرار داشته باشند و آخرین مشاهده این session وقتی است که یکی از ۴ ماهواره زیر زاویه ارتفاعی ۱۵ تا ۲۰ درجه باشد و در واقع زمانی که تعداد ماهواره ها به ۳ عدد برسد .

۵ فاکتور عمده به منظور تعیین طول یک مشاهده وجود دارد :

- هندسه نسبی ماهواره و تغییر در هندسه
- تعداد ماهواره ها
- طول خط مبنا
- مقدار موانع موجود در ایستگاهها
- درجه تاثیر یونسفری (شب یا روز ، تابستان یا زمستان ، زمان مینیمم فعالیت خورشیدی یا ماکزیمم فعالیت آن)

ماهواره هایی که دارای هندسه بهتری هستند ، بمدت مشاهده کوتاهتری نیاز دارند . طول یک session همچنین در مورد خط مبناهای کوتاهتر ، کاهش می یابد . برای مثال ، در مورد خطوط مبنای ۲-۱ کیلومتر ، با دسترسی به ۵ ماهواره و استفاده از گیرنده های L1 ، طول session ها حدود ۴۵ دقیقه در نظر گرفته می شود . خطوط بلندتر به مدت زمان بیشتری برای حصول به نتایج خوب نیاز دارند . جدول زیر می تواند به عنوان یک راهنما برای طراحی طول زمان مشاهده ، وقتی تعداد ۴ ماهواره یا بیشتر در افق دید وجود داشته باشند و شرایط یونسفری هم نرمال باشد ، استفاده شود :

session (min)	طول خط مبنا (km)
۱۰ - ۳۰	۰/۱ - ۱/۰
۳۰ - ۶۰	۱,۱ - ۵,۰
۶۰ - ۹۰	۵,۱ - ۱۰,۰
۹۰ - ۱۲۰	۱۰,۱ - ۳۰,۰

۵-۱۵- سرشکنی مدلهای ریاضی GPS :

۵-۱۵-۱- خطی کردن مدلها :

معادلات مشاهدات شبه فاصله و فاز موج حامل ، معادلاتی غیر خطی نسبت به مجهولات هستند :

$$\rho_i^j(t) = \sqrt{(X^j(t) - X_i)^2 + (Y^j(t) - Y_i)^2 + (Z^j(t) - Z_i)^2} = f(X_i, Y_i, Z_i) \qquad (۶۵-۵)$$

در فرمول فوق X_i, Y_i, Z_i سه مولفه مجهول مختصات گیرنده iام و X^j, Y^j, Z^j سه مولفه مختصاتی ماهواره jام می باشند . با فرض مقادیر تقریبی مختصات گیرنده به صورت X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0} ، فاصله تقریبی $\rho_{i0}^j(t)$ می تواند به صورت زیر بدست آید :

$$\rho_{i0}^j(t) = \sqrt{(X^j(t) - X_{i0})^2 + (Y^j(t) - Y_{i0})^2 + (Z^j(t) - Z_{i0})^2} = f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0}) \qquad (۶۶-۵)$$

و :

$$\begin{aligned} X_i &= X_{i0} + \Delta X_i \\ Y_i &= Y_{i0} + \Delta Y_i \\ Z_i &= Z_{i0} + \Delta Z_i \end{aligned} \qquad (۶۷-۵)$$

با بسط تابع $f(X_i, Y_i, Z_i)$ به سری تیلور داریم :

$$f(X_i, Y_i, Z_i) = f(X_{i0} + \Delta X_i, Y_{i0} + \Delta Y_i, Z_{i0} + \Delta Z_i) = f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0}) + \frac{\partial f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0})}{\partial X_{i0}} \Delta X_i + \frac{\partial f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0})}{\partial Y_{i0}} \Delta Y_i + \frac{\partial f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0})}{\partial Z_{i0}} \Delta Z_i + \ldots$$

(۶۸-۵)

از طرفی :

$$\begin{aligned} \frac{\partial f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0})}{\partial X_{i0}} &= -\frac{X^j(t) - X_{i0}}{\rho_i^j(t)} \\ \frac{\partial f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0})}{\partial Y_{i0}} &= -\frac{Y^j(t) - Y_{i0}}{\rho_i^j(t)} \\ \frac{\partial f(X_{i0}, Y_{i0}, Z_{i0})}{\partial Z_{i0}} &= -\frac{Z^j(t) - Z_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \end{aligned} \qquad (۶۹-۵)$$

