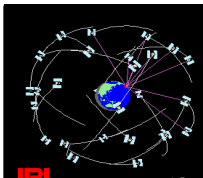
بنام خدا

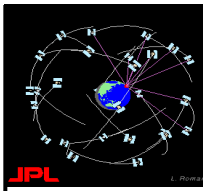
ژئودزی ماهواره ای
(Satellite Geodesy)

Global Positioning Systems

مباحث ژئودزی ماهواره ای

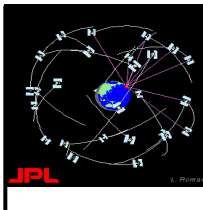


- ژئودزی ماهواره ای: روش ها و تاریخچه
  - ژئودزی ماهواره ای چیست
  - انواع سیستم های ماهواره ای اندازه گیری در ژئودزی کدامند
  - ارتباط ژئودزی ماهواره ای با سایر علوم چگونه است
  - روش های موجود در آنالیز داده ها در ژئودزی ماهواره ای
    - ژئودزی هندسی ماهواره ای (Geometric Satellite Geodesy)
    - ژئودزی دینامیک ماهواره ای (Dynamic Satellite Geodesy)
  - تاریخچه پیشرفت در ژئودزی ماهواره ای
  - تاریخچه فعالیت های فضایی در ایران
  - کاربردهای ژئودزی ماهواره ای
    - نقشه برداری، مطالعات جهانی ژئودزی (Global Geodesy)، مطالعات ژئودینامیک، ناوبری، تعیین موقعیت و توجیح سنسورهای های مختلف نظیر دوربین های عکسبرداری هوایی و ...



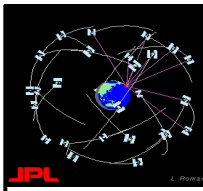
مباحث ژئودزی ماهواره ای

- مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
  - تفاوت های موجود در تعیین موقعیت با روش های فضایی در مقایسه با روش های کلاسیک شامل مباحثی از قبیل:
    - تعیین موقعیت استاتیک و تعیین موقعیت کینماتیک
    - مدل های ریاضی تعیین موقعیت مطلق و نسبی در روش های فضایی ژئودزی
    - محدودیت های موجود در دقت نقاط معلوم در برخی از روش های فضایی در مقایسه با روش های کلاسیک و ...
  - موقعیت مداری ماهواره ها
    - ضرورت استفاده از سیستم های مختصات اینرشیال در ژئودزی ماهواره ای
    - مروری بر موقعیت کپلری ماهواره ها (یادآوری از ژئودزی ۱)
    - بررسی عوامل ایجاد اعوجاج (perturbation) در موقعیت مداری ماهواره ها
    - نیاز به یک فرمت استاندارد برای تبادل مشاهدات (در سیستم GPS)- فرمت RINEX: Receiver Independent Exchange Format



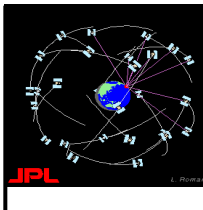
مباحث ژئودزی ماهواره ای

- سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای و روابط تبدیل مختصات از سیستم های مختلف به یکدیگر
- اندازه گیری زمان
  - سیستم های مختلف اندازه گیری زمان
    - زمان نجومی ظاهری و متوسط، زمان جهانی و زمان اتمی
  - دقت های مورد نیاز در اندازه گیری زمان
- انواع سیستم های تعیین موقعیت ماهواره ای همرا با کاربرد آنها
  - SLR، LLR، VLBI، TRANSIT، DORIS، PRARE، Galileo و GLONASS
- سیستم تعیین موقعیت جهانی GPS
  - بخش های مختلف سیستم
  - ساختار سیگنال GPS



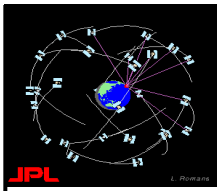
مباحث ژئودزی ماهواره ای

- مختصات مداری کم دقت (Broadcast Ephemerides)
- انواع گیرنده ها و آنتن های سیستم GPS و بخش های مختلف مربوطه
- منابع خطا در سیستم تعیین موقعیت جهانی
  - شامل خطای مداری، خطای ساعت، خطای شکست امواج در لایه های یونوسفر و تروپوسفر، خطا در نقاط معلوم جهش فاز ، چند مسیری شدن و خطای imaging
- مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای (سیستم تعیین موقعیت جهانی)
  - مدل ریاضی در تعیین موقعیت نسبی برای مشاهدات فاز و کد
  - مدل ریاضی در تعیین موقعیت مطلق برای مشاهدات فاز و کد
  - چگونگی و لزوم انتقال نتایج (مختصات نقاط و کمیتهای حاصل از آن) به یک سیستم مختصات محلی
  - مفهوم ضریب دقت (Dilution of Precision) مسطحاتی
  - تکنیک های ترکیب مشاهدات: مشاهدات تک تفاضلی، دو تفاضلی و سه تفاضلی
  - و ترکیب های آزاد از یونوسفر Wide-Lane ،Ionosphere Free Linear Combination و Melburne-Wubbena



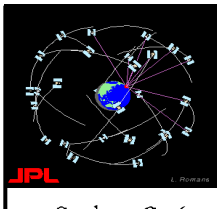
مباحث ژئودزی ماهواره ای

- نقش پارامتر ابهام فاز در دقت موقعیت نقاط،
- موضوع وابستگی و استقلال مشاهدات در ترکیب های خطی: مفاهیم ماهواره و ایستگاه مرجع در تشکیل مشاهدات تفاضلی
- ماتریس وزن در سرشکنی مشاهدات فاز حامل کد
- مقایسه نرم افزار های علمی و تجاری در پردازش مشاهدات GPS
- برنامه ریزی برای انجام یک پروژه GPS
  - معیار های انتخاب مناسب محل نقاط، بررسی چارت های آزیموت، ارتفاع و ضریب دقت برای انتخاب بهترین زمان اندازه گیری
- چگونگی تعیین موقعیت به روش استاتیک
  - اجرای یک پروژه آزمایشی در عملیات این درس
- تعیین موقعیت به روش کینماتیک
  - کینماتیک متداول: Common Kinematic
  - ایست – رو : Stop and Go
  - حل ابهام فاز ضمن حرکت: On The Fly



مباحث ژئودزی ماهواره ای

- LRK: Long Range Kinematics
- RTK: Real Time Kinematics
- تعیین موقعیت تفاضلی DGPS-Differential GPS Positioning
  - سیستم های تک مرجعی و چند مرجعی (به عنوان مثال WAAS در ایالات متحده امریکا)
- روش های حل ابهام فاز در تعیین موقعیت به روش کینماتیک
- سیستم GLONASS و مقایسه آن با GPS



مراجع

1. Seeber G. (2003), Satellite Geodesy, 2nd completely revised and extended edition, Walter de Gruyter, Berlin.
2. Wells, D., N. Beck, D., Delikaraoglou, A., Kleusberg, E. J., Krakiwsky, G. Lachapelle, R. B., Langly, M., Nakiboglu, K. P., Schwarz, J. M., Tranquilla and P., Vanicek (1999), Guide To GPS Positioning, Faculty of Geodesy and Geomatics Engineering, University of Newbrunswick, Lecture Note No. 58.

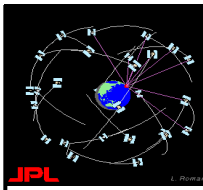
3. Vanicek P., and E.J. Krakiwsky (1986), Geodesy, The Concepts, Pages 317-323.

4. Blewitt G. (1997),Basics of the GPS Technique: Observation Equations. In: Geodetic Applications of GPS, Swedish Land Survey.

5. Beutler et al. (2007),Bernese GPS Software, Astronomical Institute, University of Bern

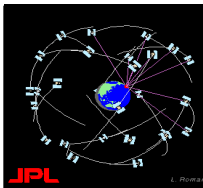
6. Gopi Satheesh (2005), Global Positioining System: Principals and Applications, Mc-Grow Hill, ISBN: 0070585997.

۷. باعث، م (۱۳۷۲)، ژئودزی ماهواره ای. گروه نقشه برداری دانشکده فنی دانشگاه تهران.



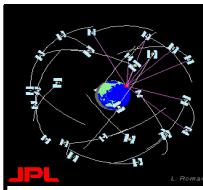
مقدمه

- ژئودزی ماهواره ای چیست؟
- انواع سیستم های ماهواره ای اندازه گیری در ژئودزی
- ارتباط ژئودزی ماهواره ای با سایر علوم چگونه است؟
- روشهای موجود در آنالیز داده های سیستم های ماهواره ای
  - ژئودزی هندسی ماهواره ای (Geometric Satellite Geodesy)
  - ژئودزی دینامیک ماهواره ای (Dynamic Satellite Geodesy)
- تاریخچه پیشرفت ژئودزی ماهواره ای
- تاریخچه فعالیت های فضایی در ایران
- کاربردهای ژئودزی ماهواره ای
- منابع



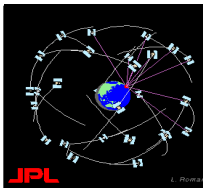
ژئودزی ماهواره ای چیست؟

- ژئودزی: دانش اندازه گیری و نمایش سطح زمین و میدان ثقل آن (Helmert, 1880)
- ژئودزی: شاخه ای از علوم زمین است که به اندازه گیری و نمایش سطح زمین و میدان ثقل آن در سیستم مختصاتی سه بعدی نسبت به زمان می پردازد (NRC-National Research Council of Canada, 1973).
  - [علاوه بر این در نشست سال ۱۹۷۵انجمن بین المللی ژئودزی (IAG-International Association of Geodesy)، اهداف فوق در مورد سایر اجرام سماوی در حوزه کار متخصصین ژئودزی قرار می گیرد.]
    - تعیین دقیق موقعیت سه بعدی نقاط در مقیاس های مکانی جهانی، منطقه ای و محلی
    - تعیین دقیق میدان ثقل زمین و توابعی از آن
    - اندازه گیری و مدل کردن پدیده های ژئودینامیک نظیر آتشفشان ها، گسل ها و غیره
- ژئودزی ماهواره ای مشتمل بر تکنیک های اندازه گیری و محاسباتی است که حل مسائل مورد توجه ژئودزی را از طریق انجام اندازه گیری به، از و یا بین مجموعه ای از ماهواره ها فراهم می کند.



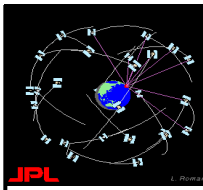
ژئودزی ماهواره ای چیست؟

- واژه ژئودزی ماهواره ای در فارسی بر گردان واژه به واژه عبارت satellite geodesy در زبان انگلیسی است. این اصطلاح به طوریکه خواهیم دید به خوبی حوزه فعالیت این شاخه از ژئودزی را تداعی نمی کند. به عنوان مثال (چنانکه خواهیم دید) یکی از تکنیک های متداول اندازه گیری در ژئودزی ماهواره ای اندازه گیری به ماه و برخی اجرام سماوی موسوم به quaser ها است. از این نظر تکنیک های فضایی ژئودزی (Geodetic Space Techniques) عنوانی مناسب تر به نظر می رسد. با این وجود امروزه استفاده از این واژه در ژئودزی و سایر علوم مرتبط کاملا متداول است.
- به عنوان یک تکنیک *فضایی ژئودتیک اندازه گیری* بلا فاصله این پرسش در ذهن نقش می بندد که چه کمیت (هایی) به عنوان مشاهدات در تکنیک های ژئودتیک فضایی مطرح اند؟
  - اندازه گیری امتداد به ماهواره ها
  - اندازه گیری فاصله به ماهواره ها (از طریق اندازه گیری اختلاف فاز و یا زمان حرکت سیگنال های ارسالی در این سیستم ها)
  - اندازه گیری نرخ تغییر فاصله (مثلا بین دو ماهواره در سیستم GRACE)



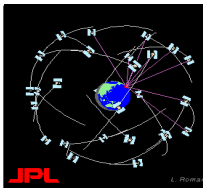
انواع سیستم های اندازه گیری ماهواره ای

- سیستم های ماهواره ای گوناگونی طراحی و راه اندازی شده است.
  - SLR: Satellite Laser Ranging
  - LLR: Lunar Laser Ranging
  - VLBI: Very Long Baseline Interferometry
  - PRARE: Precise Range and Range-Rate Equipment
  - DORIS: Doppler Orbitography and Radiolocation Integrated by Satellite
  - TRANSIT or DOPPLER
  - GLONAS: Global Navigation Satellite System
  - GPS: Global Positioning System
- در این درس ضمن معرفی برخی از این سیستم ها به معرفی سیستم تعیین موقعیت جهانی (NAVSTAR Global Positioning System-GPS) شامل:
  - اجزاء (بخش های فضایی، زمینی و کاربران سیستم)،
  - ساختار سیگنال های رادیویی مورد استفاده در این سیستم و
  - مشاهدات،
  - روش های اندازه گیری،
  - مدل های ریاضی تعیین موقعیت با این سیستم،
  - روش های پردازش اطلاعات این سیستم
  - خطاهای سیستماتیک آن و ...



ارتباط ژئودزی ماهواره ای با سایر علوم

- مشابه با سایر سیستم های اندازه گیری در نقشه برداری و ژئودزی برای استفاده موثر از این سیستم می بایست نحوه تعامل محیط فیزیکی – واقعی – اندازه گیری با مولفه های این سیستم را به خوبی شناخت:
  - چگونه اجسامی که در میدان ثقل زمین در حرکتند تحت تاثیر این میدان قرار می گیرند.
  - لایه های مختلف جو به لحاظ خواص فیزیکی چگونه اند و بر امواج منتشر شده از سیستم های ماهواره ای چگونه تاثیر می گذارند
  - و غیره
- بنابراین ژئودزی ماهواره ای به شدت متاثر از **علوم پایه** (basic science)– به ویژه فیزیک - بوده و این علوم از نتایج اندازه گیری های این سیستم ها برای حل موضوعات و مسائل علمی مطرح در آنها بهره مند می شوند.
- سیستم های ماهواره ای به لحاظ ویژگی های منحصر به فردی نظیر پوشش زمانی و مکانی بسیار مناسب اندازه گیری از پتانسیل مناسبی برای حل مسائل مطرح در **علوم کاربردی** (applied science)نظیر هواشناسی بر خوردارند.
  - طبیعتا این شاخه از ژئودزی (ژئودزی ماهواره ای) ارتباط نزدیکی با علوم کاربردی دارد
- مسائل مطرح در علوم کاربردی (applied science) ماهیتاً با دو دسته کلی مسائل مربوط به علوم زمین (geo-science) و مسائل حوزه علوم مهندسی (engineering sciences) قابل تفکیک است بنابراین:
  - ژئودزی ماهوارهای را می توان بخشی از علوم زمین و همزمان بخشی از علوم مهندسی دانست.

