



مجلس خبرگان عالی

بنام خدا جلسه دوازدهم

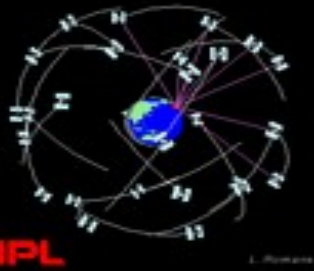
سایر سیستم های تعیین موقعیت
در
ژئودزی ماهواره ای



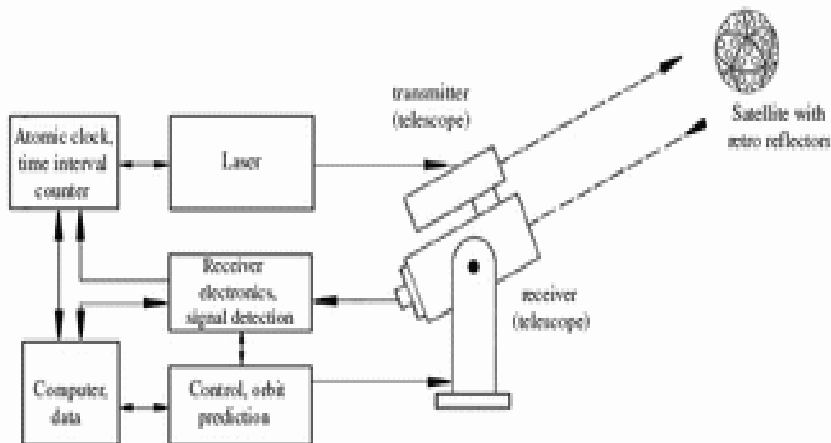
Global Positioning Systems

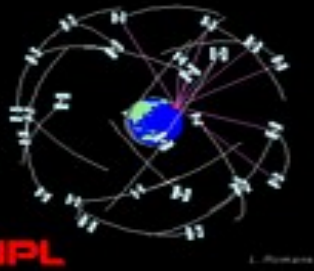
فاصله یابی لیزری به ماهواره ها

Satellite Laser Ranging



- ◀ اساس کار سیستم: اندازه گیری فاصله بین ماهواره و ایستگاه اندازه گیری با رفلکتور هایی خاص (retro-reflectors) است که بر روی ماهواره نصب می گردند، $d=(c\Delta t)/2$.
- ◀ رفلکتور های مورد استفاده در این سیستم پالس های لیزر ارسالی از ایستگاه زمینی را در همان امتداد ارسال شده منعکس می کنند. به لحاظ تضعیف پالس های منعکس شده در طول مسیر برگشت به ایستگاه زمینی توانایی این رفلکتور ها در انعکاس پالس های دریافتی در امتداد پالس ارسالی از اهمیت با لایی برخوردار است.
- ◀ این سیستم در ایستگاه زمینی سیستم از سه بخش زیر تشکیل می شود:
 - ◀ تلسکوپ فرستنده جهت تولید و ارسال پالس لیزر
 - ◀ تلسکوپ گیرنده جهت دریافت پالس برگشتی و تحلیل آن
 - ◀ سیستم اندازه گیری زمان





فاصله یابی لیزری به ماهواره ها Satellite Laser Ranging

مزایا و محدودیت های این سیستم:

طول عمر بالای ماهواره های سیستم

دقت بالای سیستم به نحوی که در کاربردهای بسیار دقیق نظیر مطالعات ژئودینامیک از سیستم های مهم اندازه گیری محسوب می شود.

قیمت بالای سیستم

محدودیت در حمل و نقل

وابستگی شدید به شرایط آب و هوایی

کاربرد های سیستم:

ایجاد چهار چوب های مرجع

تعیین ضرایب از درجه و مرتبه پایین میدان ثقل زمین

تعیین مولفه های دوران زمین

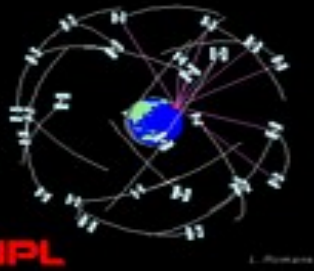
تعیین دقیق مدار حرکت ماهواره ها

ایجاد مدل های جهانی جزر و مد

ایستگاه SLR در پوتسدام آلمان: برای اطلاعات بیشتر در خصوص نحوه کار و اجزاء این سیستم به عنوان مثال مراجعه کنید

به:

[/http://www.gfz-potsdam.de/pb1/slr](http://www.gfz-potsdam.de/pb1/slr)

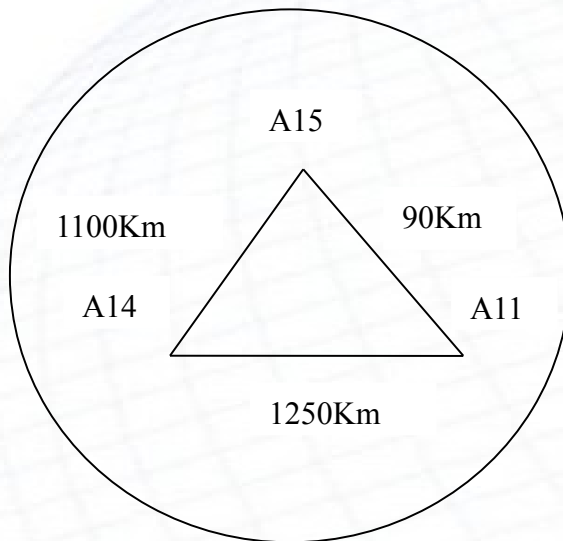


فاصله یابی لیزری به ماه LLR: Lunar Laser Ranging

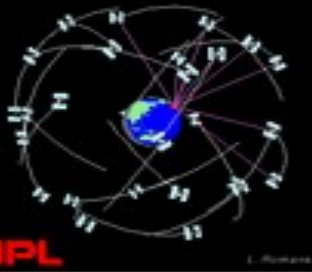
اساس کار سیستم: اندازه گیری فاصله بین ماهواره و رفلکتور هایی خاص (retro-reflectors) است که بر روی ماه نصب شده اند.
این رفلکتورها در سه دسته توسط فضا پیما های Apollo در سطح ماه نصب شده اند به نحوی که مطابق شکل زیر رئوس یک مثلث را تشکیل می دهند.