لذا با توجه به روابط (۵-۶۵)و(۵-۶۸)و(۵ -۶۹) داریم :

$$\rho_i^j(t) = \rho_{i0}^j(t) - \frac{X^j(t) - X_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \Delta X_i - \frac{Y^j(t) - Y_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \Delta Y_i - \frac{Z^j(t) - Z_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \Delta Z_i$$

معادله فوق نسبت به مجهولات خطی است . جهت سهولت اگر قرار دهیم :

$$a_X^j(t) = -\frac{X^j(t) - X_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)}$$

$$a_Y^j(t) = -\frac{Y^j(t) - Y_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)}$$

$$\begin{bmatrix} \underline{P^1} - \rho_0^1 \\ \underline{P^2} - \rho_0^2 \\ \underline{P^3} - \rho_0^3 \\ \cdot \\ \cdot \\ \underline{P^n} - \rho_0^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_X^1 & a_Y^1 & a_Z^1 & -c \\ a_X^2 & a_Y^2 & a_Z^2 & -c \\ a_X^3 & a_Y^3 & a_Z^3 & -c \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ a_X^n & a_Y^n & a_Z^n & -c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \\ dT \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon^1 \\ \varepsilon^2 \\ \varepsilon^3 \\ \cdot \\ , \\ \varepsilon^n \end{bmatrix} \qquad (۷۲-۵)$$

فرم ماتریسی به صورت خلاصه به شکل زیر قابل بازنویسی است :

$$L = AX + \Sigma$$

که L بردار مشاهدات ، A ماتریس طراحی ، X بردار مجهولات و Σ بردار باقیمانده می باشد .

با m اپک مشاهداتی به n ماهواره ، 3+m مجهول (۳ مجهول مختصات و m مجهول خطای ساعت گیرنده برای هر اپک) و n×m مشاهده خواهیم داشت . در صورت داشتن بیش از ۴ معادله مشاهده مجهولات با روش کمترین مربعات بدست می آیند.

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

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

۵-۱۵-۳- مدل خطی برای تعیین موقعیت مطلق با فاز موج حامل :

روش خطی نمودن مشابه موارد قبل است . با خطی نمودن معادله :

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

داریم :

$$\Phi_i^j(t) - \rho_{i0}^j(t) = -\frac{X^j(t) - X_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \Delta X_i - \frac{Y^j(t) - Y_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \Delta Y_i - \frac{Z^j(t) - Z_{i0}}{\rho_{i0}^j(t)} \Delta Z_i + \lambda N_i^j - cdT_i(t) + \varepsilon_i^j(t)$$

$$\Phi_i^j(t) - \rho_{i0}^j(t) = a_X^j(t)\Delta X_i + a_Y^j(t)\Delta Y_i + a_Z^j(t)\Delta Z_i + \lambda N_i^j - cdT_i(t) + \varepsilon_i^j(t) \qquad (۷۳-۵)$$

در این مدل یک مجهول ابهام فاز در مقایسه با مدل خطی شبه فاصله به مجهولات افزوده شده است (۵ مجهول) . با فرض مشاهده به n ماهواره داریم :

اگر جهت خلاصه نویسی قرار دهیم :

$$a_{XA}^{jk}(t)=\frac{X^k(t)-X_{A0}}{\rho_{A0}^k(t)}-\frac{X^j(t)-X_{A0}}{\rho_{A0}^j(t)}$$

$$a_{YA}^{jk}(t)=\frac{Y^k(t)-Y_{A0}}{\rho_{A0}^k(t)}-\frac{Y^j(t)-Y_{A0}}{\rho_{A0}^j(t)}$$

$$a_{ZA}^{jk}=\frac{Z^k(t)-Z_{A0}}{\rho_{A0}^k(t)}-\frac{Z^j(t)-Z_{A0}}{\rho_{A0}^j(t)}$$

$$a_{XB}^{jk}(t)=-\frac{X^k(t)-X_{B0}}{\rho_{B0}^k(t)}+\frac{X^j(t)-X_{B0}}{\rho_{B0}^j(t)}$$

$$a_{YB}^{jk}(t)=-\frac{Y^k(t)-Y_{B0}}{\rho_{B0}^k(t)}+\frac{Y^j(t)-Y_{B0}}{\rho_{B0}^j(t)}$$

$$a_{ZB}^{jk}=\frac{Z^k(t)-Z_{B0}}{\rho_{B0}^k(t)}-\frac{Z^j(t)-Z_{B0}}{\rho_{B0}^j(t)}$$

$$L_{AB}^{jk}(t)=\Phi_{AB}^{jk}(t)-\rho_{B0}^k(t)+\rho_{B0}^j(t)+\rho_{A0}^k(t)-\rho_{A0}^j(t)$$