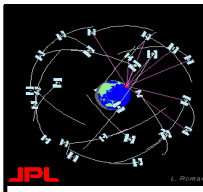


روشهای ژئودزی ماهواره ای

- هر سیستم اندازه گیری ماهواره ای متشکل از یک یا چند ماهواره است که در مدارهایی مشخص – موقعیتی معین- بدور زمین در گردشند (non geo-stationary) و یا نسبت به زمین ساکن هستند (geo-stationary).
- شرایط فیزیکی حاکم بر حرکت ماهواره ها – نظیر تغییرات میدان ثقل، خواص فیزیکی لایه هایی از جو زمین که ماهواره ها در آن به دور زمین در حرکتند و ... – ایجاب می کند تا موقعیت مداری ماهواره ها برای حفظ شرایط پیش بینی شده در طراحی سیستم متناوباً کنترل گردد.
- به این ترتیب هر ماهواره را می توان از دو دیدگاه مستقل مورد توجه قرار داد:

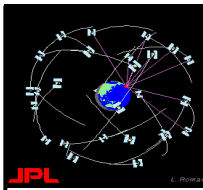
الف) به عنوان نقطه ای با موقعیت معلوم

ب) سنسوری که ضمن حرکت تحت تاثیر عوامل فیزیکی مختلفی نظیر تغییرات میدان ثقل قرار دارد



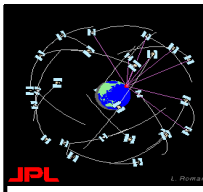
روشهای ژئودزی ماهواره ای

- بر این اساس تکنیک ها یا روش های ژئودزی ماهواره ای به دو گروه زیر تفکیک می شوند:
- روش های ژئودزی هندسی ماهواره ای (Geometric Satellite Geodesy)
  - عدم نیاز به برقراری دید بین ماهواره ها – اندازه گیری شبکه های با مقیاس منطقه ای و جهانی
  - امکان تعیین موقعیت کلیه نقاط سطح زمین در یک سیستم مختصات سه بعدی واحد
  - ایجاد ارتباط بین دیتوم های مسطحاتی مختلفی که تا پیش از این در کشور های مختلف تعریف و مورد استفاده قرار می گرفت.
- روش های ژئودزی دینامیک ماهواره ای (Dynamic Satellite Geodesy)
- مبتنی بر میزان یا حجم مشاهدات یا اندازه گیری ها تکنیک های مختلفی در هریک از روش های هندسی و دینامیک ژئودزی ماهواره ای توسعه یافته:
- در ژئودزی هندسی ماهواره ای: روشهای استاتیک (مدت اندازه گیری طولانی: از چند ساعت تا چندین ساعت) در مقابل روش های کینماتیک و شبه استاتیک (مدت اندازه گیری کوتاه: تا چند دقیقه)
- در ژئودزی دینامیک ماهواره ای: روش های کمان کوتاه (short arc techniques) در مقابل روش های کمان بلند (long arc techniques) – چند دقیقه در مقابل چندین روز.



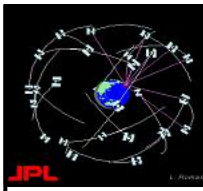
تاریخچه پیشرفت ژئودزی ماهواره ای

- از زمان پرتاب نخستین ماهواره (SPUTNIK-1) به فضا در اکتبر ۱۹۵۷ مبانی تئوری (علمی) و تکنولوژیک درصنعت هوا–فضا و به دنبال آن شاخه هایی از علوم وابسته به این صنعت از جمله ژئودزی ماهواره ای دستخوش تحولات و پیشرفت های زیادی بوه است.
- در بخش ژئودزی ماهواره ای این پیشرفت ها را می توان به فازهای زیر طبقه بندی کرد:
- ۱۹۵۸ تا ۱۹۷۰: ابداع و توسعه تکنیک های نوری–فوتوگرامتری در اندازه گیری به ماهواره ها: محصول این اندازه گیری ها تعیین نخستین ضرایب هارمونیک های کروی در اولین مدل زمین موسوم به GEM (Goddard Earth Model)
- ۱۹۸۰ تا ۱۹۹۰: توسعه تکنیک اندازه گیری با لیزر به ماهواره ها (SLR)، و ماه (LLR) و سیستم TRANSIT. افزایش دقت و سهولت بیشتر اندازه گیری در تکنیک های نوین از یک طرف امکان بهبود دقت و صحت مدل های ژئوپتانسیلی زمین را فراهم کرد و از طرف دیگر اندازه گیری پدیده های دینامیک وابسته به زمین (ژئودینامیک) نظیر دوران زمین، حرکت صفحات تکتونیکی پوسته زمین نسبت به یکدیگر را ممکن ساخت.



تاریخچه پیشرفت در ژئودزی ماهواره ای

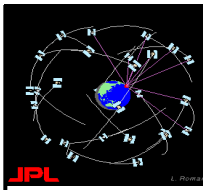
- ۱۹۹۰ تا ۲۰۰۰: این مقطع را می توان فاز شکل گیری سرویس ها ی بین المللی ژئودزی ماهواره ای دانست. سرویس های بین المللی نظیر: IERS، IGS و در سطح ملی شبکه های CORS در امریکا، SOPAC در آلمان.
- ۲۰۰۰ تا کنون: پیشرفت خارق العاده در دقت اندازه گیری بر پایه نتایج تحقیقات انجام شده در ده های پیشین، توسعه سیستم های ماهواره ای نوین نظیر پروژه های GRACE و GOACE و ایجاد افق های جدید در کاربرد روشهای ژئودزی ماهواره ای از ویژگی های این مقطع زمانی است.



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران



علاقه مندی بشر به فضا و مطالعه آن قدمتی به بزرگی تاریخ بشر دارد. ایران نیز از این ویژگی مستثنی نیست. نخستین شواهدی را که درستی این ادعا را در مورد ایرانیان به اثبات می رساند می توان در شاهنامه فردوسی یافت جائیکه کیکاووس با نیروی شاهین های گرسنه به بهشت پرواز می کند:



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران

- مثال ها و شواهد مختلفی در طول تاریخ می توان یافت که موید توجه ایرانیان به فضا و مطالعه آن است. تاسیس رصد خانه مراغه تنها یکی از این شواهد است [4,5]

- ایده استفاده از فضا و تکنولوژی فضایی در ایران به سال ۱۹۵۸ بر می گردد. در این سال ایران به جمع ۱۷ کشوری از دنیا پیوست کمیته همکاری های فضایی را در سازمان ملل متحد ایجاد کردند

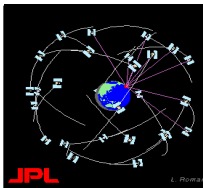
United Nations ad-hoc Committee for International Cooperation

این کمیه بعدها به کیته استفاده صلح آمیز از فضا تغییر نام داد

Committee on Peaceful Uses of Outer Space (COPUOS)

همکاری های ایران با این کمیته از ابتدای عضویت در آن قابل توجه و چشمگیر بوه است. مستندات موجود از دفتر امور فضایی سازمان ملل متحد (UN Office of Outer Space Affairs) این موضوع را تایید می کند.

- انتقال دانش در عرصه تکنولوژی فضایی، تشویق به توسعه و تسهیل فعالیت های فضایی کشور های عضو اهداف COPUOS را تشکیل می دهد.



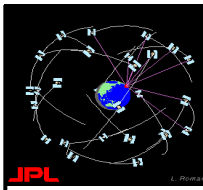
تاریخچه فعالیت های فضایی ایران

- نخستین گام عملی در توسعه تکنولولوژی فضایی در ایران به سال ۱۹۶۹ مربوط می شود. در این سال ایران نخستین ایستگاه زمینی زمینی خود را در اسد آباد تاسیس کرد. این ایستگاه آنتنی به قطر ۳۰ متر است که برقراری ارتباط بین المللی برای این کشور را امکان پذیر کرد.

- به دنبال پرتاب ماهواره Landsat-1 توسط دولت ایالات متحده امریکا و با همکاری این کشور ایستگاه دریافت ماهواره ای ماهدشت Mahdasht Satellite Receiving Station (MSRS) در سال ۱۹۷۲ تاسیس شد. این ایستگاه یکی از ۵ ایستگاه دریافت اطلاعات از این ماهواره در دنیا محسوب می شد. با تاسیس این ایستگاه مرکز سنجش از دور ایران Iranian Remote Sensing Center (IRSC) نیز تاسیس شد. هدف از تاسیس این مرکز پردازش و مطالعه تصاویر دریافتی از این ماهواره بود.

- نخستین محصولات علمی حاصل شناسایی مناطق مستعد زمین لغزش (landslide)، سیل خیز و لرزه خیز همچنین مناطق مناسب و مستعد کشاورزی، توسعه و غیره بود.

- تاسیس ایستگاه ماهدشت نخستین همکاری بین المللی فضایی ایران محسوب می شود.



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران

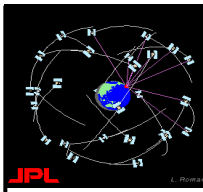
- تلاش ایران برای پیاده سازی و اجرای مستقل پروژه های فضایی به سلسله پهلوی و حکومت رضا شاه پهلوی در سال ۱۹۷۷ مربوط می شود. هدف اصلی از این فعالیت ها ایجاد سیستمی مخابراتی مبتی بر تکنولوژی فضایی است که ماهواره مورد استفاده در آن زهره نامیده شد. علاوه براین، پرتاب ماهواره های تحقیقاتی نیز در این مقطع از تاریخ کشور مورد توجه قرار گرفته ارگان ها و سازمانهای مختلفی را درگیر کرد.

- گرچه شرکای اولیه ایران برای دستیابی به این اهداف را روسیه، چین و هند تشکیل داده اند، در عمل کره شمالی و ایتالیا نخستین کشور هایی بوده اند که مذاکره برای جلب همکاری آنها نتیجه بخش بود.

- طرح تاسیس سازمان فضایی کشور نیز در همین سال (۱۹۷۷) توسط سازمان صدا و سیما تهیه و به سازمان برنامه و بودجه وقت تحویل شد.

- رضا پهلوی که شروع سلطنتش مقارن با عصر فضا (space age) بود با جدیت از مشارکت ایران در COPUOS حمایت می کرد. با وجود این شروع خوب، پس از انقلاب اسلامی در سال ۱۹۷۹ و با شروع جنگ ۸ ساله تحمیلی به ایران فعالیت های فضایی ایران به کندی گرایید. بطوریکه تاسیس سازمان فضایی ایران که در اوایل سال ۱۹۷۷ امکان پذیر بنظر می رسید تا سال ۲۰۰۴ به تعویق افتاد.

- سازمان فضایی ایران (Iranian Space Agency-ISA) در فوریه سال ۲۰۰۴ میلادی تاسیس شد.



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران

- تاسیس سازمان فضایی اقدام عملی موثری در خصوص متمرکز کردن فعالیت های فضایی کشور و در نتیجه تسریع این فعالیت ها چه در زمینه استفاده صلح آمیز از فضا و چه در زمینه توسعه همکاری های بین المللی محسوب می شود. برخی از مسئولیت های تعریف شده در این مقطع برای سازمان فضایی عبارتند از:
  - سیاست گذاری در خصوص کاربرد های تکنولوژی فضایی
  - ساخت، پرتاب و استفاده از ماهواره های تحقیقاتی ملی
  - تایید برنامه های تحقیقاتی موسسات دولتی و خصوصی فعال در عرصه فضا و تکنولوژی فضایی در کشور
  - ایجاد هماهنگی بین دو بخش خصوصی و دولتی در اجرای پروژهای فضایی

- جدول زیر فهرستی از مراکز غیرنظامی که در سیاست گذاری، تحقیق، توسعه و کاربرد صنعت فضایی کشور سهیمند را نمایش می دهد.

- بطور موازی و همزمان با تنظیم و تاسیس ساز و کار لازم برای فعالیت فضایی کشور زیر ساخت های اجرایی مور نیاز نیز در قالب مجموعه برنامه هایی کوتاه مدت، میان مدت و بلند مدت برنامه ریزی شد. جدول بعد جزئیات برنامه ریزی های انجام شده برای ایجاد زمینه لازم جهت تسریع فعالیت های فضایی در ابعاد و زمینه های مختلف در کشور را نمایش می دهد.

تاریخچه فعالیت های فضایی ایران

Table 1
Iranian civil organizations and bodies that play a role in space policy, research, development and applications.

Entity/Organization	Policy making	Research	Development	Applications
Supreme Space Council (SSC)				
Ministry of Communications and Information Technology (Ministry of CIT)				
Iranian Space Agency (ISA)				
Ministry of Science, Research and Technology (Ministry of SRT)				
Ministry of Defense and Armed Forces Logistics				
Ministry of Foreign Affairs				
Ministry of Industries and Mines				
Ministry of Road and Transportation				
Islamic Republic of Iran Broadcasting (IRIB)				
Iranian Research Organization for Science and Technology (IROST)				
Aerospace Research Institute (ARI)				
Electrical and Computer Science Engineering Department (ECEDEP)				
Applied Science and Research Association (ASRA)				
Iran Telecommunication Research Center (ITRC)				
Islamic Republic of Iran Meteorological Organization (IRIMO)				
Iranian National Center for Oceanography (INCO)				
National Committee on Natural Disaster Reduction (NCNDR)				
Geological Survey of Iran (GSI)				
Remote Sensing Administration of ISA				
Mahdasht Space Center (MSC)				
Soil Conservation and Watershed Management Research Center (SCWMRI)				
Research Institute for Astronomy and Astrophysics f Maragheh (RIAAM)				
International Center for Science and High Technology and Environmental Science (ICSHTES)				
Research Institute Applied Physics and Astronomy (RIAPA)				
Institute of Geophysics (Solar Physics and Astronomy Section)				

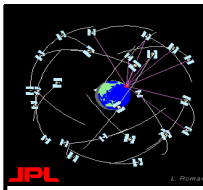
[Source: Author].

تاریخچه فعالیت های فضایی ایران

Table 2
Details of the Iranian satellites.

Satellite	Weight (kg)	Size (cm^3)	Orbit	Mission	Cost (million US$)
Zohreh	na	na	Geo-synchronous	Telecommunications	132
Mesbah [-1]	65	70 × 50 × 50	Sun-synchronous	Store & forward communications	10
SMMS	490	83 × 85 × 133	Sun-synchronous	Remote sensing environmental-monitoring communications	44
Sina-1	160	80 × 130 × 160	Sun-synchronous	Remote sensing disaster monitoring communications	15
Omid	27	40 × 40 × 40	Sun-synchronous	Store & forward communications	~0.5

[Source: Author].



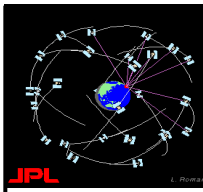
تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(پروژه ماهواره زهره)

- هدف از اجرای پروژه زهره تامین نیاز کشور به ارتباطات ماهواره ای در عرصه مخابرات و telecommunication بوده است.

- این ماهواره، ماهواره ای geostationary است که اهداف مخابراتی مختلفی نظیر دستری سریع به اینترنت، پست الکترونیک و پخش برنامه های رادیویی و تلویزیونی را دنبال می کند.

- فرانسه، آلمان و چین کشورهایی بودند که برای همکاری در ساخت این ماهواره طرف قرارداد این قرار گرفت. به دلیل تحمیل تحریم های بین المللی مذاکرات مذکور به نتیجه ای نیانجامید. نهایتاً روسیه طرف قرارداد فعلی ایران در طراحی و ساخت این ماهواره در پروژه ای به ارزش ۱۳۲ میلیون دلار امریکا است.

- عمر مفید این ماهواره ۱۵ سال تخمین زده می شود.



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(پروژه ماهواره مصباح)

- پروژه ماهواره ای مصباح مستقل از پروژه ماهواره زهره و با هدف بومی سازی دانش فنی در طراحی، ساخت ماهواره های کوچک (micro-satellite) و توسعه همکاری های فضایی بین المللی در سال ۱۹۹۶ و در سازمان تحقیقات ایران در علوم و تکنولوژی (وابسته به وزارت علوم تحقیقات و فن آوری) شکل گرفت.

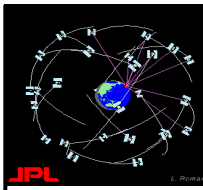
- روسیه نخستین شریک ایران در این پروژه بود که بعدها این همکاری قطع و ایتالیا جایگزین این کشور شد.

- این ماهواره مسئولیت تصویر برداری از زمین در محدوده ایران و برای مقاصر غیر نظامی نظیر شناخت و مطالعه منابع طبیعی و پیش بینی و مطالعات هواشناسی را عهده دار است.

- این ماهواره که در ارتفاع ۹۰۰ کیلومتری از زمین پرواز خواهد کرد با همکاری یک شرکت ایتالیایی با وزن ۶۵ کیلوگرم و در ابعاد ۷۰×۷۰ ×۵۰ سانتی متر مکعب پرواز خواهد کرد. حرکت مداری این ماهواره از ایستگاه کنترل مرکز تحقیقات مخابرات ایران کنترل و ایستگاه پشتیبان آن در شهر میلان ایتالیا خواهد بود.

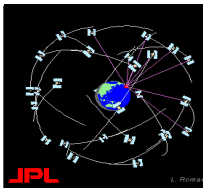
- عمر مفید این ماهواره ۳ سال تخمین زده می شود. با این وجود انتظار می رود تا این ماهواره حداکثر تا ۵ سال عملیاتی باقی بماند.

- ساخت نمونه این ماهواره بین سال های ۱۹۹۹ و ۲۰۰۱ در ایران به اتمام رسید و نخستین ماهواره ای محسوب می شود که در ایران تولید شده است.