- Apollo 11: 100 retro-reflectors
- Apollo 14: 100 retro-reflectors
- Apollo 15: 300 retro-reflectors



دقت فعلی سیستم در حد چند سانتیمتر است



فاصله یابی لیزری به ماه

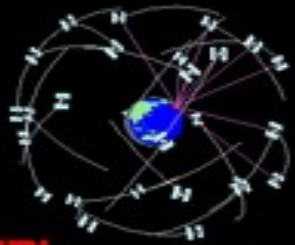
Lunar Laser Ranging

کاربرد های سیستم:

- ایجاد چهار چوب های مرجع
- تعیین ضرایب از درجه و مرتبه پایین میدان ثقل زمین
- تعیین مولفه های دوران زمین
- تعیین مدار ماه
- تعیین جرم ماه
- بررسی دوران ماه
- بررسی پرسش و نوشتن برای زمین تغییر شکل پذیر

برای آشنایی بیشتر با این سیستم به عنوان مثال مراجعه کنید به:

<http://tau.fesg.tu-muenchen.de/~fesg/web/forschung/llr/llr.php>



تداخل سنجی طول مبنای خیلی بلند VLBI: Very Long Baseline Interferometry



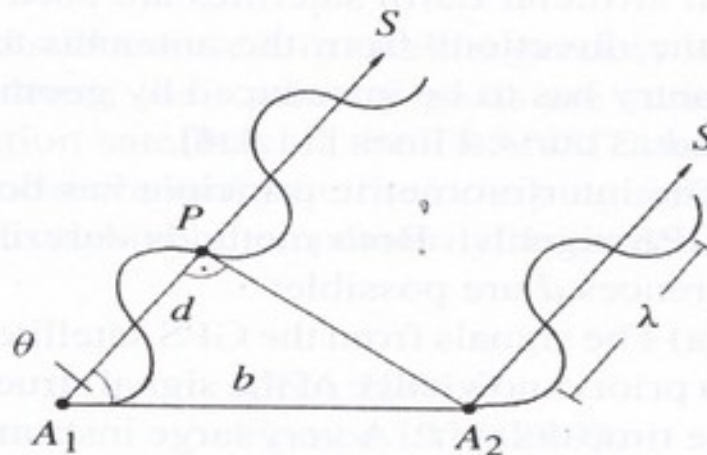
اصول اندازه گیری فاصله به روش تداخل سنجی در شکل زیر نمایش داده شده است. در این شکل A_1 و A_2 آنتن هایی هستند که امواج ارسالی از فضا (مثلا از یک سیستم ماهواره ای) را دریافت می کنند. S فاصله هر آنتن از منبع ارسال موج است. چنانچه فاصله بین آنتن ها از منبع ارسال موج در مقایسه با طول بردار نسبی موقعیت دو آنتن (b در این شکل) بسیار بزرگ باشد می توان نوشت:

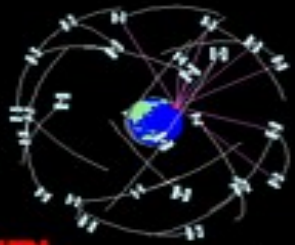
$$d = \left| \vec{A_1 P} \right| = b \cos \theta$$

$$d = b \cos \theta = \frac{1}{2\pi} \Phi \lambda + N \lambda$$

اما چنانکه از درس طولیاب به خاطر دارید

در این رابطه λ طول موج امواج دریافتی در دو آنتن، N تعداد طول موج های کامل در طول فاصله d و Φ اختلاف فاز امواج دریافتی در دو آنتن است.





تداخل سنجی طول مبنای خیلی بلند

VLBI: Very Long Baseline Interferometry

در این رابطه با معلوم بودن Φ و N می توان هر یک از پارامترهای طول باز b و زاویه طول مبنای $A_1 A_2$ و منبع ارسال موج را تعیین کرد.

روشهای مختلفی برای تعیین عدد صحیح N که اصطلاحاً ابهام فاز نامیده می شود وجود دارد. بررسی این روش ها از حوصله این درس خارج است. با این وجود یک روش ابتکاری می تواند شامل سرشکنی مشاهدات اختلاف فاز در سه مرحله زیر باشد:

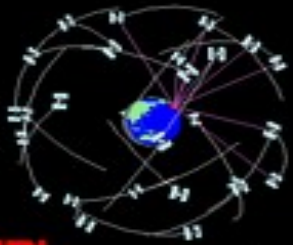
۱. در مرحله نخست سرشکنی مدل غیر خطی بالا با در نظر گرفتن پارامترهای b ، N و θ به عنوان پارامتر مجهول مقدری غیر صحیح (اعشاری) برای ابهام فاز N تعیین می گردد.

۲. در این مرحله، با توجه به اینکه N عددی صحیح است با گرد کردن عدد اعشاری حاصل به نزدیکترین عدد صحیح مقداری صحیح (integer) برای این پارامتر به دست می آید.

۳. نهایتاً با در نظر گرفتن این مقدار صحیح به عنوان مقداری ثابت و حذف پارامتر N از فهرست مشاهدات اشتباه و تکرار سرشکنی مقادیر نهایی سایر پارامترهای مجهول به دست می آیند.

در تداخل سنجی طول مبنای بلند، امواج رادیویی در آنتن های مورد بحث امواجی هستند که از اجرامی سماوی که خارج از کهکشان راه شیری قرار دارند منتشر می شوند. این اجرام سماوی به کوازرها موسوم اند.