در نتیجه معادله (۵-۷۷) به صورت زیر خلاصه می شود :

$$L_{AB}^{jk}(t)=a_{XA}^{kj}(t)\Delta X_A+a_{YA}^{jk}(t)\Delta Y_A+a_{ZA}^{jk}(t)\Delta Z_A+a_{XB}^{kj}(t)\Delta X_B+a_{YB}^{jk}(t)\Delta Y_B+a_{ZB}^{jk}(t)\Delta Z_B$$
$$+\lambda N_{AB}^{jk}+\varepsilon_{AB}^{jk}$$

در معادله فوق موقعیت هر دو ایستگاه دوسر خط مبنا نامعلوم فرض شده اند . امبا در عمل عموما یک ایستگاه مثلا A با موقعیت معلوم می باشد . لذا در صورت معلوم فرض نمودن ایستگاه A ، سه مجهول از ۶ مجهول معادله بالا کاسته خواهد شد ، یعنی خواهیم داشت :

$$\Delta X_A=\Delta Y_A=\Delta Z_A=0$$

$$L_{AB}^{jk}(t)=\Phi_{AB}^{jk}(t)-\rho_{B0}^k(t)+\rho_{B0}^j(t)+\rho_A^k(t)-\rho_A^j(t)$$

و در نتیجه :

$$L_{AB}^{jk}(t)=a_{XB}^{kj}(t)\Delta X_B+a_{YB}^{jk}(t)\Delta Y_B+a_{ZB}^{jk}(t)\Delta Z_B+\lambda N_{AB}^{jk}+\varepsilon_{AB}^{jk}(t) \qquad (۵-۷۸)$$

با فرض مشاهده به n ماهواره در m اپک ، 3+(n-1) مجهول (۳ مجهول مختصات و n-1 مجهول ابهام فاز) و m(n-1) مشاهده خواهیم داشت . با مشاهده به ۴ ماهواره در ۱ اپک معادلات مشاهدات جوابی نخواهند داشت زیرا در این حالت تعداد مجهولات بیشتر از مشاهدات خواهد بود (۶ مجهول و ۳ مشاهده) . اگر به ۴ ماهواره j,k,l,m در ۲ اپک مشاهداتی انجام دهیم ، ۶ مجهول و ۶ مشاهده خواهیم داشت ، لذا جواب منحصر به فردی با حل معادلات مشاهدات بدست خواهد آمد . با افزایش اپکها و ماهواره ها ، حل به روش سرشکنی کمترین مربعات امکان پذیر است .

$$\begin{bmatrix} L_{AB}^{jk}(t_1)\\ L_{AB}^{jl}(t_1)\\ L_{AB}^{jm}(t_1)\\ L_{AB}^{jk}(t_2)\\ L_{AB}^{jl}(t_2)\\ L_{AB}^{jm}(t_2)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix} a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & \lambda & 0 & 0\\ a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & 0 & \lambda & 0\\ a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & 0 & 0 & \lambda\\ a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & \lambda & 0 & 0\\ a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & 0 & \lambda & 0\\ a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & a_{XB}^{jk}(t_1) & 0 & 0 & \lambda\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta X_B\\ \Delta Y_B\\ \Delta Z_B\\ N_{AB}^{jk}\\ N_{AB}^{jl}\\ N_{AB}^{jm}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\varepsilon_{AB}^{jk}(t_1)\\ \varepsilon_{AB}^{jl}(t_1)\\ \varepsilon_{AB}^{jm}(t_1)\\ \varepsilon_{AB}^{jk}(t_2)\\ \varepsilon_{AB}^{jl}(t_2)\\ \varepsilon_{AB}^{jm}(t_2)\end{bmatrix}$$

$$SD = C\Phi$$

$$\mathrm{cov}(SD) = C\,\mathrm{cov}(\Phi)C^T$$

با فرض $\mathrm{cov}(\Phi) = \sigma^2 I$ داریم :

$$\mathrm{cov}(SD) = \sigma^2 CC^T$$

$$\mathrm{cov}(SD) = \sigma^2\begin{bmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 2 \end{bmatrix}$$

cov(SD) همبستگی بین دو خط مبنا را نشان می دهد .(توجه به این نکته لازم است که مشاهدات تفاضلی یگانه با یک خط مبنای تنها ، دارای همبستگی بین خطوط مبنا نیستند اما مشاهدات تفاضلی یگانه با دو خط مبنا که در یک نقطه مشترک هستند ، با هم همبستگی دارند.)