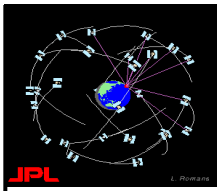
تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(پروژه ماهواره SMMS)

- در آویل سال ۱۹۹۸شش کشور ایران، چین، پاکستان، مغولستان، تایلند و کره جنوبی تفاهم نامه ساخت و پرتاب ماهواره کوچکی چند منظوره (Small Multi-Mission Satellite) را به امضاء رساندند.
- اهداف اولیه در ساخت این ماهواره استفاده از آن در مطالعه سوانح و بلایای طبیعی، سنجش از دور و مطالعات مخابراتی عنوان شده است.
- این ماهواره مسئولیت تهیه تصاویر از زمین در محدوده ایران برای مقاصد غیر نظامی نظیر شناخت و مطالعه منابع طبیعی و پیش بینی و مطالعات هواشناسی را عهده دار است.
- این ماهواره خورشید آهنگ (Sun-synchronous) با وزن ۴۹۰ کیلوگرم است. بنابران در گروه ماهواره های متوسط (Medium Satellite) محسوب می شود. ارتفاع پرواز این ماهواره ۶۵۰ کیلومتر و سهم ایران از مبلغ کل ۴۴ میلیون دلار لازم برای ساخت و پرتاب این ماهواره ۶/۵ میلیون دلار است.
- پرتاب این ماهواره برای سال ۲۰۰۴ میلادی پیش بینی شده بود. با این وجود، به دلایل مختلف پرتاب این ماهواره تا سال ۲۰۰۷ میلادی به تعویق افتاد. در این سال پرتاب این ماهواره بارها توسط ایران، چین و تایلند اعلام شد. با این وجود ابهام هایی در این خصوص وجود دارد[3] .



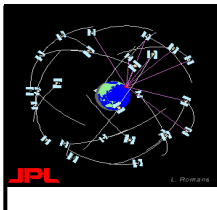
تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(پروژه ماهواره سینا)

- این ماهواره نخستین ماهواره ایرانی محسوب می شود که در سال ۲۰۰۵ توسط روسیه پرتاب و در مدار قرار گرفت.
- کاربردی این ماهواره کوچک شامل مطالعه سوانح و بلایای طبیعی و سنجش از دور است.
- این ماهواره مسئولیت تهیه تصاویر از زمین در محدوده ایران برای مقاصر غیر نظامی نظیر شناخت و مطالعه منابع طبیعی و پیش بینی و مطالعات هواشناسی را عهده دار ا
- این ماهواره با ابعاد ۸۰ × ۱۳۰ ×۱۶۰ سانتیم متر مکعب، ماهواره ای خورشید آهنگ (Sun-synchronous) با وزن ۱۶۰ کیلوگرم است. ارتفاع پرواز این ماهواره ۷۰۰ کیلومتر با مداری قطبی (زاویه میل ۹۸/۱۸ درجه) و پرید گردش ۹۸/۶۴ دقیقه است.
- هزینه ساخت این ماهواره ۱۵ میلیون دلار و توسط کشور روسیه ساخته شده است. با وجود عدم مشارکت ایرانیان در طراحی و ساخت این ماهواره، پروژه سینا تجارب با ارزشی را در زمینه کنترل حرکت مداری ماهواره ها از زمین در پی داشت.
- با پرتاب این ماهواره ایران وارد باشگاه کشورهای صاحب ماهواره شده (جدول بعد را ببینید).



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(پروژه ماهواره امید)

- در دوم فوریه سال ۲۰۰۹ میلادی نخستین ماهواره کاملاً ایرانی به نام امید با پرتابگر سفیر-۲ پرتاب و در مدار قرار گرفت.
- ساخت و پرتاب این ماهواره مخابراتی بزرگترین گام در عرصه فعالیت های فضایی متخصصین ایرانی محسوب می شود.
- این ماهواره مخابراتی مسئولیت جمع آوری و مخابره حجم زیادی از داده را عهده دار است.
- این ماهواره با ابعاد ۴۰ سانتی متر مکعب و وزن ۲۷ کیلوگرم از ماهواره های LEO (Low Earth Orbiting) محسوب می شود. زاویه میل مدار این ماهواره ۵۵/۷۱ درجه، پرید آن ۹۰/۷ دقیقه است. این ماهواره امواج خود را در باند UHF به زمین مخابره می کند.
- اجرای این پروژه شامل فازهای مختلفی شامل طراحی و ساخت بخش الکترونیکی ماهواره، طراحی، ساخت و تست گیرنده و غیره است که دستاورد های متنوعی را برای کشور به ارمغان آورده است.
- بر اساس اعلام رسمی فعالیت ماهواره امید در ۲۴ مارس ۲۰۰۹ یعنی ۵۰ روز پس از پرتاب این ماهواره خاتمه یافت.



تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(مطالعات ژئودتیک)

- استفاده از نخستین گیرنده های سیستم GPS در اندازه گیری شبکه ژئودزی سراسری
- تجهیز تدریجی مراکز اجرایی و علمی به این گیرنده ها
- راه اندازی شبکه IPGN: Iranian Permanent GPS Network در کشور
- مطالعات ژئودینامیک و مدل سازی تغییر شکل
- مدل سازی اتمسفر
- توسعه و راه اندازه شبکه های تعیین موقعیت کینماتیک در کشور: نخستین شبکه، شبکه تعیین موقعیت آنی کینامتیک تهران یا T-NRTK (Real Time Kinematic Network of Tehran) است که به همت شهرداری تهران در دست راه اندازی است.

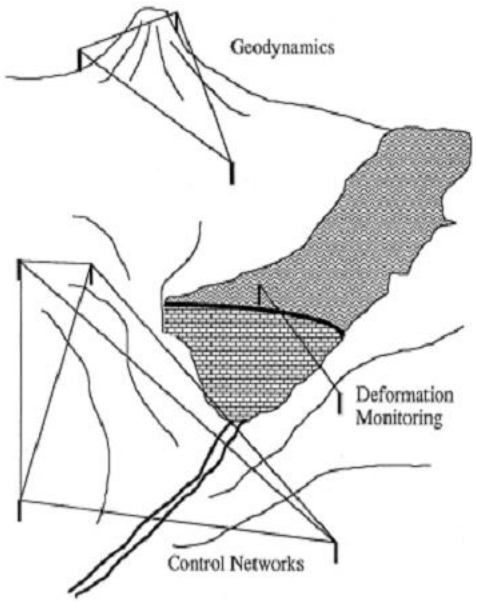
تاریخچه فعالیت های فضایی ایران
(مراکز فعال در مطالعات فضایی در ایران)

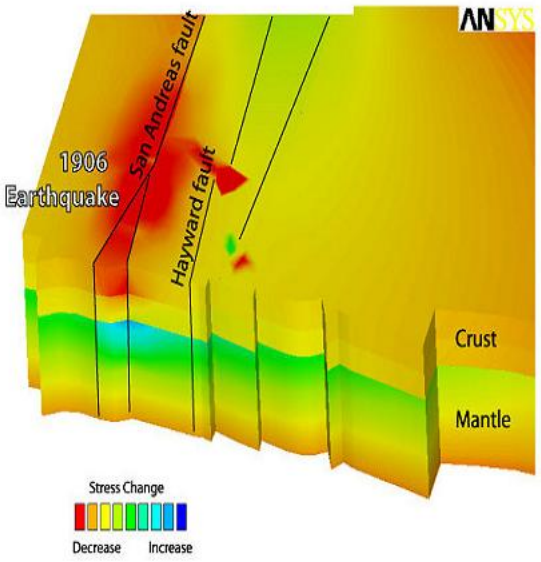
University/Institution	Location	Degree
Sh. Chamran University of Ahvaz	Ahvaz/Khouzestan	
- Physics Department/Remote Sensing Department		B, M
Malek Ashtar University of Technology (MUT)	Isfahan/Isfahan	
- Department of Mechanical and Aerospace Engineering		B, M
University of Isfahan (UI)	Isfahan/Isfahan	
- Surveying Department		B, M
University of Kashan	Kashan/Isfahan	
- Department of Astronomy		B
International Center for Science and High Technology and Environmental Science (ICSHTES)	Kerman/Kerman	
- Research Institute of Environmental Sciences		M
Islamic Azad University of Maragheh	Maragheh/East Azerbaijan	
- Department of Astronomy Physics		B
Research Institute for Astronomy and Astrophysics of Maragheh (RIAAM)	Maragheh/East Azerbaijan	D
Imam Khomeini International University (IKIU)	Qazvin/Qazvin	
- Astronomy and Astrophysics Department		M
Shiraz University	Shiraz/Fars	
- Department of Physics		M, D
Shiraz University of Technology	Shiraz/Fars	
- Faculty of Mechanical Engineering and Aerospace		M, D
Tabriz University	Tabriz/East Azerbaijan	
- Faculty of Human and Social Sciences		M
- Faculty of Electrical Engineering		M, D
- Faculty of Physics		M, D
- Research Institute Applied Physics and Astronomy (RIAPA)		M, D
Aerospace Research Institute (ARI)	Tehran/Tehran	M, D
Alzahra University	Tehran/Tehran	
- Physics Department		M, D
AmirKabir University of Technology (AUT)	Tehran/Tehran	
- Aerospace Engineering Department		B, M
- Physics Department		B, M
Civil Aviation Technology College (CATC)	Tehran/Tehran	
- Aviation Communication Engineering Department		B
Imam Hossein University (IHU)	Tehran/Tehran	
- Department of Aerospace Engineering		B, M
Iran University of Science & Technology (IUST)	Tehran/Tehran	
- Department of Electrical Engineering		B, M, D
Islamic Azad University, Science and Research Branch (SRBIAU)	Tehran/Tehran	
- Department of Aerospace Engineering		B, M
K.N. Toosi University of Technology (KNTU)	Tehran/Tehran	
- Faculty of Aerospace Engineering		B, M
- Construction Department		B, M
- Geodesy and Geomatics Faculty		B, M, D
Shahid Beheshti University (SBU)	Tehran/Tehran	
- Department of Remote Sensing and GIS		M
Sharif University of Technology (SUT)	Tehran/Tehran	
- Department of Aerospace Engineering		B, M, D
Tarbiat Modares University (TMU)	Tehran/Tehran	
- Department of Geography		M
University of Tehran	Tehran/Tehran	
- Institute of Geophysics (Solar Physics and Astronomy Section)		B, M
- Department of Surveying and Geomatics Engineering (Remote Sensing Division)		B, M, D
Institute for Advanced Studies in Basic Science (IASBS)	Zanjan/Zanjan	
- Department of Physics		M, D
University of Zanjan	Zanjan/Zanjan	
- Physics Department		M, D

[Source: Author].

کاربرد های ژئودزی ماهواره ای

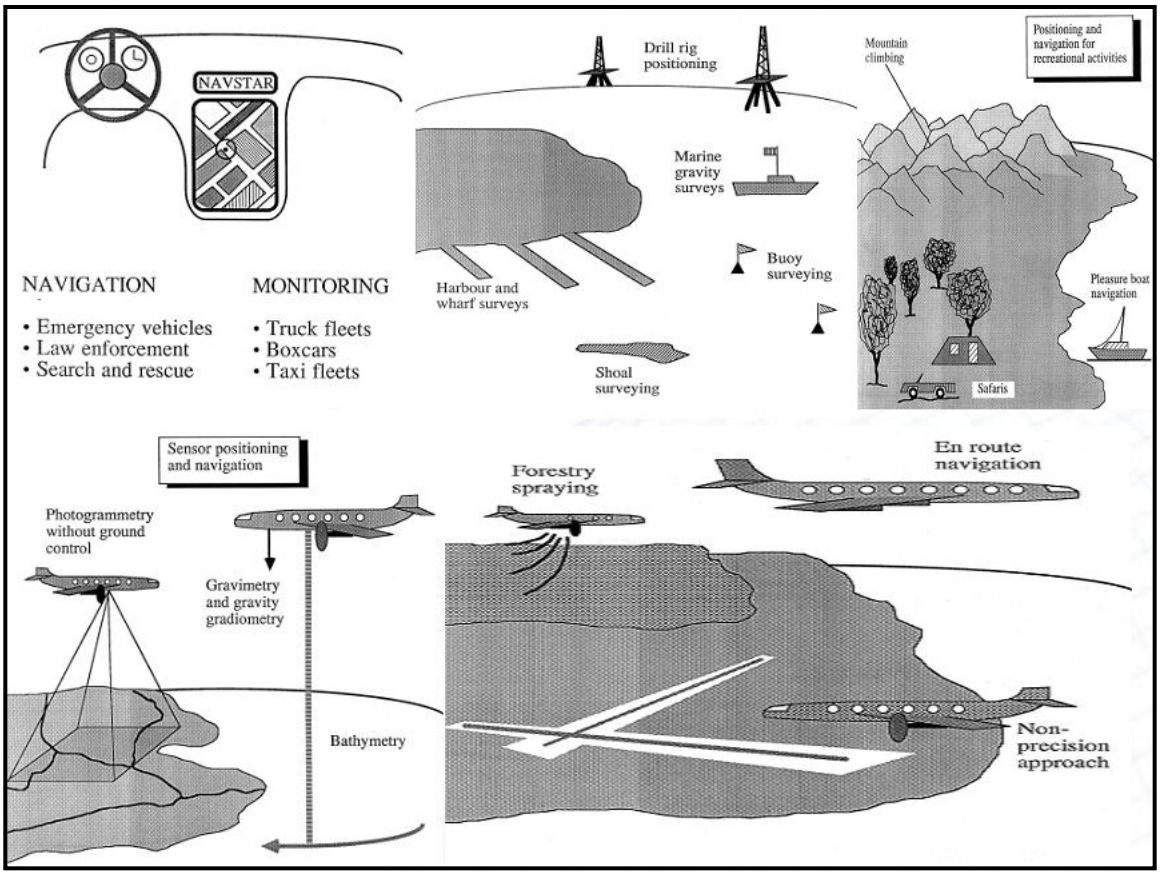
- عوامل موثر بر انتخاب سیستم اندازه گیری ماهواره ای مناسب:
  - دقت قابل حصول
  - هزینه تجهیزات
  - حجم کار مورد نیاز در استفاده از سیستم (پیچیدگی سیستم اندازه گیری در استفاده عملی از سیستم)
- بر مبنای این طبقه بندی کاربردهای متنوعی را می توان برای سیستم های ماهواره ای اندازه گیری برشمرد. این کاربرد ها در دو دسته کلی کابردهای آنی (real-time) و غیر آنی (near real-time) تفکیک می شوند.
- از جمله کاربردهای غیر آنی:
  - مطالعات ژئودینامیک: نظیر مانیتورینگ و مدل سازی حرکات گسل ها، مانیتورینگ و مدل سازی آتش فشان ها، بررسی تغییرات محور دوران و سرعت دوران زمین، مطالعه پدیده زمین ساخت صفحه ای (تکتونیک صفحه ای) و ...
  - تعیین ژئوئید
  - کنترل پایداری سازه ها
  - ایجاد نقاط مبنا در تهیه نقشه های توپوگرافی





کاربرد های ژئودزی ماهواره ای

- از جمله کاربرد های آنی:
  - ناوبری وسایل نقلیه زمینی و هوایی
  - تعیین موقعیت اهداف در حال حرکت (تهیه چارت های دریایی و نقشه های توپوگرافی) و ...
- در مقیاس جهانی (Global Geodesy)
  - تعیین شکل هندسی زمین و میدان ثقل آن
  - تعیین ابعاد بیضوی متوسط زمین
  - تعیین ژئوئید (طول موج های بلند و کوتاه ژئوئید)
  - ایجاد ارتباط بین سطوح مبنای مختلف مورد استفاده با یکدیگر و با بیضوی مبنای WGS-84 (world geodetic datum)
- کاربردهای مهندسی
  - ایجاد شبکه نقاط کنترل ملی
  - ایجاد شبکه های ژئودزی سه بعدی
  - مطالعه دوران زمین و حرکات قطب
  - مطالعه جزر و مد خشکی ها (solid earth tide)