به خاطر فاصله بسیار زیاد این اجرام از زمین، آنتن های مورد استفاده در این تکنیک ابعاد خیلی بزرگی دارند (قطر این آنتن ها به ۲۰ متری رسد).



تداخل سنجی طول مبنای خیلی بلند

VLBI: Very Long Baseline Interferometry

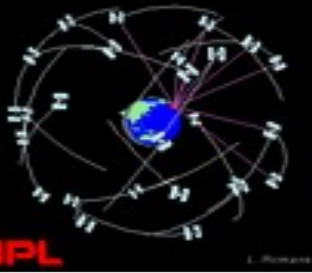
تداخل سنجی طول مبنای بلند دقیقترین سیستم اندازه گیری در ژئودزی ماهواره ای است. در این سیستم آنتن های دو سر طول مبنا در فواصل کوتاه با کابل های زیرمینی با یکدیگر در ارتباطند. این نوع از سیستم تداخل سنجی طول مبنا را که در آن فاصله بین آنتن ها برای ایجاد امکان برقرار این ارتباط کابلی به اندازه کافی کوچک است به **LBI** شناخته می شود. در فواصل بزرگتر امواج دریافتی در هر آنتن به طور مجزا بر روی حافظه سخت ذخیره و اطلاعات مربوطه به صورت **post-mission** یا غیر آنی در مرکز محاسبات پردازش می شود.

کاربرد های این سیستم:

- مطالعه حرکت روزانه زمین
- مطالعه حرکات تکتونیکی پوسته زمین
- تعیین سیستم های فرانس

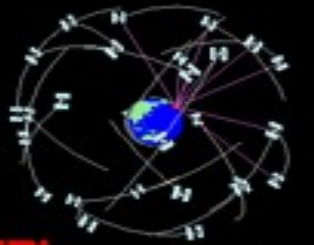


سیستم تعیین موقعیت و ناوبری ترانزیت TRANSIT or DOPPLER System



اساس کار این سیستم: این سیستم تعیین موقعیت بر اساس پدیده Doppler عمل می کند. پدیده داپلر تغییر در فرکانس (یا طول موج) یک منبع انتشار موج در حال حرکت نسبت به فرکانس موج آن منبع در وضعیت سکون است. در باند امواج صوتی همه ما با این پدیده آشنا هستیم (وقتیکه صدای آژیر یک آمبولانس را هنگامیکه در کنار خیابان در حالت سکون ایستاده ایم می شنویم). اساس کار سیستم ترانزیت مبتنی بر اندازه گیری این اثر است.

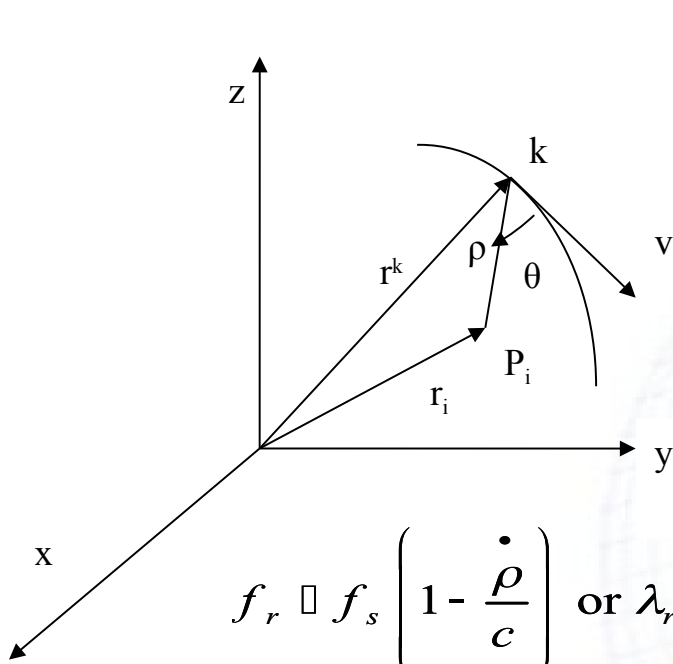
وابستگی این تغییر فرکانس به سرعت حرکت منبع انتشار موج نسبت به یک نقطه ساکن این امکان را فراهم می کند تا با اندازه گیری تغییر فرکانس و فرموله کردن آن بر حسب سرعت منبع ارسال موج یا به عبارت دیگر نرخ تغییر فاصله آن نسبت به نقطه ساکنی که تغییر فرکانس منبع در آن اندازه گیری می شود و با معلوم بودن موقعیت منبع ارسال موج، موقعیت ایستگاه اندازه گیری تغییر فرکانس را تعیین کرد. این ایده نخستین بار منجر به راه اندازی سیستم ماهواره ای NNSS (Navy Navigation Satellite System) گردید. این سیستم به سیستم TRANSIT و NAVSAT نیز معروف است.



داپلر شیفت - پدیده داپلر

اگر f_r فرکانس موج در لحظه دریافت و $f_s = f_T$ فرکانس موج در لحظه ارسال بوده و منبع تولید موج با سرعت ثابت $v = dp/dt$ نسبت به گیرنده در حال حرکت بوده (ρ فاصله بین منبع متحرک ارسال موج و گیرنده) و سرعت انتشار موج را برابر سرعت نور در خلاء C فرض کنیم:

$$\mathbf{e}_i^k \cdot \mathbf{r}_i = \mathbf{e}_i^k \cdot \mathbf{r}^k - \rho_i^k \quad (1)$$



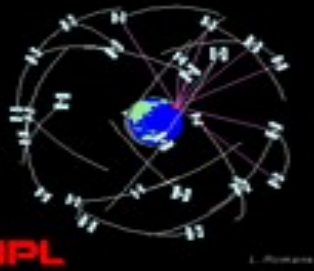
$$\frac{f_r}{f_T} = \frac{1 - \frac{v}{c} \cos \theta}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \text{ or } \lambda_r = \lambda_T \left(1 + \frac{\dot{\rho}}{c} \right) \left(1 + \frac{\dot{\rho}^2}{c^2} \right)^{1/2} \quad (2)$$