۵-۱۵-۵-۳-حل خط مبنا در مقایسه با حل چند نقطه ای :

(- همبستگی (correlation) بین خطوط در حل خط مبنا مدله نمی شود .
- برنامه محاسباتی حل خط مبنا بی شک ساده تر است .
- در روش چند نقطه ای cycle slip ها آسانتر کشف و حذف می شوند .
- جداسازی و حذف اندازه گیری های خراب در روش خط مبنا آسانتر است .
- حتی در روش چند نقطه ای ، هنوز این مسئله سئوال برانگیز است که آیا همبستگی بین مشاهدات به خوبی مدله شده یا نه ؟)

با توجه به موارد ذکر شده ، تصمیم در انتخاب هر یک از دو روش فوق بستگی به امکانات و شرایط موجود در هر مشاهده خواهد داشت .

۵-۱۶- فرمت RINEX : (Receiver Independent Exchange Format)

هر نوع گیرنده ای فرمت خاص خود را دارد و مشاهدات در آن براساس این فرمت تعریف می شوند (مثلا یک نوع گیرنده ممکن است در اندازه گیری فاز ، تمام سیکلها را به عنوان کمیت مشاهداتی ذخیره و در نظر بگیرد و گیرنده نوع دیگر بخشهای کسری سیکلها را ذخیره نماید .) لذا داده های جمع آوری شده از انواع مختلف گیرنده ها ، نمی توانند با یک نرم افزار خاص پردازشگر داده های GPS ، پردازش

تعیین موقعیت نسبی استاتیک با فاز موج حامل :

امروزه این روش از متداولترین متدهای نقشه برداری معروف به نقشه برداری استاتیک است . اساس این روش بر مبنای تعیین بردار بین دوگیرنده ساکن می باشد . این بردار معمولا baseline یا به اختصار line نامیده می شود . در نقشه برداری استاتیک دقتهای ۱ppm تا ۰/۱ ppm معادل با دقت میلیمتر برای خط مبناهای چند کیلومتری ، قابل حصول است .

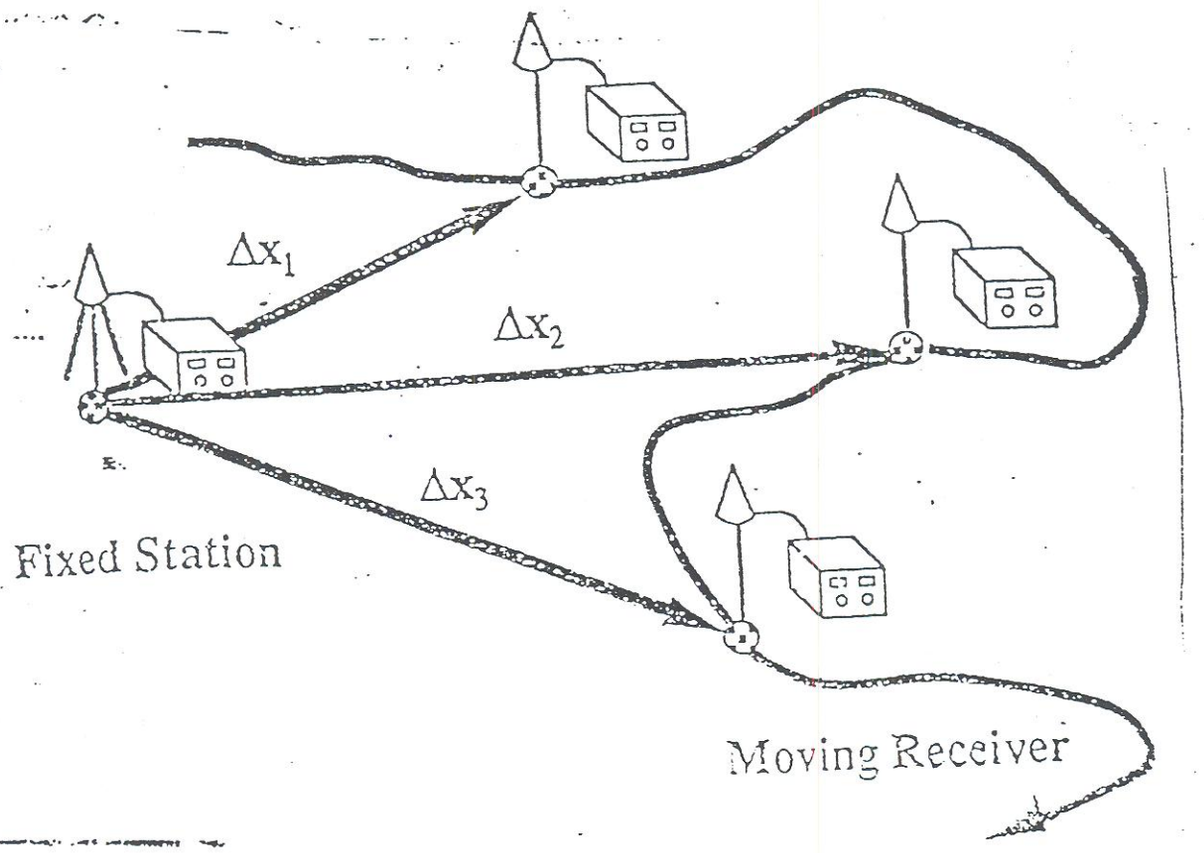
- تعیین موقعیت نسبی کینماتیک :