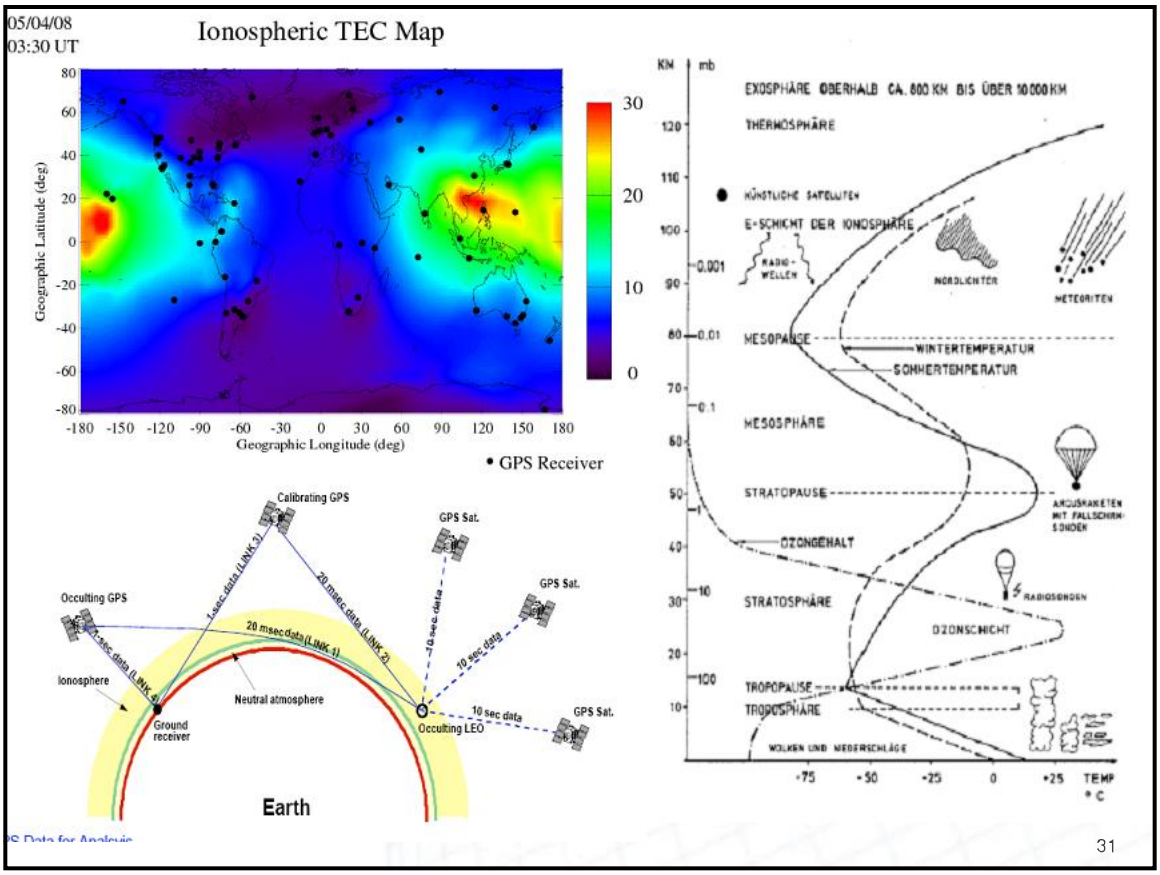


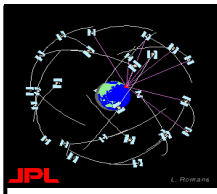


کاربرد های ژئودزی ماهواره ای

- مطالعه تغییر شکل های پوسته زمین و سازهای مهندسی که اطمینان از ایمنی کارکرد آنها الزامی است.
- تهیه نقشه و اطلاعات مکانی مورد نیاز در اجرای یک سیستم اطلاعات مکانی (GIS)
- ایجاد نقاط کنترل زمینی مورد نیاز در فتوگرامتری و سنجش از دور
- تعیین موقعیت سنسور های هوایی نظیر دوربین های عکسبرداری هوایی
- هدایت وسایل نقلیه زمینی، دریایی و هوایی
- تهیه چارت های دریایی در هیدروگرافی

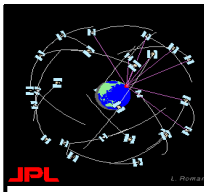
- کاربردهای مدرن
  - توموگرافی جو (تروپوسفر و یونوسفر)
  - تعیین مدار حرکت ماهواره ها
  - اقیانوس نگاری و مطالعه روند ذوب شدن و حرکت توده های یخ در قطب





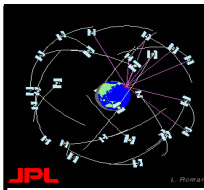
مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- تعیین موقعیت با تکنیک ها و روش های فضایی تفاوت هایی را با روش های کلاسیک تعیین موقعیت در ژئودزی دارد که برخی از آنها عبارتند از:
  - بر خلاف روش های کلاسیک ژئودزی، در ژئودزی ماهواره ای علاوه بر نقاط ساکن (stationary) تعیین موقعیت نقاط متحرک (moving) نیز مد نظر است.
  - در تکنیک های ماهواره ای تعیین موقعیت، موقعیت نقاط معلوم در سیستم مختصاتی غیر متصل به زمین در اختیار کاربران قرار گرفته، علاوه بر این نقاط معلوم دائماً در حرکتند.
  - روش های فضایی تعیین موقعیت علاوه بر اینکه موقعیت نقاط را در هر سه بعد بطور همزمان در اختیار می گذارند، از دقت قابل توجهی نیز نسبت به روش های کلاسیک تعیین موقعیت در ژئودزی بر خوردارند.
- ❖ **مفاهیم تعیین موقعیت** (Concepts of Positioning) در ژئودزی ماهواره ای با مفاهیم مطرح در حوزه تعیین موقعیت در ژئودزی کلاسیک تفاوت هایی دارند.
  - بطوریکه خواهیم دید، منظور از مفاهیم تعیین موقعیت مجموعه مدل ها ی ریاضی و کمیت های مختلف مشاهداتی است که دستیابی به موقعیت دقیق نقاط را امکان پذیر می سازد.



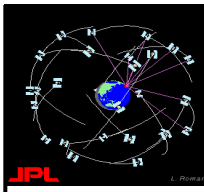
مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- تعیین موقعیت مطلق (Absolute Point Positioning):
  - تعیین موقعیت یک یا مجموعه ای از نقاط نسبت به یک سیستم مختصات مرجع است.
  - در روش های ماهواره ای غالباً از یک سیستم مختصات ژئوسنتریک استفاده می شود (چرا؟).
- تعیین موقعیت نسبی (Relative Point Positioning):
  - تعیین موقعیت یک یا مجموعه ای از نقاط نسبت به یک یا مجموعه ای از نقاط دیگر است.
  - گرچه در برخی منابع از این روش تعیین موقعیت به تعیین موقعیت تفاضلی (differential positioning) یاد می شود، با توسعه سیستم DGPS در منابع جدید از این اصطلاح در ارتباط با تعیین موقعیت نسبی استفاده نمی شود.
  - برخلاف روش های کلاسیک، در تعیین موقعیت نسبی در ژئودزی ماهواره ای از ترکیب های خاصی از مشاهدات استفاده می شود. مزیت استفاده از این روش ایجاد امکان حذف و یا تقلیل اثر تعدادی از منابع خطا است.
- تعیین موقعیت استاتیک (Static Positioning):
  - تکنیک های تعیین موقعیت نقاط ساکن به تعیین موقعیت استاتیک معروفند.



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- تعیین موقعیت به روش استاتیک: به دو روش تعیین موقعیت مطلق و تعیین موقعیت نسبی به این روش تقسیم می شود. بطوریکه خواهیم دید تفاوت بین این دو روش در مدل های ریاضی مورد استفاده و نحوه تعامل با منابع سیستماتیک خطا در آنها است.
- تعیین موقعیت کینماتیک (Kinematic Positioning):
  - تکنیک های تعیین موقعیت نقاط متحرک به تعیین موقعیت کینماتیک معروفند.
  - این تکنیک ها در تعیین موقعیت اجسام متحرک (اتومبیل – هواپیما) کاربرد گسترده ای دارند.
  - تعیین موقعیت به روش کینماتیک نیز به دو روش تعیین موقعیت مطلق و تعیین موقعیت نسبی تقسیم پذیر است. بطوریکه خواهیم دید تفاوت بین این دو روش در مدل های ریاضی مورد استفاده و نحوه تعامل با منابع سیستماتیک خطا در آنها است.
  - مقایسه روش های نسبی و مطلق:
    - ✓ چنانکه در ژئودزی کلاسیک دیده ایم تعیین موقعیت مطلق پیچیده تر از تعیین موقعیت نسبی است: تعیین موقعیت مطلق مستلزم انجام کار نجومی است در حالیکه در صورت وجود دید بین نقاط، موقعیت نسبی نقاط با اندازه گیری بردار های نسبی وضعیت (طول و زاویه) نقاط امکان پذیر است.



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

✓ در روش های ماهواره ای ژئودزی نیز تعیین موقعیت مطلق نقاط پیچیده تر از تعیین نسبی موقعیت آنها است. این امر ناشی از پیچیدگی های موجود در مدل های ریاضی و منابع بایاس (خطاهای سیستماتیک) در روش های ماهواره ای تعیین موقعیت است. این پیچیدگی ها سطح دقت قابل حصول از سیستم های ماهواره ای را به روش مطلق در مقایسه با روش نسبی با محدودیت هایی مواجه می کند.

❖نرم افزار های تجاری تعیین موقعیت غالباً بر مبنای روش نسبی تعیین موقعیت کار می کنند.

➢ تعیین موقعیت مطلق (نقطه ای) در ژئودزی ماهواره ای:

شکل ۱

➢ هدف تعیین بردار موقعیت $\mathbf{r}^j$ ایستگاه (آنتن) بر روی زمین است.

➢ ساده ترین فرم مدل ریاضی در تعیین موقعیت نقطه ای عبارت است از:

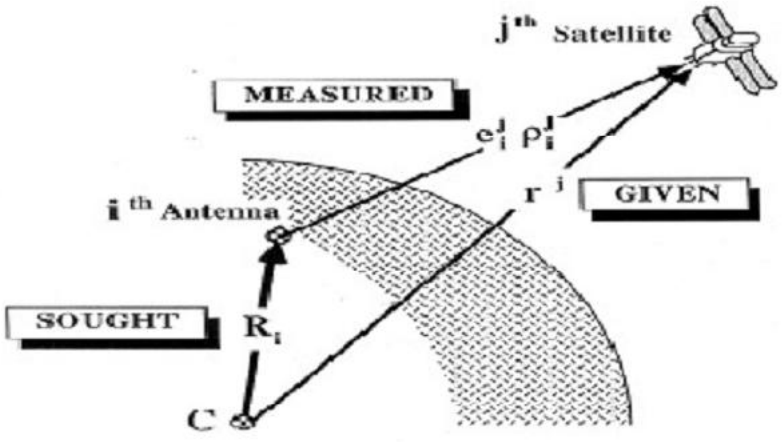
$$\mathbf{R}_i = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_i^j \rho_i^j$$

بردار موقعیت ماهواره: $\mathbf{R}_i$

بردار نسبی موقعیت ایستگاه نسبت به ماهواره: $\mathbf{e}_i^j \rho_i^j$



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

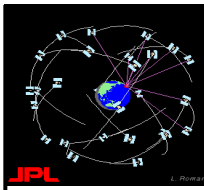


$$\mathbf{R}_i = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_i^j \rho_i^j$$

$\mathbf{R}_i$ is the position vector of the i th antenna

$\mathbf{r}^j$ is the position vector of the j th satellite

$\mathbf{e}_i^j \rho_i^j$ is the range vector between the two.

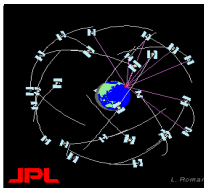


مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- موقعیت ماهواره از طریق امواجی که از فرستنده ی مستقر در ماهواره به گیرنده های زمینی مخابره می شود در اختیار کاربران سیستم قرار می گیرد. اطلاعات مدوله شده بر امواج ارسالی که به امواج حامل معروفند از دو بخش تشکیل می شود:

- موقعیت مداری ماهواره (که در قالب مجموعه ای از مختصات منحنی الخط ارائه می شود)
- زمان ارسال موج (که قالباً در قالب یک کد زمانی-time code- ارسال می شود)

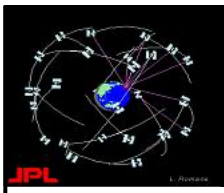
- در سیستم های اندازه گیری (ماهواره ای) مختلف این امواج غالباً در طیف امواج الکترومغناطیس تولید و از ماهواره به زمین مخابره یا ارسال می شوند:
  - در سیستم GPS: این امواج در باند L (فرکانس های ۱/۵و ۱/۲ گیگا هرتس)
  - در سیستم داپلر: از فرکانس های رادیویی VHF و UHF
  - در سیستم های LLR و SLR: از امواج لیزر



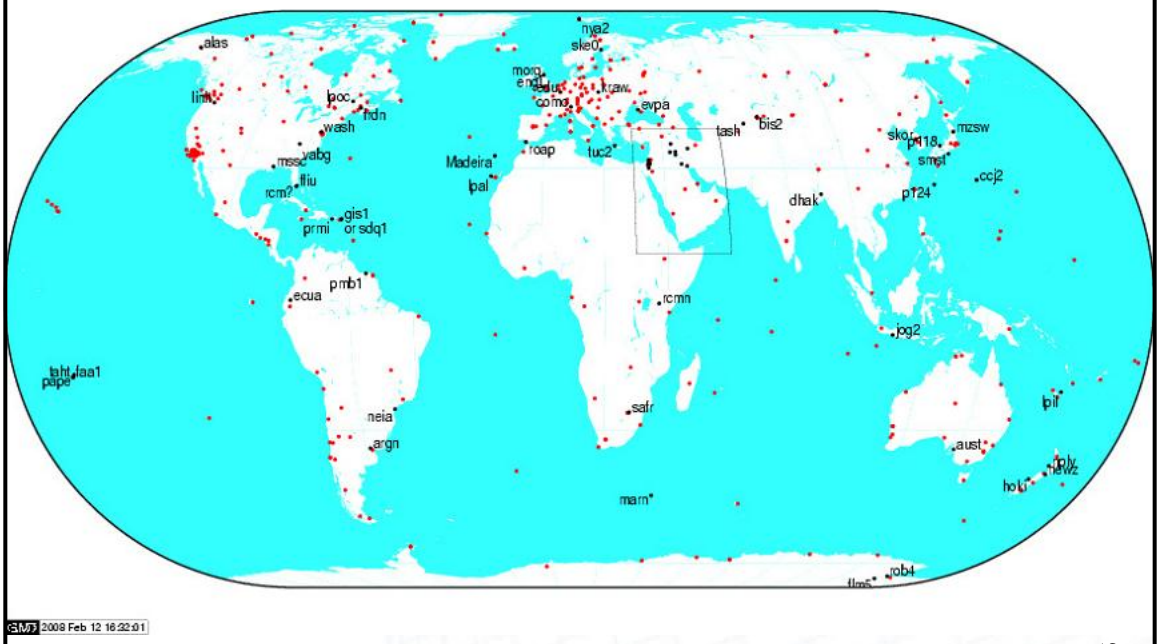
مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

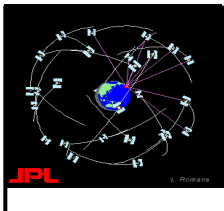
- موقعیت ماهواره ها توسط سازندگان سیستم تعیین و پیش بینی شده و در اختیارکاربران قرار می گیرد
  - کاربران سیستم هیچ کنترلی بر روی دقت موقعیت های مخابره شده ندارند.
  - به لحاظ نظامی بودن ماهیت برخی از سیستم های تعیین موقعیت ماهواره ای نظیر GPS کشور های سازنده عمداً موقعیت دقیق ماهواره های را در اختیار کاربران غیر نظامی سیستم قرار نمی دهند.
  - بنابراین خطای موقعیت ماهواره ها یکی از منابع مهم خطا در استفاده از سیستم های ماهواره ای با کاربرد ناوبری (navigation) – تعیین موقعیت آنی-است (نظیر GPS) است.