به سادگی می توان نشان داد که اگر $v \ll c$ (فرضی کاملا قابل قبول):

$$f_r \approx f_s \left(1 - \frac{\dot{\rho}}{c} \right) \text{ or } \lambda_r \approx \lambda_T \left(1 + \frac{\dot{\rho}}{c} \right) \text{ \& } \dot{\rho} \approx c \left(1 - \frac{f_r}{f_s} \right), \dot{\rho} = -v \cos \theta \quad (3)$$

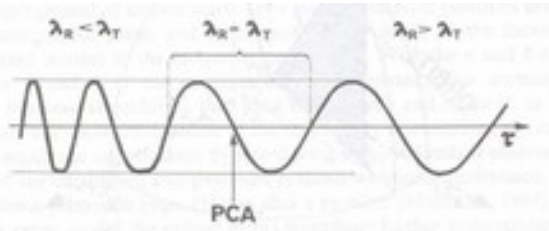


سیستم تعیین موقعیت و ناوبری ترانزیت



تفاضل $f_b = f_r - f_T$ اصطلاحاً به **فرکانس ضربان** (beat frequency) معروف است. این فرکانس را **فرکانس موج داپلر** (Doppler signal) نیز می گویند.

به این ترتیب با نزدیک شدن منبع ارسال موج به گیرنده ساکنی که در طول مسیر حرکت منبع انتشار موج قرار ندارد ($\theta \neq 0$) طول موج موج دریافتی کاهش می یابد (صدای آمبولانس با قدرت بیشتری شنیده می شود). با دور شدن منبع طول موج موج دریافتی افزایش می یابد.



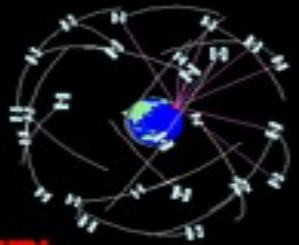
تغییرات فرکانس امواج دریافتی بر اساس روابط فوق به **صورت زیر** قابل نمایش است: منحنی های نمایش داده شده در این شکل به منحنی داپلر (Doppler Curve) شناخته می شوند:

متناسب با ارتفاع ماهواره (فاصله آن از سطح زمین) منحنی داپلر ماهواره ها بین دو منحنی (۲) و (۳) قرار می گیرد (این منحنی فرم S به خود می گیرد).

اگر فاصله منبع ارسال موج از گیرنده بسیار زیاد باشد ($\rho \rightarrow \infty$)، منحنی داپلر به شکل منحنی (۱) خواهد بود زیرا گیرنده به خاطر میرا شدن موج هیچ فرکانسی را دریافت نخواهد کرد.

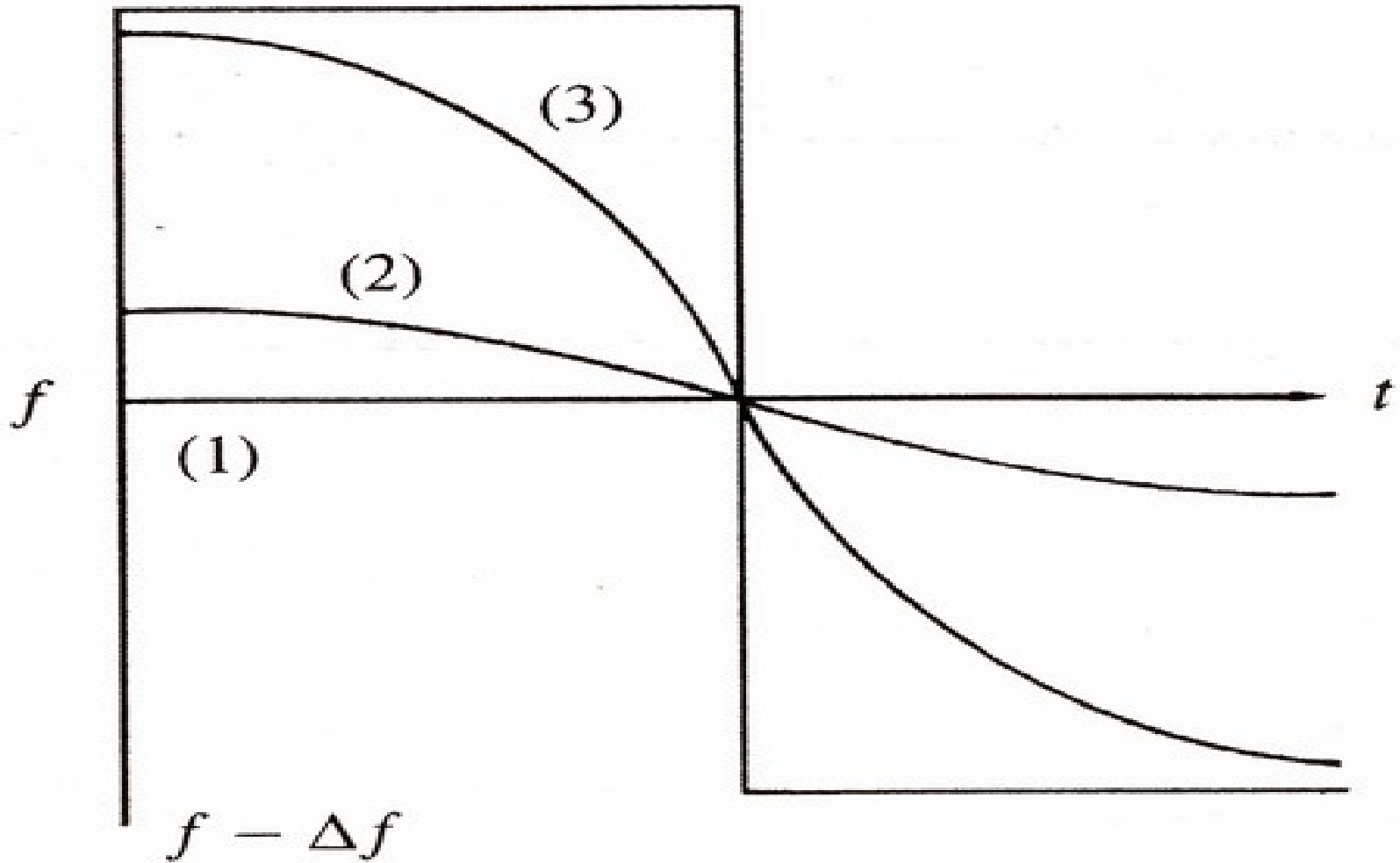
اگر گیرنده دقیقاً در طول مسیر حرکت منبع ارسال موج قرار گیرد ($\theta = 0$) فرکانس ضربان ثابت باقی می ماند. در لحظه $\rho = 0$ ، $f_b = 0$ و پس از آن تغییر علامت پیدا می کند. این نقطه اصطلاحاً PCA (Point of Closest Approach) و این لحظه به TCA (Time of Closet Approach) شناخته می شود