این روش شامل یک گیرنده ساکن و یک گیرنده متحرک است . دو گیرنده به طور همزمان مشاهداتی را انجام می دهند . دقت در تعیین موقعیت نسبی کینماتیک در مورد شبه فاصله در سطح متر و در مورد فاز موج حامل در سطح سانتیمتر می باشد .

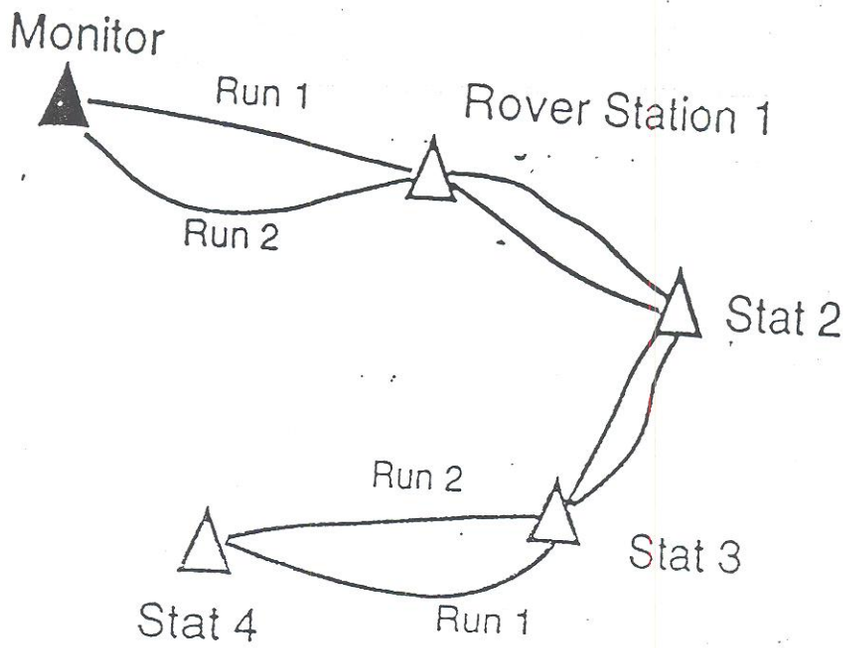
در روشهای کینماتیکی نیاز است که ابهام فاز در ابتدای مشاهدات حل شود . جهت حل ابهام فاز اولیه از سه روش : جابجایی آنتنها (antenna swap) ، خط مبنای معلوم (known baseline) و خط مبنای نامعلوم (unknown baseline) که در بخش ۵-۴-۹-۲ ذکر شد ، استفاده می شود .