- برای رفع این مشکل کاربران غیر نظامی سیستم از طریق شبکه ای از ایستگاه های دائم (Permanent Station) موقعیت دقیق ماهواره ها را محاسبه و برای استفاده در کابرد های دقیق علمی و مهندسی –به صورت غیر آنی (Post Mission)- در اختیار کاربران غیر نظامی می گذارند (شکل ۲)



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای



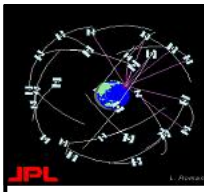


مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- در سیستم GPS این شبکه از نقاط ردیابی (tracking stations) به شبکه بین المللی GPS برای مقاصد ژئودینامیک: International GNSS Service for Geodynamics معروف است.

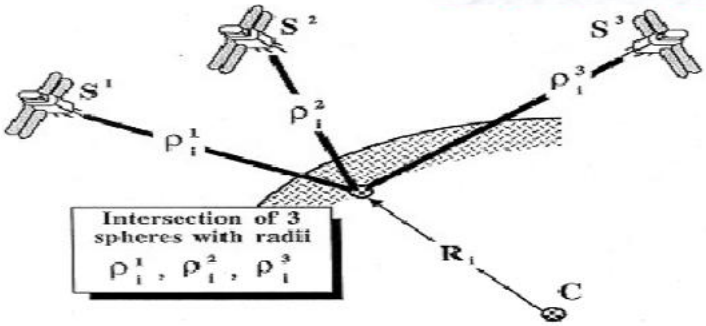
- تعیین موقعیت دقیق مداری ماهواره ها تنها یکی از اهداف ایجاد این شبکه است. با ایجاد این شبکه تدریجاً طیف وسیعی از مطالعات ژئودزی که تنها در مقیاس جهانی و منطقه ای امکان پذیر است ممکن شد. از جمله این مطالعات می توان به بررسی خواص فیزیکی جو بالا، مطالعه جو پائین (تروپوسفر)، مطالعه پدیده های مختلف ژئودینامیک نظیر زلزله، آتش فشان، حرکات تکتونیکی و ... اشاره کرد.

- یک نکته دیگر در خصوص مدل ریاضی تعیین موقعیت مطلق نحوه اندازه گیری فاصله بین ماهواره و گیرنده است. به طوریکه خواهیم دید فاصله بین ماهواره و گیرنده از طریق اندازه گیری زمان حرکت سیگنال ارسالی از ماهواره و یا اندازه گیری باقیمانده فاز این امواج در لحظه دریافت و حل یا تعیین تعداد سیکل های (طول موج های) کامل امواج الکترومغناطیس ارسالی تعیین می گردد.



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

❖ با توجه به مدل ریاضی تعیین موقعیت مطلق به نظر می رسد که اندازه گیری فاصله آنتن به حداقل سه ماهواره برای تعیین موقعیت مطلق آنتن الزامی است. خواهیم دید که تعیین موقعیت ایستگاه زمینی مستلزم اندازه گیری به حداقل چهار ماهواره است.

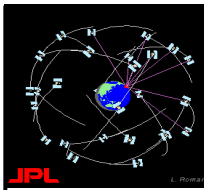


KNOWN: $\mathbf{r}^1, \mathbf{r}^2, \mathbf{r}^3$

OBSERVED: $\rho_i^1, \rho_i^2, \rho_i^3$

SOUGHT: $\mathbf{R}_i$

$$\| \mathbf{r}^j - \mathbf{R}_i \| = \rho_i^j \qquad j = 1,2,3$$



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

❖ تاکید بر این موضوع که رابطه قبل ساده ترین فرم مدل ریاضی در تعیین موقعیت مطلق است. در عمل امواج الکترومغناطیس ارسالی از ماهواره ها تحت تاثیر خواص فیزیکی لایه مختلف جو متاثر از تاثیرات سیستماتیکی هستند که رسیدن به مختصات دقیق آنتن مدل کردن آنها و در نتیجه توسعه مدل ریاضی فوق را ایجاب می کند. به عبارت دیگر در عمل:

$$\mathbf{R}_i = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_i^j \rho_i^j + \underbrace{\cdots\cdots\cdots\cdots}_{\text{ترم های دیگر}}$$

➢ تعیین موقعیت نسبی در ژئودزی ماهواره ای:

➢ برخلاف تعیین موقعیت مطلق، در تعیین موقعیت نسبی بردار نسبی موقعیت نقاط تعیین می شود:

تعیین $\Delta X_{ij}, \Delta Y_{ij}, \Delta Z_{ij}$ بجای تعیین X_j, Y_j, Z_j

مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

➢ برای این کار در عمل از روابط تعیین موقعیت مطلق استفاده می شود (شکل ۳):

$$\mathbf{R}_1 = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_1^j \rho_1^j$$

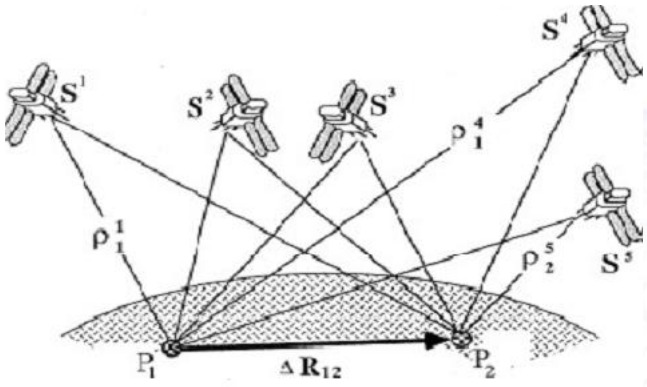
$$\mathbf{R}_2 = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_2^j \rho_2^j$$

$$\Delta\mathbf{R}_{12} = \mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1 = \Delta\mathbf{e}_{12}^j \rho_{12}^j$$

❖ در تعیین موقعیت نسبی اثر منابع سیستماتیک خطا حذف و یا به شکل قابل ملاحظه ای کاهش می یابد. بدین لحاظ، تعیین موقعیت نسبی دقیق تر و ساده تر از تعیین موقعیت مطلق به نظر می رسد.

❖ با توجه به مدل ریاضی تعیین موقعیت نسبی به نظر می رسد که اندازه گیری فاصله آنتن به حداقل سه ماهواره برای تعیین موقعیت نسبی آنتن الزامی است. خواهیم دید که تعیین موقعیت نسبی ایستگاه زمینی مستلزم اندازه گیری به حداقل چهار ماهواره است.

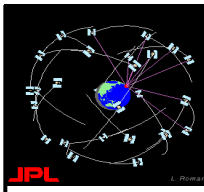
مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای



Conceptually: $\mathbf{R}_1 = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_1^j \rho_1^j$

$\mathbf{R}_2 = \mathbf{r}^j - \mathbf{e}_2^j \rho_2^j$

$\Delta\mathbf{R}_{12} = \mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1 = \mathbf{e}_1^j \rho_1^j - \mathbf{e}_2^j \rho_2^j = \Delta\mathbf{e}_{12}^j \rho_{12}^j$



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- هندسه تعیین موقعیت (Geometry of Positioning):
  - مشابه آنچه که در ژئودزی کلاسیک ملاحظه شده است دو عامل اساسی بر دقت موقعیت یک نقطه موثرند:

❑ دقت اندازه گیری:

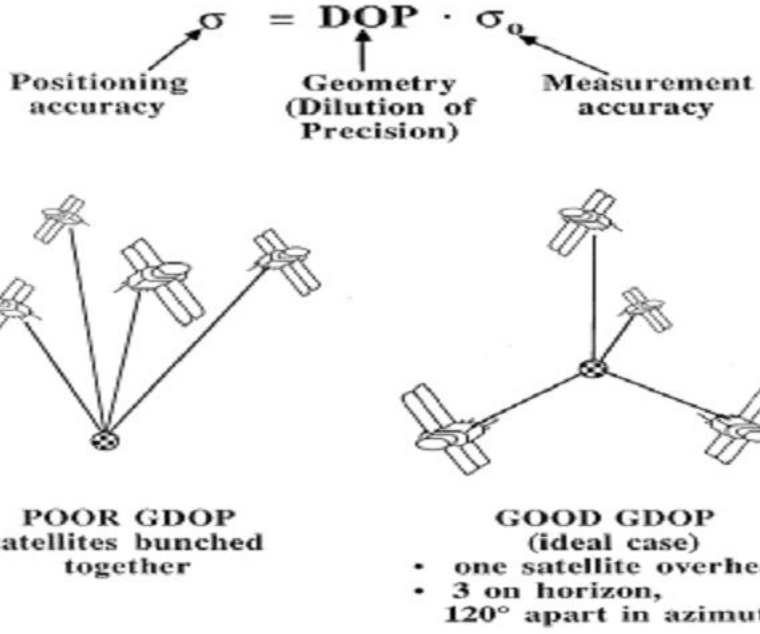
- دقت اندازه گیری در سیستم های مختلف اندازه گیری ماهواره ای متفاوت است.
- در یک سیستم واحد ممکن است کمیت های مختلفی برای اندازه گیری وجود داشته باشد که با دقت های متفاوتی قابل اندازه گیری هستند. به عنوان مثال در سیستم GPS کمیت های قابل اندازه گیری فاز و کد است که دقت اندازه گیری فاز به مراتب بیشتر از دقت اندازه گیری کد است.

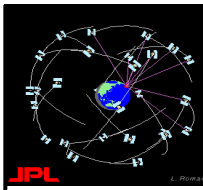
❑ هندسه تعیین موقعیت:

- اثر هندسه اندازه گیری در ژئودزی ماهواره ای کاملاً شبیه اثر هندسه اندازه گیری در ژئودزی کلاسیک است (شکل ۴).



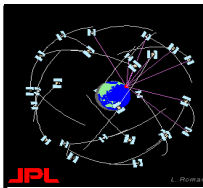
مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای





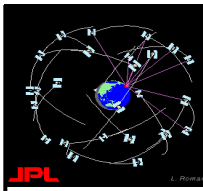
مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- موقعیت نقاط تنها در قالب و چهارچوب یک سیستم مختصات قابل تعریف و تعیین است. به عبارت دیگر یک سیستم مختصات جزیی جدا نشدنی از مختصات است.
- در خصوص سیستم های مختصات، در ژئودزی ماهواره ای توجه به دو نکته ضروری است:
  - در کلیه روش های تعیین موقعیت پارامتر های معلوم و مشاهدات می بایست الزاماً در سیستم مختصات واحد بیان گردند.
  - دستیابی به دقت های بالا در روش های ماهواره ای تعیین موقعیت ایجاب می کند که سیستم های مختصات نیز با دقتی بالا (با دقتی بهتر از دقت مورد نظر در دستیابی به موقعیت نقاط) تعیین گردند.
- در روشهای ماهواره ای ژئودزی غالباً با سیستم های مختصات متفاوتی مواجهیم:
- بنابراین ضروری است که با مدل های ریاضی مربوط به نحوه تبدیل مختصات از یک سیستم به سیتم دیگر آشنایی داشته باشیم
- در جلسه آینده ضمن مرور سایر مفاهیم مرتبط با تعیین موقعیت به بررسی جزیی تر این دو موضوع می پردازیم



مفاهیم تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

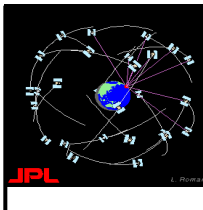
- جلسه گذشته :
- تفاوت های تکنیک های تعیین موقعیت (مطلق و نسبی) در دو روش کلاسیک و ماهواره ای تعیین موقعیت مورد بررسی قرار گرفت.
- مدل های ریاضی اولیه ای جهت تعیین موقعیت مطلق و نسبی به روش ماهواره ای ارائه شد.
- ضمن اشاره به تفاوت های موجود بین شرایط واقعی اندازه گیری از یک طرف و فرضیات مورد استفاده در این مدل ها از طرف دیگر به موارد متعددی که این فرم ریاضی سازی (mathematical abstraction) شده از شرایط واقعی اندازه گیری را بسیار ایده آل و دور از واقعیت می نماید بطور گذرا مورد بحث قرار گرفت.
- در این ارتباط، همچنین دیدیم که بر خلاف روش های کلاسیک تعیین موقعیت در ژئودزی؛ در مدل های ریاضی مورد استفاده در روش های ماهواره ای (کینماتیک و استاتیک) اجزاء مختلف مدل در سیستم های مختصات متفاوتی معلومند. بنابراین:
  - اولا: در ژئودزی ماهواره ای با سیستم های مختصات مختلفی مواجهیم
  - ثانیا: برای ایجاد امکان استفاده از مدل های مذکور ناگزیریم تا ضمن شناخت این سیستم ها روابط بین آنها را بخوبی (در حد دقت های بالای مورد انتظار در روش های ماهواره ای) شناخته تا بتوانیم اجزاء مختلف این مدل ها را در سیستم مختصاتی واحد بیان و استفاده ی از آنها را ممکن سازیم.



سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

- علاوه بر موارد فوق، جلسه ی گذشته به این نکته ی مهم نیز اشاره شد که بر خلاف روش های کلاسیک تعیین موقعیت در ژئودزی، در روش های ماهواره ای به دلایل مختلف نظیر تاثیر حرکت روزانه زمین بر انداز ه گیری ها با زمان و اندازه گیری آن مواجهیم.

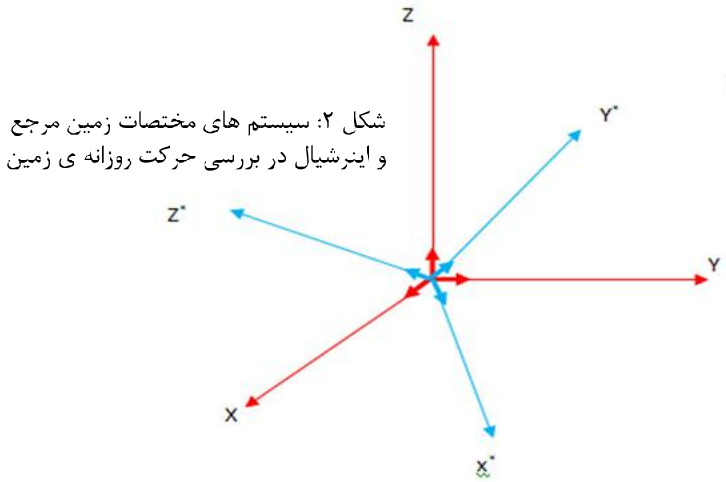
- در این جلسه:
- دلایل نیاز به استفاده از سیستم های مختصات مختلف در ژئودزی ماهواره ای را بررسی خواهیم کرد. برای انجام این کار از مبانی تئوریکی که در ژئودزی I و در ارتباط با حرکات روزانه و سالیانه زمین مفصل مورد بررسی قرار گرفت استفاده خواهیم کرد.
- در ادامه مشخصات سیستم های مختصات مختلف مورد استفاده در ژئودزی ماهواره ای را مرور خواهیم کرد.
- علاوه بر این روابط تبدیل بین این سیستم ها را خواهیم شناخت.



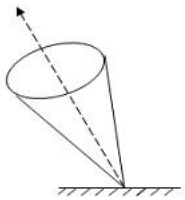
مروری بر مشخصات حرکت روزانه ی زمین

- فرضیات مورد استفاده در بررسی حرکت روزانه ی زمین:
- در بررسی حرکت روزانه ی زمین، با فرض صلب بودن زمین از مدل فیزیکی ژیروسکوپ (شکل ۱) استفاده کردیم.
- علاوه بر این با کروی در نظر گرفتن زمین، از گشتاور نیروهای خارجی موثر بر ژیروسکوپ زمینی اجتناب شد.
- برای بررسی مساله، دو سیستم مختصاتی را که یکی حول محوری نسبت به دیگری در حال دوران فرض می شود (به ترتیب سیستم های مختصات بدون ستاره و ستاره دار در شکل ۲) معرفی شد.
- در آنجا به ماهیت یا خصوصیات این دو سیستم هیچ اشاره ای نشد. با این وجود، از آنجا که بررسی حرکت روزانه زمین می تواند از منظر دو ناظر متفاوت: یکی ناظری که با زمین در حال دوران است و دیگری ناظری که با زمین در این حرکت شرکت نمی کند، بررسی گردد؛ استنباط این نکته که سیستم مختصات ستاره دارسیستمی متصل به زمین (Earth Fixed) و دیگری جدا از زمین است دور از انتظار نبود.
- علاوه براین از فیزیک به خاطر داریم که سیستم مختصاتی با خصوصیات سیستم ثابت مورد بحث – سیستم مختصات بدون ستاره– (به طور دقیقتر سیستم مختصاتی که ثابت است و یا با سرعتی ثابت در حرکت است) به سیستم مختصات اینرشیال مو سوم است.