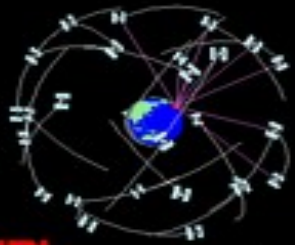




منحنی داپلر

$$f + \Delta f \quad (4)$$





اساس کار سیستم ترانزیت

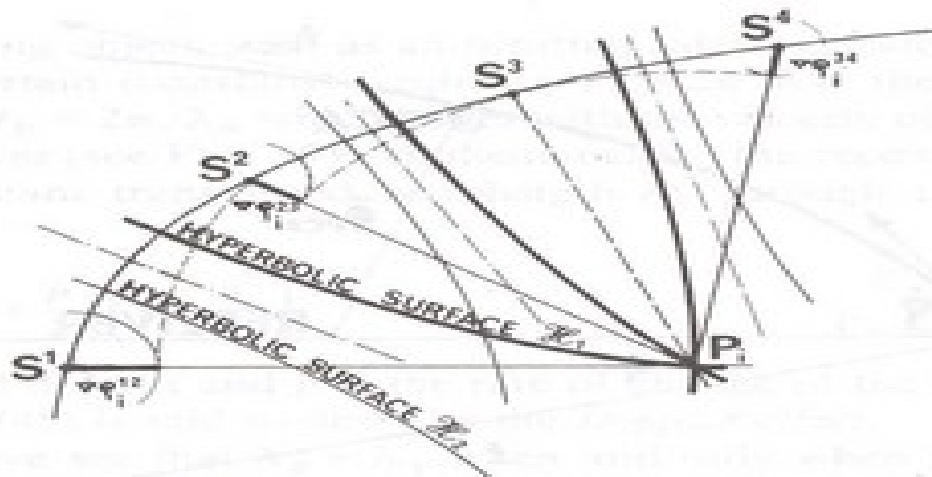


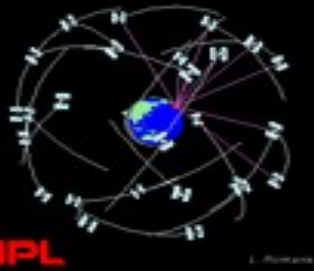
با استفاده از رولبط قبل چنانچه $S(t_j)=S^j$ و $S(t_k)=S^k$ موقعیت یک ماهواره در دو لحظه t_k و t_j باشند، به سادگی می توان نشان داد که:

(۴)

$$\nabla \rho \approx \frac{c}{f_T} \int_j^{t_k} (f_T - f_r) dt$$

از نظر هندسی از آنجا که هذلولی مکان هندسی نقاطی است که اختلاف فواصل هر نقطه از آن از دو کانون هذلولی ثابت است، نقطه P بر روی یک هذلولی قرار دارد که از اندازه گیری اختلاف فاصله فوق به یک ماهواره در دو موقعیت ۱ و ۲ دلخواه اندازه گیری می شود. به این ترتیب در عمل مطابق شکل تعیین موقعیت سه بعدی یک نقطه با این مدل ریاضی مستلزم اندازه گیری چهار موقعیت یک ماهواره (تشکیل سه هذلولی و قطع دادن آنها از نظر هندسی) است.





اساس کار سیستم ترانزیت

$$\nabla \rho \approx \frac{c}{f_T} \int_j^k (f_G - f_r) dt - \frac{c}{f_T} \Delta f \Delta t$$

با جایگزاری $f_T = f_G - f_b = \Delta f$ در رابطه بالا: (۵)

$$(\mathbf{e}_i^k - \mathbf{e}_i^j) \mathbf{r}_i = (\mathbf{e}_i^k \mathbf{r}^k - \mathbf{e}_i^j \mathbf{r}^j) - \nabla \rho_i^{jk}$$

با استفاده از رابطه (۱) و برای ماهواره ای در دو موقعیت j و k

(۶)

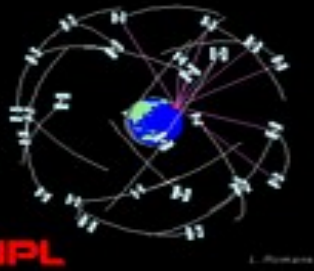
در این رابطه f_G فرکانس پایه است که گیرنده تولید و با فرکانس پایه تولید شده در منبع ارسال موج اختلاف معینی دارد. با توجه به اینکه مطابق شکل می توان نوشت:

$$(\mathbf{e}_i^k - \mathbf{e}_i^j) \mathbf{r}_i - \frac{c}{f_T} \Delta t \Delta f_i^l = (\mathbf{e}_i^k \mathbf{r}^k - \mathbf{e}_i^j \mathbf{r}^j) - \frac{c}{f_T} D_i^{jk}$$