۵-۱۷-۱- تعیین موقعیت نیمه کینماتیک یا ایست - رو :

(semikinematic or stop & go)



شکل ۵-۲۸ : تعیین موقعیت به روش نیمه کینماتیک



شکل ۵-۲۹ : تعیین موقعیت به روش شبه کینماتیک

نتایج حاصل از این دو دسته مشاهدات ، سپس به صورت post mission پردازش می گردند. این روش برای مکانهایی که پوشش جنگلی زیادی دارند و زمانی که نقاط در طول یک جاده جهت تعیین موقعیت مد نظر باشد ، مناسب است .

به طور خلاصه : در این روش در هر ایستگاه حداقل دوبار اندازه گیری فاز موج حامل در حدود ۵ دقیقه انجام می شود ، گیرنده در طول مسیر بین ایستگاهها خاموش است . در این روش سه مولفه خط مبنا به علاوه 2(n-1) ابهام فاز ($\nabla\Delta N$) باید حل شود :

$$\nabla\Delta\Phi(i) = \nabla\Delta\rho + \lambda\nabla\Delta N(i) + \varepsilon(\nabla\Delta\Phi(i))$$
$$\nabla\Delta\Phi(j) = \nabla\Delta\rho + \lambda\nabla\Delta N(j) + \varepsilon(\nabla\Delta\Phi(j))$$

i,j : اپکهای مشاهدات (دو اپک مشاهداتی) در یک ایستگاه

در اینجا فرض می شود که خطاهای مداری ، یونسفری و تروپسفری ناچیز است که مستلزم آن است که فاصله بین ایستگاهها زیاد نباشد .

۵-۱۷-۳- مقایسه کلی بین تعیین موقعیت استاتیک و کینماتیک :

- در تعیین موقعیت استاتیک زمان مشاهده روی ۱ ایستگاه حدود ۶۰ تا ۱۲۰ دقیقه می باشد ، اما در روشهای کینماتیکی این زمان حدود ثانیه تا چند دقیقه (در روشهای شبه کینماتیک و نیمه کینماتیک) است . (البته در روشهای استاتیکی در صورت استفاده از تکنیک wide laning مدت زمان مشاهدات به طور قابل ملاحظه ای کاهش می یابد)

wide laning $\Phi_L = \Phi_{L_1} - \Phi_{L_2}$

Narrow laning $\Phi_L = \Phi_{L_1} + \Phi_{L_2}$

باز با ۱ ماهواره نمی توان به جواب رسید . با مشاهده به ۴ ماهواره ، حداقل به ۲ اپک مشاهداتی نیاز است .

- تفاضلی سه گانه :

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

با پاس ابهام فاز حذف می گردد.

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

معلومات : (n-1)(m-1) مشاهده

مجهولات :۳ مجهول مختصات

با مشاهده به ۱ ماهواره نمی توان به جواب رسید . با مشاهده به ۴ ماهواره ، حداقل به ۲ اپک مشاهداتی نیاز است .

ب- مد کینماتیک :

در مد کینماتیک یک گیرنده روی نقطه معلوم A ساکن بوده و گیرنده دوم متحرک است و موقعیتش در هر اپک تعیین می گردد .

در مد استاتیک داریم :

$$\rho_B^j(t) = \sqrt{(X^j(t) - X_B)^2 + (Y^j(t) - Y_B)^2 + (Z^j(t) - Z_B)^2}$$

ولی در مد کینماتیک خواهیم داشت :

$$\rho_B^j(t) = \sqrt{(X^j(t) - X_B(t))^2 + (Y^j(t) - Y_B(t))^2 + (Z^j(t) - Z_B(t))^2}$$

یعنی در حالت کینماتیک موقعیت نقطه B تابعی از زمان خواهد بود .

- تفاضلی یگانه بین گیرنده ها :

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

معلومات : nm مشاهده

مجهولات :3m مجهول مختصات ، n مجهول ابهام فاز و m مجهول خطای ساعت .

- تفاضلی دوگانه گیرنده - ماهواره :

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

معلومات : (n-1)m مشاهده

مجهولات :3m مجهول مختصات و n-1 مجهول ابهام فاز .