مروری بر مشخصات حرکت روزانه ی زمین



شکل ۲: سیستم های مختصات زمین مرجع و اینرشیال در بررسی حرکت روزانه ی زمین



شکل ۱: ژیروسکوپ

مروری بر مشخصات حرکت روزانه ی زمین

- دیدیم که تغییرات زمانی برداری دلخواه مانند $\underline{A}$ در این دو سیستم: $d\underline{A}/dt$ و $d^*\underline{A}/dt$ با رابطه ی زیر به هم مربوطند:

$$d\underline{A}/dt = d^*\underline{A}/dt + \underline{\omega}\times\underline{A} \qquad (1)$$

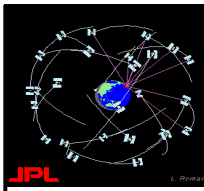
- به این ترتیب با استفاده از قوانین حرکت دورانی یک جسم صلب در سیستم مختصاتی ثابت:

$$d\underline{L}/dt=\underline{N},\ \underline{L}=\underline{I}.\ \underline{\omega} \qquad (2)$$

- که در آن $\underline{L}$ اندازه حرکت زاویه ای، $\underline{N}$ گشتاور برآیند وارد بر جسم، $\underline{I}$ ماتریس ممان اینرسی جسم در حال دوران و $\underline{\omega}$ بردار دوران (شامل بزرگی سرعت دوران و امتداد محور دوران) است، به معادلات دیفرانسیل حاکم بر این حرکت دورانی (معادلات دیفرانسیل اولر) رسیدیم:

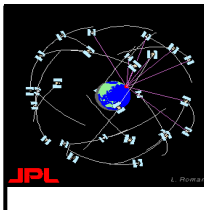
$$\underline{N}=\underline{I}.\ d\ \underline{\omega}\ /dt+\ \underline{\omega}\times(\underline{I}.\ \underline{\omega}) \qquad (3)$$

- برای رسیدن به این رابطه همچنین فرض شد که محور های سیستم مختصات ستاره دار منطبق بر محور های ماکزیمم اینرشیای زمین (سیستمی که محور های آن امتداد بردار های ویژه ماتریس ممان اینرسی زمین است) باشد.



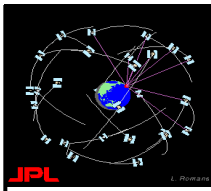
مروری بر مشخصات حرکت روزانه ی زمین

- با توجه به اینکه تحت فرضیات قبل: $\underline{N}=\underline{0}$، به معادلات دیفرانسیل نوتیشن آزاد زمین رسیدیم:
  - $\underline{I}.\ d\ \underline{\omega}\ /dt+\ \underline{\omega}\times(\underline{I}.\ \underline{\omega})=\underline{0}$ (4)
- از حل این دستگاه معادلات دیفرانسیل به نتایج مختلفی می توان رسید:
- محور دوران زمین (محور z^* در شکل ۲) حرکتی مخروطی شکل نسبت به سیستم مختصات ثابت تجربه می کند.
- فرضیات مورد استفاده پرید ۳۰۵ روزه ای را برای این تغییرات پیش بینی می کند (پرید اولر)- اگرچه این دوره تناوب برای زمین واقعی تقریبا ۴۰٪ بزرگتر و برابر ۴۳۵ روز است (پرید چندلر).
- با مشتق گرفتن از رابطه ی $d\underline{r}/dt = d^*\underline{r}/dt + \underline{\omega}\times\underline{r}$ که در آن $\underline{r}$ بردار موقعیت مطلق یک نقطه در شکل ۲ فرض می شود دیدیم که قانون دوم نیوتن در سیستم مختصاتی در حال دوران به فرم زیر در می آید:
  - $m\ d^{2*}\underline{r}/dt^2 = m\ d^2\underline{r}/dt^2 - m\ \underline{\omega}\times(\underline{\omega}\times\underline{r}) - 2m\underline{\omega}\times d^*\underline{r}/dt - m\ d\underline{\omega}/dt\times\underline{r}$ (5)
  - بنابراین قانون دوم نیوتن در سیستم مختصاتی غیر اینرشیال بر قرار نیست.



مروری بر مشخصات حرکت سالیانه ی زمین

- اکنون این پرسش مطرح است که روش های تعیین موقعیت در ژئودزی هندسی ماهواره ای چگونه تحت تاثیر این نتایج قرار می گیرد؟
- پیش از پاسخ دادن به این پرسش لازم است تا مروری بر برخی مشخصات حرکت سالیانه زمین نیز داشته باشیم.
- در ژئودزی I و در بررسی دلایل لزوم مطالعه حرکت سالیانه زمین به این نکته اشاره شد که سیستم های ماهواره ای اندازه گیری مبتنی بر قوانین حاکم بر حرکت سماوی سیارات بدور خورشید طراحی می شوند. بنابراین در استفاده از این سیستم ها ضروری است که با این قوانین و نتایج منتج از آنها آشنایی داشته باشیم.
- در این بررسی از دو فرض پایه زیر استفاده شد:
- میدان جاذبه زمین میدانی شعاعی در نظر گرفته شد. به عبارت دیگر از واقعیت هایی نظیر فشردگی زمین در قطبین و برآمدگی آن در استوا، همچنین تغییرات جانبی دانسیته در زمین چشم پوشی شد.
- با توجه به فاصله زیاد اجرام سماوی (در اینجا فاصله ی زمین از خورشید) می توان جرم این اجرام را متمرکز در مرکز ثقل آنها در نظر گفت.
- از اثر جاذبه ی سایر اجرام سماوی و به ویژه ماه (به واسطه ی فاصله کمتر ماه نسبت به زمین در مقایسه با سایر اجرام سماوی در منظومه ی شمسی) صرفنظر شد.



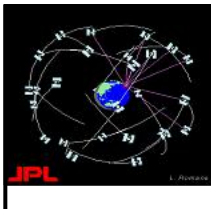
مروری بر مشخصات حرکت سالیانه ی زمین

- دقت کنید در بررسی حرکت مداری ماهواره ها به دور زمین به کمک قوانین مکانیک سماوی، علاوه بر فرضیات فوق می بایست از اثر سایر عوامل موثر نظیر نیروهای غیر جاذبی موثر بر این حرکت (اصطحکاک اتمسفر، تشعشعات خورشیدی و ...) نیز چشم پوشی کرد.
- در بررسی حرکت مداری ماهواره ها به دور زمین و یا در بررسی حرکت سالیانه زمین به دور خورشید، هیچیک از فرضیات فوق در شرایط واقعی برقرار نیست. بنابراین، نتیجه حاصل از چنین مطالعه ای صرفا می تواند به تخمینی از مرتبه اول برای موقعیت مداری زمین (و یا یک ماهواره) منجر گردد: موقعیت مداری زمین (ماهواره) به طور تقریبی تعیین می شود
- در بررسی حرکت سالیانه ی زمین، مطابق شکل ۳ از قوانین نیوتن:

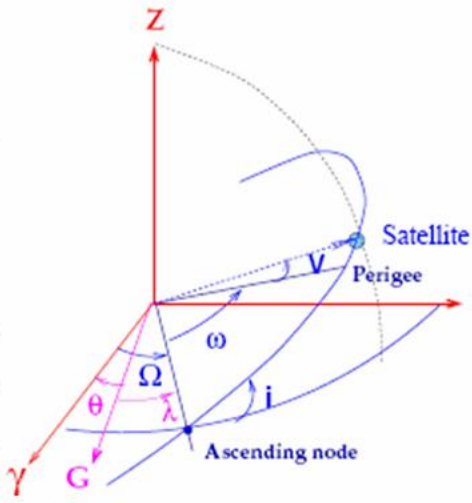
$$K=-GMm/r^2 \;\&\; \underline{K}=m(\text{or } M)d^2\underline{r}/dt^2 \qquad (6)$$

- کمک گرفته این حرکت را در سیستم مختصات نمایش داده شده در این شکل بررسی نمودیم.

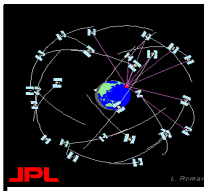
- بنابراین مطابق با رابطه ی (۵)، حرکت سالیانه زمین در سیستم مختصاتی اینرشیال مورد بررسی قرار می گیرد. در چنین سیستمی، حرکت سیارات به دور خورشید (و به تبع آن حرکت ماهواره ها به دور زمین در سیستم های ماهواره ای اندازه گیری) از خصوصیات زیر برخوردار است:



مروری بر مشخصات حرکت سالیانه ی زمین



a = orbital semi-major axis
e = eccentricity
i = inclination
ω = argument of perigee
Ω = arg. ascending node (Aries)
λ = arg. ascending node (Greenwich)
T = perigee passing time
M = mean anomaly
V = true anomaly
θ = sidereal time



مروری بر مشخصات حرکت سالیانه ی زمین

- حرکت مداری زمین به دور خورشید (ماهواره به دور زمین) در صفحه ای رخ می دهد که توجیه آن نسبت به سیستم مختصات اینرشیال مورد بحث مطابق شکل ۳ با دو زاویه ی Ω و i تعیین می گردد:

$$C_1Z+C_2X+C_3Y=0 \qquad (7)$$

در این رابطه:

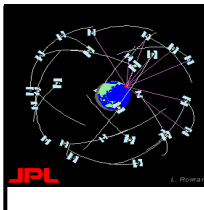
$$C_1/N=\cos(i),\ C_2/N=\sin(\Omega)\sin(i),\ C_3/N=-\cos(\Omega)\sin(i),\ N=(C_1^2+C_2^2+C_3^2)^{(1/2)}$$

- زاویه ی i میل اکلیپتیک (صفحه ی مداری حرکت ماهواره در بررسی حرکت مداری آن) و Ω به right ascension نقطه ی اوج نامیده می شوند.
- با تعریف سیستم مختصات کارتزینی خاص در صفحه ی مدار حرکت زمین به دور خورشید (ماهواره به دور زمین) توانستیم نشان دهیم که این حرکت در مداری بیضوی شکل صورت می پذیرد. پارامترهای مدار بیضی حرکت زمین (ماهواره) با روابط زیر قابل بیان است:

$$r=p/(1+e\cos(\chi-\omega)) \qquad (8)$$

که در آن:

$$p=p_1^2/GM,\ e^2=1+p_1^2p_3/G^2M^2,\ p_3=-GM/a,\ \chi=\upsilon+\omega.$$

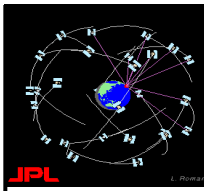


مروری بر مشخصات حرکت سالیانه ی زمین

- به کمک این سیستم مختصات خاص که محور افق آن(ξ) از نقطه Perihelion (در مورد ماهواره Perigee) عبور کرده و محور قائم آن (η) سیستمی راست دست را تشکیل می داد، مطابق شکل ۳ موقعیت مداری زمین به دور خورشید با شش پارامتر زیر در هر لحظه از زمان (و البته تحت مفروضات بالا) قابل تعیین است:

$$a,\ e,\ i,\ \Omega,\ \omega,\ \upsilon \qquad (9)$$

- دیدیم که مجموعه مختصات منحنی الخط فوق را به پارامترهای مداری یا پارامترهای کپلری در حرکت مداری زمین به دور خورشید می نامند.
- در حرکت مداری ماهواره های سیستم های ماهواره ای، موقعیت ماهواره ها به عنوان نقاط معلوم در قالب همین پارامتر ها در اختیار کاربران این سیستم های قرار می گیرد.
- بنابراین: (دلایل استفاده از سیستم های مختصات مختلف در ژئودزی ماهواره ای)
- از آنجا که قوانین نیوتن در مکانیک کلاسیک (روابط ۶) تنها در سیستم مختصاتی اینرشیال برقرارند و به کمک این قوانین است که موقعیت مداری ماهواره ها (در تقریب مرتبه اول) در چنین سیستم مختصاتی تعیین می شود، در ژئودزی ماهواره ای با سیستم های مختصات اینرشیال سروکار داریم.



سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

- از طرف دیگر به منظور ایجاد امکان استفاده از مختصات تعیین شده در بررسی پدیده های مختلف مرتبط با زمین، همچنین ایجاد امکان استفاده از این مختصات در پروژه های مهندسی به سیستم مختصاتی متصل به زمین نیاز است. محور Z در چنین سیستمی معمولا مبتنی بر محور دوران زمین است.
- علاوه بر این چنانکه از بررسی حرکت سالیانه ی زمین ملاحظه شد، موقعیت مداری زمین (ماهواره ها) بر حسب مختصات منحنی الخطی تعیین می گردد که مبتنی بر سیستم مختصاتی خاص است که در صفحه ی مدار حرکت زمین (ماهواره) تعریف می شود (سیستم مختصات ξ η).
- نکته ی آخر اینکه تحلیل پدیده های منطقه ای و محلی تنها از طریق در اختیار داشتن مختصات و تغییرات آن در سیستم مختصاتی توپوسنتریک امکان پذیر است. بنابراین می بایست مختصات و تغییرات آنها به سیستم مختصات توپوسنتریک مناسبی انتقال یابند.
- به مجموعه ی نکات فوق می بایست این نکته را نیز افزود که برخی از سیستم های ماهواره ای موقعیت نقاط را مستقیما در یکی از سیستم های مختصات توپوسنتریک تعیین و در اختیار می گذارند.



سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

- مجموعه نتایج فوق نشان می دهند که در ژئودزی ماهواره ای با سیستم های مختصات متنوعی مواجهیم. علاوه بر این شناخت روابط بین این سیستم ها اجتناب ناپذیر است.
- پیش از معرفی سیستم های مختصات مورد بحث به بررسی خصوصیات ریاضی ماتریس های دوران (عناصر ریاضی که انتقال مختصات از سیستمی به سیستم دیگر را ممکن می سازند) می پردازیم:
- دوران حول محور X:

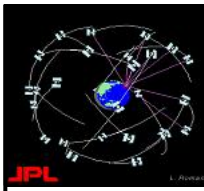
$$R_1(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \qquad (10)$$

- دوران حول محور Y:

$$R_2(\beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta & 0 & -\sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\beta & 0 & \cos\beta \end{pmatrix} \qquad (11)$$

- دوران حول محور Z:

$$R_3(\gamma) = \begin{pmatrix} \cos\gamma & \sin\gamma & 0 \\ -\sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \qquad (12)$$



سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

- خواص ماتریس های دوران:
- خاصیت جابجایی در ضرب:

$$R_i(\mu)R_j(\nu) \neq R_j(\nu)R_i(\mu). \quad (۱۳)$$

- خاصیت شرکت پذیری در ضرب:

$$R_i(R_jR_k) = (R_iR_j)R_k. \quad (۱۴)$$

- دوران های پیاپی

$$R_i(\mu)R_i(\nu) = R_i(\mu+\nu). \quad (۱۵)$$

- معکوس ماتریس دوران

$$R_i^{-1}(\mu) = R_i^T(\mu) = R_i(-\mu). \quad (۱۶)$$

- معکوس حاصل ضرب

$$(R_iR_j)^{-1} = R_j^{-1}R_i^{-1}. \quad (۱۷)$$

- ماتریس های انعکاس

$$S_1 = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad S_2 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad S_3 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}. \quad (۱۸)$$



سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

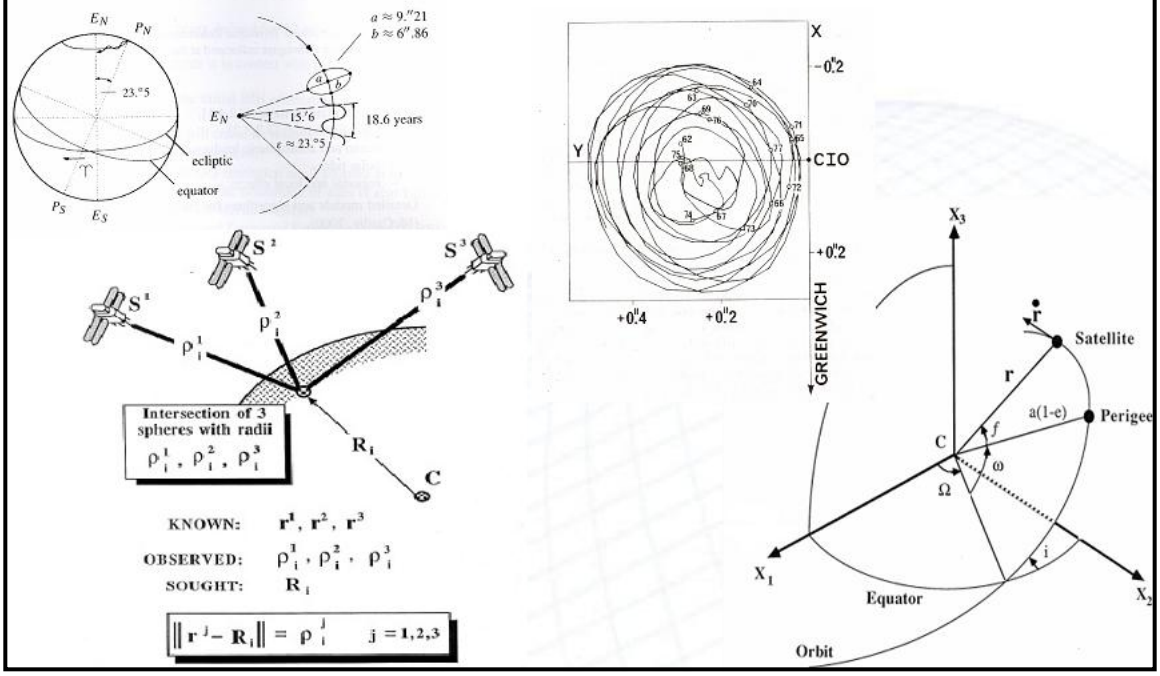
- ماتریس دوران در دوران یک بردار حول محور های x، y و z:

$$R = \begin{pmatrix} \cos\beta\cos\gamma & \cos\beta\sin\gamma & -\sin\beta \\ \sin\alpha\sin\beta\cos\gamma - \cos\alpha\sin\gamma & \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma + \cos\alpha\cos\gamma & \sin\alpha\cos\beta \\ \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma & \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma - \sin\alpha\cos\gamma & \cos\alpha\cos\beta \end{pmatrix}. \quad (۱۹)$$

- برای دوران های کوچک:

$$R(\alpha,\beta,\gamma) = \begin{pmatrix} 1 & \gamma & -\beta \\ -\gamma & 1 & \alpha \\ \beta & -\alpha & 1 \end{pmatrix}. \quad (۲۰)$$

موقعیت مداری ماهواره ها



سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

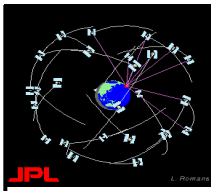
- چنانکه ملاحظه شد، موقعیت مداری ماهواره ها به کمک قوانین حرکت نیوتن تعیین شد. از فیزیک به خاطر داریم که این قوانین تنها در یک سیستم اینرشیال معتبرند.
- بدین لحاظ در ژئودزی ماهواره ای از دو سیستم مختصات مختلف استفاده می شود:

۱. سیستم مختصات اینرشیال – سیستمی که یا دارای هیچ حرکتی نیست و یا بدون شتاب و با سرعت ثابت در حال حرکت است.

۲. سیستم مختصات متصل یا فیکس شده به زمین (Conventional Terrestrial System-CTS) – ژئوسنتریک و یا توپوسنتریک.

از سیستم مختصات نخست برای تعیین موقعیت مداری ماهواره ها و از سیستم مختصات دوم برای تعیین موقعیت نقطه مورد نظر استفاده می شود.

- همچنین چنانکه در جلسه قبل ملاحظه شد، در کلیه روش های تعیین موقعیت پارامتر های معلوم و مشاهدات می بایست الزاما در سیستم مختصاتی واحد بیان گردند. بنابراین ضروری است با سیستم های مختصات مختلف و مدل های ریاضی مربوط به نحوه تبدیل مختصات از هریک از این سیستمها به سیستم دیگر آشنایی داشته باشیم.
- دستیابی به دقت های بالا در روش های ماهواره ای تعیین موقعیت ایجاب می کند که سیستم های مختصات نیز با دقتی بالا (با دقتی بهتر از دقت مرد نظر در دستیابی به موقعیت نقاط) تعیین گردند. موضوع تعیین سیستم هاای رفرانس یکی از مباحث پیچیده و مهم در ژئودزی ماهواره ای است که پرداختن به آن از حوصله این درس خارج است. در اینجا صرفا به معرفی سیستم های مختصات مختلف و نحوه تبدیل آنها به یکدیگر خواهیم پرداخت.
-

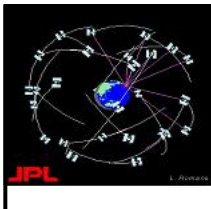


سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

- سیستم CIS (Conventional Inertial System) که در نجوم ژئودزی مورد بحث قرار گرفت تقریب خوبی از یک سیستم اینرشیال است. تا کنون بدون اشاره به تعریف این سیستم از این سیستم برای تعیین موقعیت مداری ماهواره ها استفاده کرده ایم. این سیستم مختصات دارای مشخصات زیر است:
  - مبداء این سیستم منطبق بر مرکز ثقل زمین است
  - محور X آن از نقطه ورنال عبور می کند
  - محور Z آن از قطب عبور کرده و سیستم، سیستم مختصاتی راست دست است.

- سیستم مختصات CTS (Conventional Terrestrial System) سیستم مختصاتی است که موقعیت ایستگاه ها ی اندازه گیری در آن تعیین می گردد. این سیستم دارای مشخصات زیر است:
  - مبداء سیستم منطبق بر مرکز ثقل زمین است
  - محور x آن از نصف انهار گرینویچ عبور می کند
  - محور z آن از CIO (Conventional International Origin) عبور کرده و سیستم سیستمی راست دست است.
  - حرکات تکتونیکی پوسته تاثیری بر توجیه محور های این سیستم ندارد

[اصطلاحا گفته می شود که توجیه محور های این سیستم بر اساس توجیه اولیه BIH است]



مدل پرسشن سال ۱۹۷۶

- از آنجا که سیستم مختصات CIS شامل تغییرات محور دوران زمین و صفحه استوایی آن ناشی از پدیده های پرسشن، نوتیشن و اثر دورانی زمین و تغییرات قطب است برای انتقال مختصات از سیستم CTS به سیستم CIS می بایست مجموعه این اثرات مورد توجه قرار گیرند.

- ثابت می شود که تاثیر هریک از منابع فوق را می توان در قالب مجموعه ای از دوران های پیاپی بر موقعیت مداری ماهواره ها در یک سیستم اینرشیال اعمال و مختصات کارتزین مداری آنها را به سیستم متصل به زمین منتقل نمود

- برای این منظور مدل های مختلفی برای برآورد اثرات پرسشن و نوتیشن توسعه یافته است. جزئیات جدید ترین مدل های مربوطه از طریق سرویس بین المللی دوران زمین (International Earth Rotation Service) یا IERS و در قالب استاندارد های این سرویس IERS Standards در دسترس متخصصان ژئودزی قرار می گیرد.

- مدل های پرسشن سال ۱۹۷۶ و نوتیشن سال ۱۹۸۰ انجمن بین المللی نجوم نمونه هایی از این مدل ها می باشند که در آنها اثرات نوتیشن و پرسشن از طریق دوران های پیاپی زیر لحاظ می شوند

$$\mathbf{P} = \mathbf{R}_3(-z)\,\mathbf{R}_2(\theta)\,\mathbf{R}_3(-\zeta)$$

- مدل پرسشن سال ۱۹۷۶

$$z = 0.640616^0T + 0.0003041^0T^2 + 0.000005^0T^3$$
$$\theta = 0.5567530^0T + 0.0001185^0T^2 + 0.0000116^0T^3$$
$$\zeta = 0.6406161^0T + 0.0000839^0T^2 + 0.0000050^0T^3$$

مدل نوتیشن سال ۱۹۸۰

$T=t-t_0$ زمان بر حسب قرن

- در این رابطه JD شماره روز اپک مورد نظر (t) در تقویم Julian است. مبداء این تقویم ساعت ۱۲ روز اول ژانویه سال ۴۷۱۳ قبل از میلاد بوده و در این تقویم هر سال دقیقا ۳۶۵/۲۵ روز است
- t_0 اپک زمانی مبداء و عبارت است از ساعت ۱۲ روز اول ژانویه سال ۲۰۰۰ میلادی. برای این اپک:

JD2000=2451545

➢ مدل نوتیشن سال ۱۹۸۰

$$N = R_3(-\varepsilon - \Delta\varepsilon)R_2(-\Delta\psi)R_3(\varepsilon)$$

$$\varepsilon = 23^0 26'21.448" - 46.815"T - 0.00059T^2 + 0.001813"T^3$$

$$\Delta\psi = -17.1996"\sin\Omega - 1.3187"\sin(2F - 2D + 2\Omega) - 0.2274"\sin(2F + 2\Omega)$$

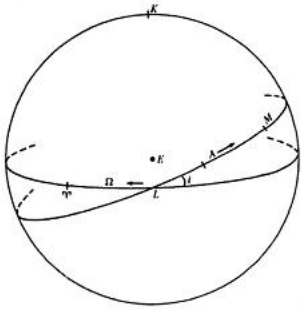
$$\Delta\varepsilon = 9.2025"\cos\Omega + 0.5736\cos(2F - 2D + 2\Omega) + 0.0977\cos(2F + 2\Omega)$$

$$F = \lambda_M - \Omega$$

- در این روابط Ω طول (جغرافیایی) امتداد بین مرکز ثقل زمین و نقطه اوج ماه در صفحه اکلیپتیک، D فاصله زاویه ای متوسط ماه از خورشید (از منطر ناظر زمینی) و بالاخره λ_M طول (جغرافیایی) متوسط ماه در صفحه اکلیپتیک می باشند.

پارامترهای مداری ماه نسبت به سیستم متوسط استوایی

- پارامترهای مداری ماه نسبت به استوا (اکلیپتیک) و نقطه اعتدال متوسط به پارامترهای مداری متوسط ماه معروفند. این پارامترها تقریبا ثابت بوده و تنها از تغییرات دائمی کوچکی برخوردارند.
- از بین شش پارامتر مداری ماه سه پارامتر نصف طول اطول بیضی متوسط مسیر ماه (a)، خروج از مرکزیت بیضی متوسط مسیر ماه (e) و زاویه میل متوسط این مسیر (i) ثابت و برابرند با:



- d تعداد روزهایی است که از ساعت صفر روز صفر اول ژانویه سال ۱۶۸۵ میلادی سپری شده است.

سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

- در صورت اعمال تغییرات ناشی از پرسشن و نوتیشن بر سیستم CIS سیستم مختصات کارتزین حاصل به سیستم RA (Right-Ascension) شناخته می شود.
$$\underline{r}_{RA} = \underline{N}\underline{P}\,\underline{r}_{CIS}$$
- بنابراین برای انتقال مختصات از این سیستم به سیستم CT کافی است که حرکت دوران زمین و حرکت قطب مد نظر قرار گیرد. شکل بعد این دو سیستم را نمایش می دهد.
$$\underline{S} = \underline{R}_2(-x_p)\underline{R}_1(-y_p)\underline{R}_3(\theta = GAST)$$
- به این ترتیب معادله ترانسفورماسیون بین این دو سیستم به صورت زیر است:

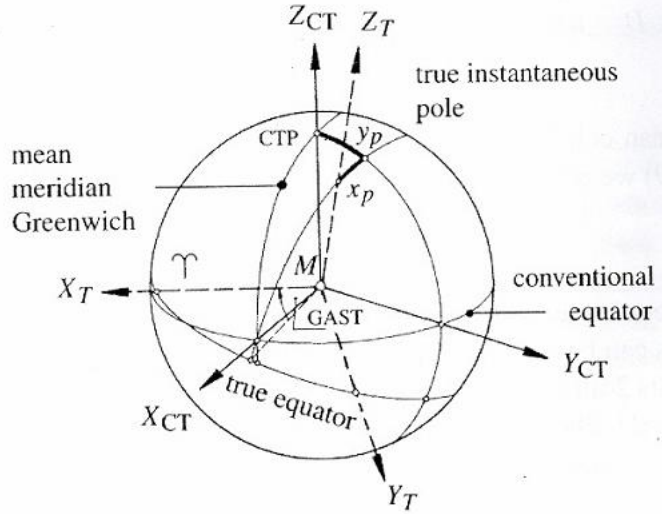
که در آن:

$$\underline{r}_{CTS} = \underline{S}\,\underline{r}_{RA}$$

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

$$\underline{R}_2(-x_p)\underline{R}_1(-y_p) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -x_p & 0 & 1 \end{bmatrix}\begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ 0 & y_p & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{bmatrix}$$

سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

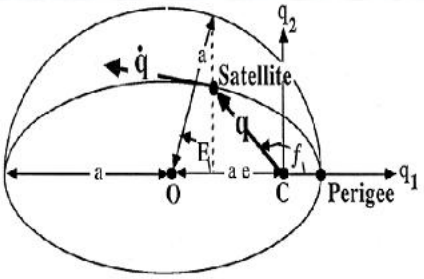


سیستم مختصات مداری – موقعیت و سرعت ماهواره

- با استفاده از روابط قبل و تعاریف انامولی های حقیقی، خروج از مرکزیت و متوسط می توان نشان داد که:

$$\mathbf{q} = \frac{a(1-e^2)}{(1+e\cos f)}\begin{bmatrix}\cos f\\ \sin f\\ 0\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}a\cos E - a e\\ a\sqrt{1-e^2}\sin E\\ 0\end{bmatrix}$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{n a}{(1-e\cos E)}\begin{bmatrix}-\sin E\\ \sqrt{1-e^2}\cos E\\ 0\end{bmatrix}$$



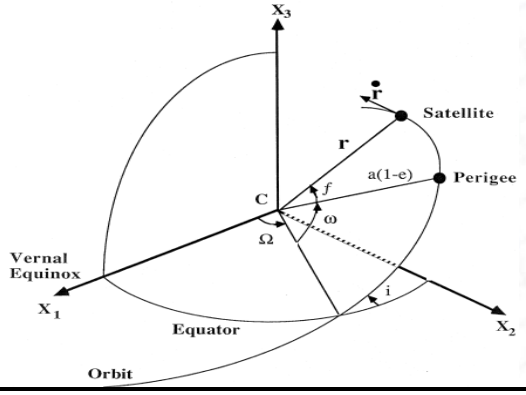
سیستم های مختصات در ژئودزی ماهواره ای

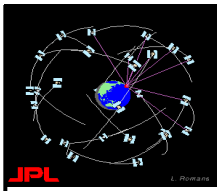
- تا کنون با معادلات ترانسفورماسیون بین سیستم های مختصات CT و CI همچنین سیستم های مختصات CT و RA آشنا شدیم. بنابراین تنها معادله ترانسفورماسیون باقیمانده برای اینکه بتوان مدل ریاضی تعیین موقعیت را در یک سیستم مختصات واحد بیان کرد معادله ترانسفور ماسیون بین سیستم مختصات مداری و سایر سیستم های مختصات قبلی است. برای این منظور با توجه به شکل زیر می توان نوشت

$$\underline{r}_{RA} = \underline{R}_3(-\Omega)\underline{R}_1(-i)\underline{R}_3(-\omega)\underline{r}_{OR}$$

$$\underline{r}_{CTS} = \underline{S}\underline{R}_3(-\Omega)\underline{R}_1(-i)\underline{R}_3(-\omega)\underline{r}_{OR}$$