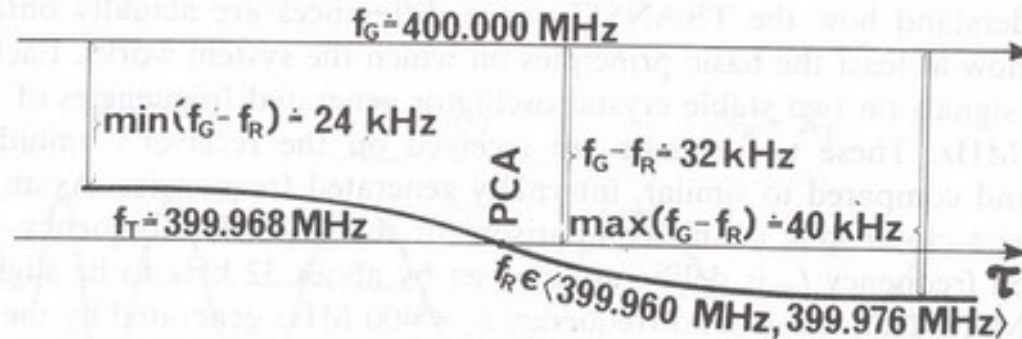
در عمل پارامتر D_i^{jk} در این رابطه که به شمارنده داپلر (Integrated Doppler Count) شناخته می شود توسط گیرنده هلیی که برای این منظور طراحی شده لند اندازه گیری می شود. با معلوم بودن موقعیت ماهواره در چهار اپیک زمینی مختلف می توان موقعیت ایستگاه اندازه گیری و پارامتر Δf در این رابطه را تعیین کرد (در رابطه قبل اندیس l برای تفکیک مسیرهای ممکن یک ماهواره استفاده شده است).

موقعیت ماهواره ها را می توان به کمک مختصات مداری غیر دقیق (Broadcast Ephemerides) که قبلا مورد بررسی قرار گرفت (تعیین کرد و یا در کاربرد های دقیق تر از موقعیت دقیق مداری ماهواره ها استفاده کرد.

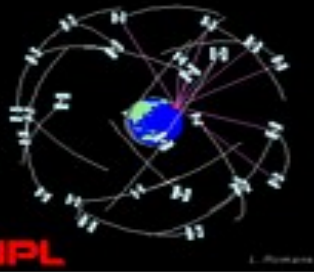
اساس کار سیستم ترانزیت



- (بخش فضایی) سیستم ترانزیت از پنج ماهواره تشکیل می شود که در مدار هایی تقریبا دایره شکل ($e \approx 0$) در ارتفاع $1074 + 6371 = 7445 \text{ Km}$ از سطح زمین ($a = 6371 + 1074 = 7445 \text{ Km}$) به دور زمین در گردشند.
- براساس قانون سوم کپلر پریود حرکت مداری ماهواره های این سیستم 107 دقیقه (یک ساعت و چهل و هفت دقیقه) است.
- مدار حرکت این ماهواره ها قطبی است. به عبارت دیگر $i = 90$ درجه است.
- برای ماهواره های این سیستم $v = dp/dt = 7.1 \text{ Km/s}$ است. بنابراین فرض $v \ll c$ در مورد ماهواره های این سیستم کاملا صادق است.
- برای حذف اثر یونوسفر، این سیستم از دو باند فرکانس امواج الکترومغناطیس استفاده می کند.
- فرکانس پایه f_G عمدا بزرگتر از فرکانس f_T انتخاب می شود تا (Δf) Doppler count همواره مثبت باشد. این موضوع در شکل زیر نمایش داده شده است.



اساس کار سیستم ترانزیت



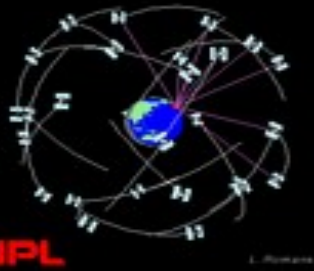
معایب سیستم ترانزیت: معایب سیستم ترانزیت را می توان در دو گروه کلی طبقه بندی کرد:

- محدودیت در دقت قابل حصول
- نواقص موجود در طراحی سیستم

محدودیت در دقت قابل حصول: چنانکه ملاحظه شد به لحاظ هندسی در سیستم ترانزیت موقعیت هندسی نقاط از طریق تقاطع هذلولی هایی به دست می آید که ماهواره های سیستم در کانون آنها قرار دارند. فاصله کم این ماهواره ها از نقاط اندازه گیری در سطح زمین (۱۱۰۰ کیلومتر) سبب می شود تا تعیین موقعیت با این سیستم از هندسه مناسبی برخوردار نباشد.

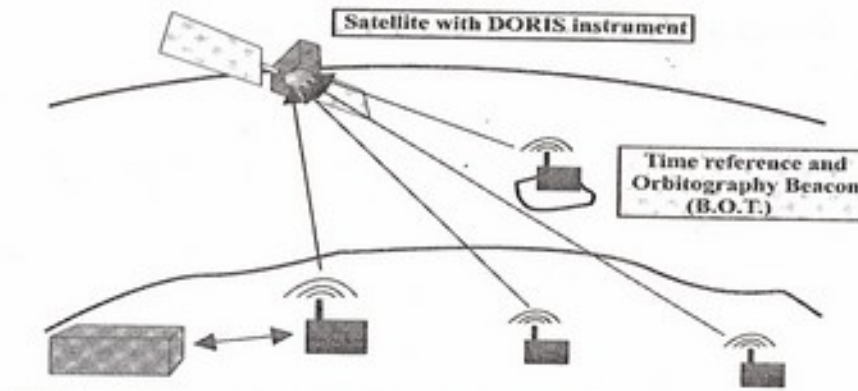
نواقص موجود در طراحی سیستم:

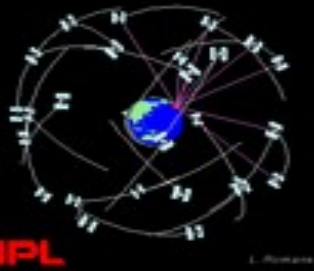
- فاصله کم ماهواره های این سیستم از سطح زمین سبب می شود تا انحراف میدان ثقل زمین از یک میدان شعاعی بر مدار حرکت این ماهواره اثر بیشتری در مقایسه با سیستم های اندازه گیری مشابه (نظیر GPS) داشته باشد.
- تعداد کم ماهواره های این سیستم سبب شده تا اندازه گیری با سیستم تنها در بازه های زمینی کوتاه امکان پذیر باشد. مدت زمانی که یک ماهواره از این سیستم بالای افق دید ایستگاه زمینی است در استوا حداکثر و به ۲ ساعت، در قطبین تقریباً ۳ دقیقه و بطور متوسط ۱۶ تا ۲۰ دقیقه است.
- فاصله کم ماهواره های سیستم از زمین هندسه تعیین موقعیت در این روش را تضعیف می کند.
- نکته: با توجه به اینکه مدت زمان اندازه گیری (میزان مشاهدات) یکی از عوامل تاثیر گذار بر دقت نهایی هر سیستم اندازه گیری است، عدم امکان انجام اندازه گیری در مدت زمان طولانی (محدودیت مدت زمان اندازه گیری به بطور متوسط ۱۶ تا ۲۰ دقیقه) نیز یکی دیگر از عوامل محدودکننده دقت این سیستم تعیین موقعیت ماهواره ای است.



سیستم تعیین موقعیت DORIS Doppler Orbitography and Radiolocation Integrated by Satellite

این سیستم یکی از سیستم های ماهواره ای است که در حال حاضر فعال بوده و بر اساس تکنیک اندازه گیری Doppler کار می کند. بر خلاف سیستم ترانزیت، در این سیستم اندازه گیری Doppler Count در ماهواره صورت می پذیرد: ارسال فرکانس از ایستگاه زمینی به ماهواره صورت می گیرد. گیرنده مستقر در ایستگاه دو موج رادیویی در فرکانس های ۲۰۳۶.۲۵ و ۴۰۱.۲۵ مگاهرتز را به طور پیوسته تولید و در تمام جهات منتشر می کند. شیفت داپلر توسط سنسور هایی که بر روی ماهواره های سیستم نصب شده در فاصله زمینی کوتاه (حدود ۱۰ ثانیه) به هنگام عبور از بالای ایستگاه اندازه گیری اندازه گیری (شمارش) می شود.

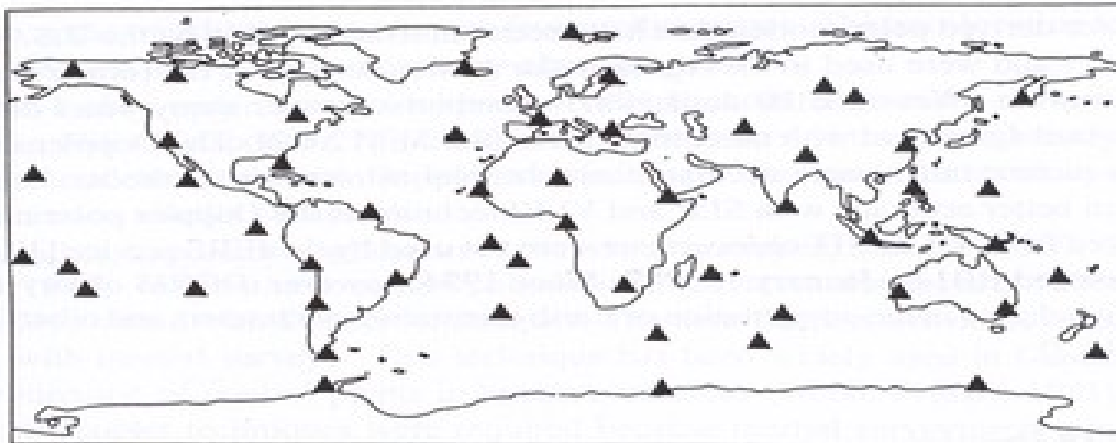


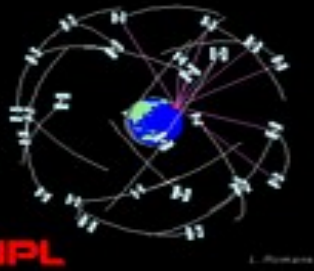


سیستم DORIS

این سیستم از اجزاء زیر تشکیل می شود:

- در بخش فضایی از مجموعه ای متشکل از گیرنده ای با قابلیت دریافت هر دو فرکانس مذکور، آنتنی با قابلیت دریافت امواج در تمام جهات و نوسان سازی برای اندازه گیری بسیار دقیق زمان
- در بخش کنترل این سیستم متشکل از ایستگاه کنترل اصلی در شهر Toulouse فرانسه است
- در بخش زمینی شامل مجموعه ای از ۱۵۰ ایستگاه دائم است که به شکلی مناسب سطح زمین و اقیانوس ها را پوشش می دهد (تقریبا نیمی از ایستگاه های این شبکه در جزایر قرار دارند). این شبکه از ایستگاه های دائم اندازه گیری به International DORIS Service (IDS) شناخته می شود. همچنین ایستگاه های موردی اندازه گیری جزء بخش زمینی این سیستم محسوب می شوند.