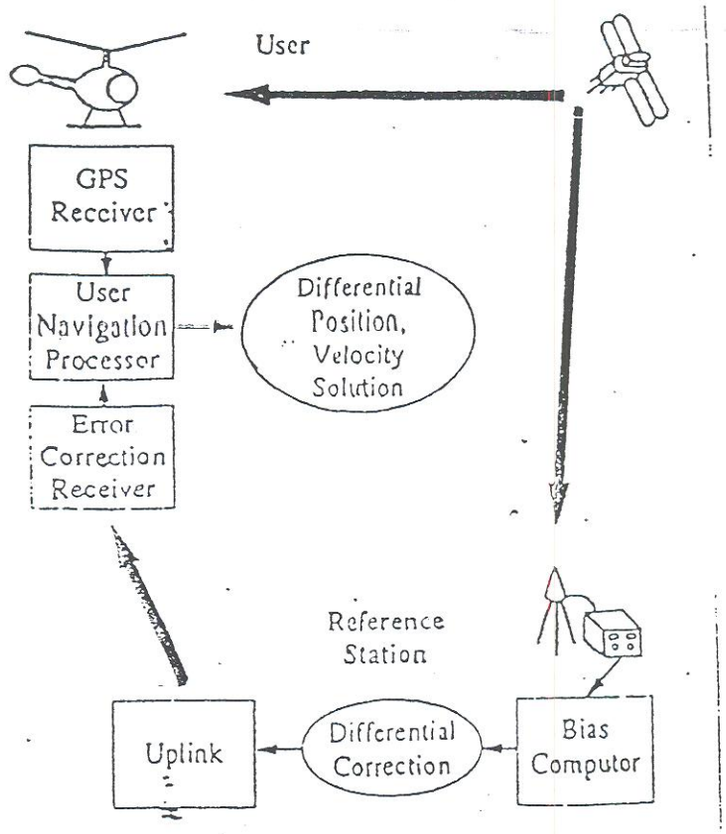
- تفاضلی سه گانه :

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

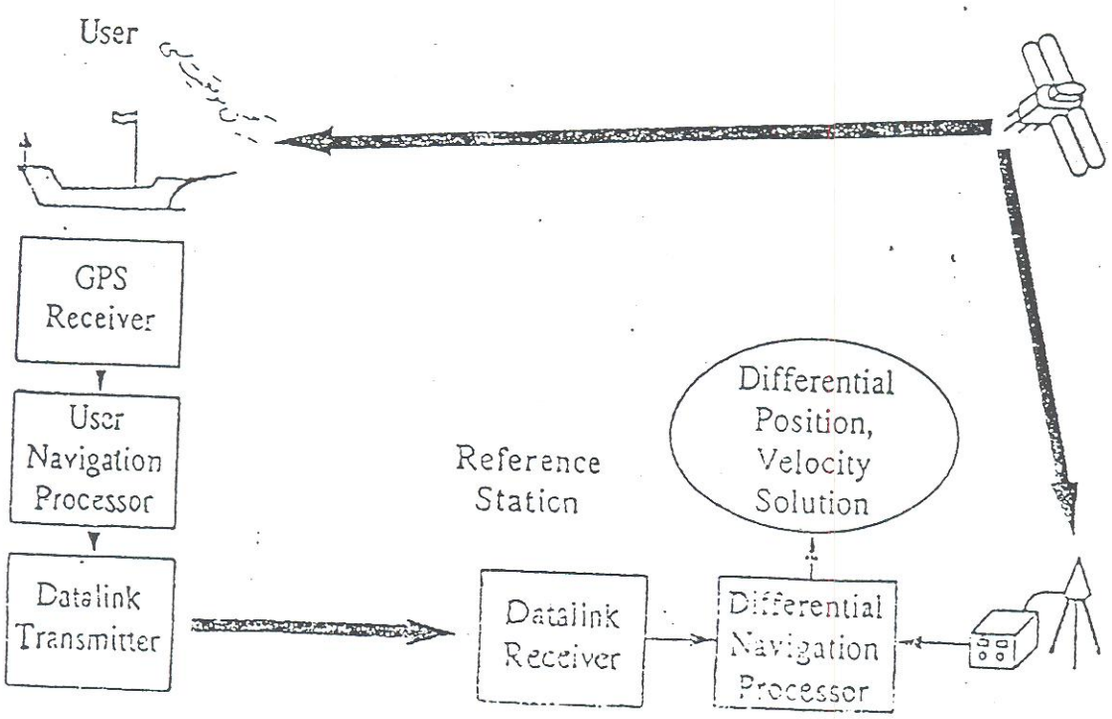
معلومات : (n-1)(m-1) مشاهده

مجهولات :3m مجهول مختصات .