سیستم DORIS

این سیستم تا کنون بر ماهواره ای مختلفی نصب شده است:

Satellite	Launch date	End of mission
SPOT-2	January 22, 1990	
TOPEX/POSEIDON	August 10, 1992	
SPOT-3	September 26, 1993	November 14, 1996
SPOT-4	May 26, 1998	
JASON	December 7, 2001	
ENVISAT	March 1, 2002	
SPOT-5	May 5, 2002	

کاربرد های این سیستم عبارتند از:

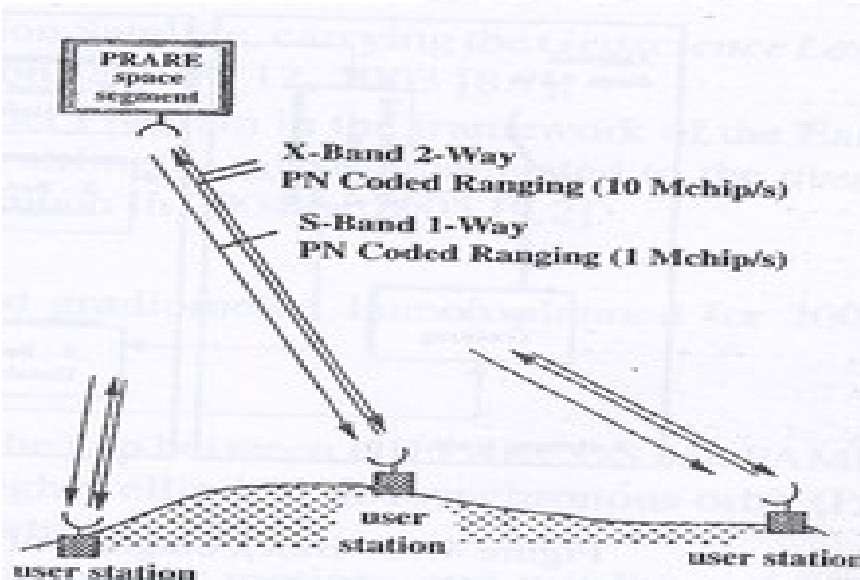
- این سیستم فرانسوی برای تعیین مدار حرکت ماهواره های با ارتفاع پرواز پائین طراحی و اجرا شده است. این ماهواره ها اصطلاحاً به ماهواره های (LEO (Low Earth Orbiting) معروفند.
- تعیین ضرایب از درجه و مرتبه پایین میدان ثقل زمین
- مطالعه تغییر شکل ارتفاعی پوسته زمین
- مطالعه اثر اصطکاک جو بر ماهواره ها (Atmospheric Drag)
- مطالعه حرکت روزانه زمین (حرکات قطب)
- مطالعه لایه یونیزه اتمسفر که به یونوسفر (Ionosphere) معروف است

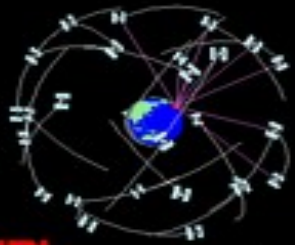
سیستم تعیین موقعیت PRARE

Precise Range and Range-Rate Equipment

این سیستم فرانسوی سیستمی خودکار و دوطرفه ای است که بر اساس انتشار امواج در دو بلند S و X امواج رادیویی کار می کند. اساس کار این سیستم در شکل زیر نمایش داده شده است:

اساس کار سیستم: دو سیگنال رادیویی در بلند های S و X به فرکانس های 2.2GHz و 8.5GHz از ماهواره هایی که این سیستم بر روی آنها نصب شده به ایستگاه های اندازه گیری ارسال می شود. مدت زمان حرکت سیگنال با دقت 1ns در گیرنده مستقر در ایستگاه تعیین می شود. سپس سیگنال های دریافتی برای تعیین اثر یونسفر مجدداً به ماهواره سیستم ارسال می گردند. به طور همزمان پارامترهای جوی لایه غیر یونیزه جو (لایه تروپوسفر) نیز اندازه گیری و به ماهواره سیستم مخابره می گردد. زمان حرکت دو طرفه (رفت و برگشت) سیگنال در ماهواره تعیین می گردد. از این طریق ضمن حذف اثر شکست امواج در لایه های تروپوسفر و یونسفر فاصله هر ماهواره از گیرنده مستقر در ایستگاه تعیین می شود.





سیستم PRARE

این سیستم قابلیت ردیابی سیگنال از چهار ایستگاه زمینی را به طور همزمان دارد. کلیه اطلاعات بر روی حافظه سیستم در ماهواره ذخیره و در ارتباط با بخش کنترل به زمین منتقل می گردد.

اجزاء تشکیل دهنده این سیستم عبارتند از:

آنتن سهموی با قطر ۶۰ سانتیمتر که می بایست در امتدادی خاص تنظیم گردد

گیرنده مخصوص سیستم و کامپیوتری که به کمک آن بخش زمینی سیستم در ایستگاه اندازه گیری کنترل می شود

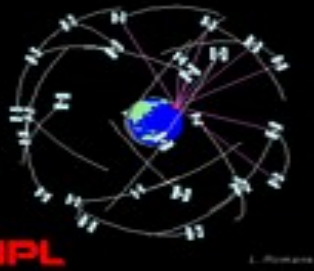
کاربردهای این سیستم:

تعیین دقیق مدار حرکت ماهواره ها

مطالعه ضرایب از درجه و مرتبه پائین میدان ثقل زمین

مطالعه یونوسفر

تعیین توپوگرافی سطح دریا



1. Seeber G. (2003), Satellite Geodesy, 2nd completely revised and extended edition, Walter de Gruyter. Berlin. New.
2. Vanicek P., and E.J. Krakiwsky (1986), Geodesy, The Concepts, Pages 317-323.
3. باعث، م (1372)، ژئودزی ماهواره ای. گروه نقشه برداری دانشکده فنی دانشگاه تهران.



سیستم کوانتوم اپتیک سیریوس