در واقع تفاوت اساسی نامعادلات در روش کینماتیک با نامعادلات در حالت استاتیک در افزایش تعداد مجهولات مختصات از ۳ به 3m می باشد.



شکل ۵-۳۰ : DGPS به روش uplink



شکل ۵-۳۱ : DGPS به روش downlink

امکان دریافت امواج در هر دو سیستم GPS و GLONASS و ترکیب مشاهدات هر دو سیستم جهت بهبود دقت دارند . GLONASS مشابه با GPS یک سیستم نظامی است اما هیچ محدودیتی جهت استفاده برای کاربران غیر نظامی در این سیستم پیش بینی نشده است . به گفته سازندگان سیستم : " هیچ چیزی مشابه با SA هرگز روی GLONASS گذاشته نخواهد شد . "

موارد تشابه این سیستم با سیستم GLONASS :

- این سیستم نیز شامل ۲۴ ماهواره ، در مدارات تقریبا دایره ای است که در ارتفاع حدود ۲۰۰۰۰ کیلومتری بالای سطح زمین قرار دارند و پریود مداری ماهواره های آن حدود ۱۲ ساعت می باشد.
- هر ماهواره کدهای PRN مدوله شده روی دو موج حامل در باند L را ارسال می کند . پیغام ناوبری نیز روی این امواج حامل مدوله شده اند .

تفاوت با سیستم GPS :

۱) مدارات :
- این سیستم ۳ صفحه مداری با زاویه میل ۶۴/۸ دارد که در هر مدار ۸ ماهواره وجود دارد .
۲) ماهواره ها :
- ماهواره های GLONASS ۱۴۰۰ کیلوگرم وزن دارند و طول عمر آنها معمولا کمتر از ۲ سال می باشد .
۳) امواج حامل :
- در GLONASS برخلاف سیستم GPS که کدها برای ماهواره های مختلف ، متفاوت می باشد ، در این سیستم کدها برای همه ماهواره ها یکسان است ولی ماهواره های مختلف ، امواج حامل با فرکانسهای مختلف ارسال می دارند . در واقع این سیستم یک سیستم FDMA[1] است . فرکانسهای L1 در این سیستم عبارتند از :

$$f_{L1} = f_0 + (k-1)\Delta f_{L1} \qquad k = 1,2,\ldots,24$$

$\Delta f_{L1} = 0.5625 MHZ, f_0 = 1.602 MHZ$ و ارتباط فرکانس L1 و L2 به صورت زیر می باشد :

$$\frac{f_{L1}}{f_{L2}} = \frac{9}{7}$$

۴) کدها و مدولاسیون :
- تمام ماهواره ها ، کدهای P و C/A یکسانی ارسال می دارند . فرکانس کدها در این سیستم حدود نصف فرکانس کدها در GPS است .
۵) پیغام ناوبری :

1- Frequency Division Multiple Access

پارامتر ها	GLONASS	GPS
تعداد ماهواره ها	۲۱+۳	۲۱+۳
تعداد صفحات مداری	۳	۶
زاویه میل	۶۴/۸ درجه	۵۵ درجه
ارتفاع ماهواره ها	۱۹۱۰۰ km	۲۰۱۸۰ km
پریود ماهواره ها	۱۱ ساعت و ۱۵ دقیقه	۱۲ ساعت
دیتوم	SGS85	WGS84
سیستم زمانی	سیستم زمانی GLONASS	سیستم زمانی GPS
زمان انتقال پیغام	۲/۵ دقیقه	۱۲/۵ دقیقه
زمان بهنیه نمودن آلمانکها	هر روز	هر ۶ روز
معیار تفکیک سیگنال ماهواره ها در گیرنده ها	متفاوت بودن فرکانسها (سیستم FDMA)	متفاوت بودن کدها (سیستم CDMA)
فرکانس L1	۱/۶۰۲-۱/۶۱۵ MHZ	۱/۵۷۵ MHZ
فرکانس L2	۱/۲۴۶-۱/۲۵۶ MHZ	۱/۲۲۸ MHZ
کدها	کد C/A روی L1 و کد P روی L1 و L2	کد C/A روی L1 و کد P روی L1 و L2
فرکانس کدها	کد C/A ۰/۵۱۱ MHZ کد P ۵/۱۱ MHZ	کد C/A ۱/۰۲۳ MHZ کد P ۱۰/۲۳ MHZ

short term orbit computation