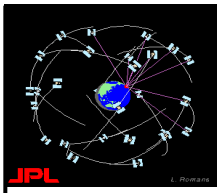
$$\underline{S} = \underline{R}_2(-x_p)\underline{R}_1(-y_p)\underline{R}_3(GAST)$$



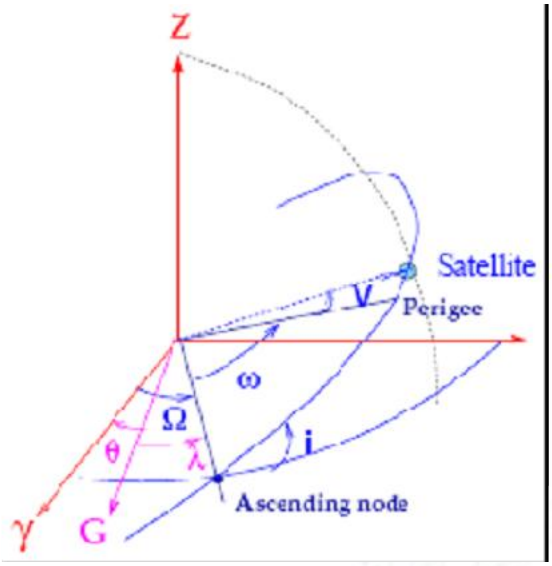


موقعیت مداری ماهواره ها

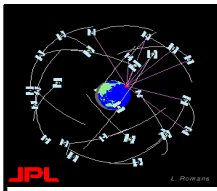
- در جلسات قبل دیدیم که در روش های ماهواره ای ژئودزی ماهواره ها نقاط با موقعیت معلومی هستند که مشکل لزوم برقراری دید بین نقاط را در ژئودزی کلاسیک برطرف می کنند.
- موقعیت ماهواره ها در قالب پارامترهای مداری کپلر (شکل ۱) بر روی سیگنال های ارسالی از ماهواره ها به گیرنده (ها)ی مستقر در ایستگاه ارسال می شود. این اطلاعات اصطلاحا به پیغام ناوبری یا Navigation Message معروف است (شکل ۲). بطوریکه ملاحظه می شود پیغام ناوبری حاوی اطلاعاتی به مراتب بیشتر از ۶ پارامتر کپلری است که موقعیت مداری ماهواره را تعیین می کنند. تدریجا با جزئیات بیشتر ی از اطلاعات موجود در پیغام ناوبری آشنا خواهیم شد.
- یک نکته مهم در ارتباط نتایج قبل (قوانین کپلر): در حل معادله دیفرانسیلی که نهایتا منجر به معرفی پارامترهای مداری کپلر شد، از اثر سایر عوامل جاذبی و غیر جاذبی موثر بر حرکت مداری ماهواره های صرفنظر شده است.
- در عمل حرکت ماهواره ها تحت تاثیر عوامل متعددی است. مهمترین این عوامل در شکل ۳ و میزان تاثیر آنها در محاسبه موقعیت مداری ماهواره ها در جدول ۱ نمایش داده شده است.
- بدین لحاظ در عمل برای تعیین موقعیت مداری ماهواره ها بجای پارامترهای ثابت (نسبت به زمان) مداری با پارامترهای مداری بوسان یا Osculating orbital elements سروکار داریم. پارامترهای بوسان تابع زمان بوده و از معادله دیفرانسیل بسیار پیچیده تری بدست می آیند.



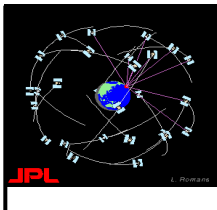
پارامترهای مداری کپلر



a = orbital semi-major axis
e = eccentricity
i = inclination
ω = argument of perigee
Ω = arg. ascending node (Aries)
λ = arg. ascending node (Greenwich)
T = perigee passing time
M = mean anomaly
V = true anomaly
θ = sidereal time



پیغام ناوبری ماهواره GPS

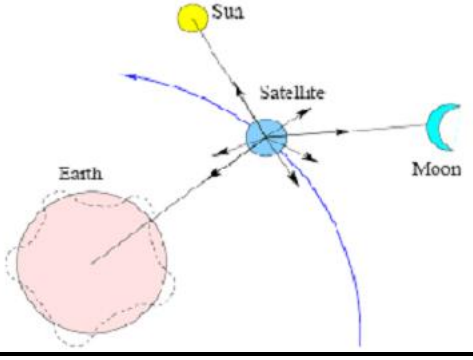


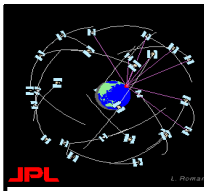
برخی از عوامل ایجاد اغتشاش در حرکت مداری ماهواره ها

- عدم کرویت زمین و توزیع غیر همگن جرم در درون زمین- تغییرات جانبی دانسیته در درون زمین- (Non-sphericity of the Earth and non-homogeneous mass distribution)
- حضور اجرام سماوی دیگر، به ویژه ماه و خورشید و در نتیجه اعمال نیروی جاذبه از آنها بر ماهواره در حال حرکت
(Gravitational Effect of the other celestial bodies, for example Sun and Moon)
- جزر و مد های صلب و غیر صلب زمین (Earth-Tide)
- اثر نیروهای غیر جاذبی دیگر نظیر تشعشعات خورشیدی (Solar Radiation Pressure) و اصطحکاک جو (Atmospheric Drag)

$$\underline{r}(t) = \underline{r}(t; a(t), e(t), i(t), \Omega(t), \omega(t), \tau)$$

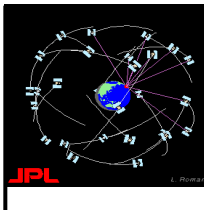
$$\ddot{\underline{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\underline{r} + \underline{k}$$





مقایسه بزرگی اثر برخی از عوامل اغتشاش (Perturbation) بر حرکت مداری ماهوارها (در سیستم GPS)

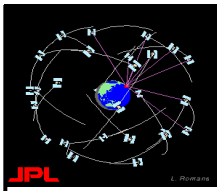
Perturbation	Acceleration	Orbital effect	
	m/s^2	in 3 hours	in 3 days
Central force (as a reference)	0.56		
C_{20}	5.10^{-5}	2 km	14 km
rest of the harmonics	3.10^{-7}	50-80 m	100-1500 m
Solar + Moon grav.	5.10^{-6}	5-150 m	1000-3000 m
Tidal effects	1.10^{-9}	-	0.5-1.0 m
Solar rad. pressure	1.10^{-7}	5-10 m	100-800 m



تعیین موقعیت مداری ماهواره ها با در نظر گرفتن عوامل اغتشاش – Orbit Integration

- بطوریکه ملاحظه می شود علاوه بر پارامترهای مداری پیغام ناوبری حاوی اطلاعات دیگری نیز است. از جمله ضرایبی که به کمک آنها امکان محاسبه تغییرات این پارامتر (ناشی از برخی عوامل جاذبی و غیر جاذبی مذکور) وجود دارد.
- محاسبه دقیق موقعیت مداری ماهواره ها مستلزم در نظر گرفتن کلیه عوامل اعوجاج میدان ثقل زمین از یک میدان ثقل شعاعی است که در قالب مساله دو جرم فرموله و حل شد. این کار اصطلاحا به Orbit integration موسوم است.
- تا کنون روشهای عددی و تحلیلی مختلفی برای حل این مساله توسعه یافته است. این روشها غالبا بسیار پیچیده بوده و بررسی آنها از حوصله این درس خارج است. علاقمندان به این بحث می توانند به عنوان مثال به کتاب های زیر مراجعه کنند:

1. Seeber G. (2003), Satellite Geodesy, 2nd completely revised and extended Edition, WIter de Gruyter.
2. Montenbruck O., and, E. Gill (2000), Satellite Orbits, models, methods and application, Springer.



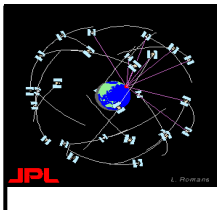
پتانسیل اعوجاج

- در این درس تنها به محاسبه اثر یکی از مولفه های اعوجاج ناشی از انحراف میدان ثقل زمین از یک میدان شعاعی که ضرایب مربوط به مدل های ریاضی مربوط به تصحیح پارامترهای مختلف مداری از طریق پیغام ناوبری به کاربران سیستم تعیین موقعیت جهانی GPS مخابره می گردد اکتفا خواهیم کرد.
- انحراف میدان ثقل زمین از یک میدان ثقل شعاعی ناشی از عوامل مختلف زیر است:
  - عدم کرویت زمین: فشردگی آن در قطبین و برآمدگی آن در استوا
  - عدم توزیع یکنواخت جرم در درون زمین یا تغییرات جانبی دانسیته در درون زمین
- در اثر این عوامل میدان جاذبه بجای انطباق با مدل ساده
- با مدل بسیار پیچیده تر زیر همخوانی بیشتری دارد:

$$\ddot{\underline{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\underline{r}, \mu = GM$$

$$\ddot{\underline{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\underline{r} + grad(R),\ R = \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\frac{\mu a_e^2}{r^{n+1}}\bar{P}_{nm}(\cos\theta)\left[\bar{C}_{nm}\cos m\lambda + \bar{S}_{nm}\sin m\lambda\right]$$

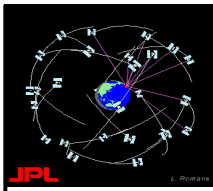
$$P_{nm}(\cos\theta) = \frac{\left(1-\cos^2\theta\right)^{m/2}}{2^n n!}\frac{d^{(n+m)}}{d(\cos\theta)^{(n+m)}}\left(\cos^2\theta - 1\right)^n \quad ,\bar{P}_{nm} = \left(\frac{(n+m)!}{2(2n+1)(n-m)!}\right)^{-1/2} P_{nm}$$



پتانسیل اغتشاشی

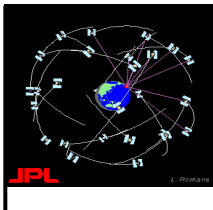
در این روابط R اصطلاحا با پتانسیل اغتشاش معروف است.

- نکته ۱: پتانسیل اغتشاش به صورت نمایی با افزایش درجه و مرتبه توابع لژاندر کاهش می یابد. بطوریکه در محاسبه دقیق موقعیت مداری ماهواره ها تنها در نظر گرفتن ۳۶ ترم از این سری نامتناهی کافی است.
- نکته ۲: بر اساس این روابط هرچه ارتفاع ماهواره بیشتر باشد، اثر ضرایب از مرتبه بالاتر بر ماهواره ها ی با ارتفاع بیشتر کمتر است.
- نکته ۳: بزرگترین اثر پتانسیل اغتشاش مربوط به ضریب $\bar{C}_{20}$ است. بزرگی اثر این ضریب ۱۰۰۰ بار بزرگتر از بزرگی اثر سایر ضرایب است. این ضریب معرف اثر فشرگی زمین بر میدان ثقل آن است.
- این ضریب به عنوان تنها عامل اغتشاشی است که از طریق پیغام ناوبری در اختیار کاربران سیستم GPS قرار می گیرد.
- در پیغام ناوبری بزرگی این ضریب برای برخی ازپارامتر های مداری به کابران سیستم GPS مخابره می شود.



نیاز به یک فرمت استاندارد در تبادل اطلاعات

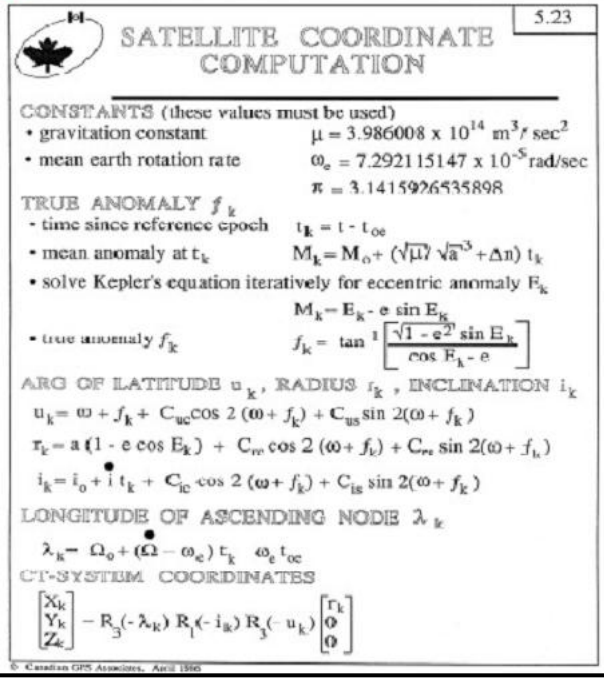
- چنانکه قبلا نیز اشاره شد پارامترهای مداری و ضرایب مدل های مربوط به برخی از عوامل اعوجاج همراه با مجموعه ای از اطلاعات دیگراز طریق پیغام ناوبری در اختیار کاربران سیستم GPS قرارمی گیرد. این اطلاعات در حافظه گیرنده ها به فرمت دودویی (Binary) ذخیره می گردد.
- هر مدل از گیرنده های ماهواره ای (Leica, Ashtech, Trimble,...) از فرمت باینری خاص خود استفاده می کنند. بدین لحاظ معمولا گیرنده های GPS همراه با نرم افزار خاصی که توسط کارخانه سازنده گیرنده تهیه می گردد عرضه می شوند. به کمک این نرم افزار ها می توان داده های خام گیرنده را از حافظه گیرنده خوانده و گیرنده را تخلیه کرد.
- با گسترش شبکه های بین المللی و نیاز به تبادل داده های سیستم GPS فرمت اسکی (ASCII) استانداردی توسعه پیدا کرد که به فرمت RINEX:Reciever Independent Exchangeمعروف است.
- علاوه بر این تدریجا کلیه نرم افزار های تجاری و علمی پردازش داده های سیستم GPS به قابلیت خواندن این فرمت و تبدیل آن به فرمت باینری خاص آن نرم افزارها و بر عکس تبدیل این فرمت ها به فرمت استاندارد RINEX مجهز شد.



نیاز به یک فرمت استاندارد در تبادل اطلاعات

- به این ترتیب اطلاعات ناوبری نیز مانند مشاهدات این سیستم (اینکه این مشاهدات کدامند و مدل های ریاضی مربوطه چگونه اند بعدا مورد بررسی قرار خواهد گرفت) دارای فرمت استاندارد RINEX خاص خود است.
- فایل اطلاعات ناوبری تحت قراردادی خاص به صورت زیر نامگذاری می شود: NAMEDATE.**n. که در آن NAME نام اختصاری ایستگاه شامل چهار کاراکتر، DATE زمان اندازه گیری در سیستم زمانی GPS، و ** سال انجام اندازه گیری است. مثال: chsm2110.07n
- جدول ۲ مشخصات جزئیات اطلاعات ناوبری به فرمت RINEX را تشریح می کند. این اطلاعات از طریق شبکه اینترنت قابل دسترسی است.
- اطلاعات ناوبری سیستم GPS هر دو ساعت یکبار به هنگام می شود. در مقابل مشخصات دقیق مداری سیستم GPS که اصطلاحا به Precise Ephemerides معروف است، این اطلاعات به Broadcast Ephemerides معروفند.
- در سیستم GPS موقعیت ژئوسنتریک ماهواره ها از طریق الگوریتم زیرو به کمک اطلاعات موجود در Broadcast Ephemerides قابل محاسبه است:

نیاز به یک فرمت استاندارد در تبادل اطلاعات



5.23

SATELLITE COORDINATE COMPUTATION

CONSTANTS (these values must be used)

- gravitation constant $\mu = 3.986008 \times 10^{14}\ m^3/sec^2$
- mean earth rotation rate $\omega_e = 7.292115147 \times 10^{-5}$ rad/sec

$\pi = 3.1415926535898$

TRUE ANOMALY f_k

- time since reference epoch $t_k = t - t_{oe}$
- mean anomaly at t_k $M_k = M_o + (\sqrt{\mu}/\sqrt{a^3} + \Delta n)\, t_k$
- solve Kepler's equation iteratively for eccentric anomaly E_k

$M_k = E_k - e \sin E_k$

- true anomaly f_k $f_k = \tan^{-1}\left[\dfrac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k}{\cos E_k - e}\right]$

ARG OF LATITUDE u_k, RADIUS r_k, INCLINATION i_k

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

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

$i_k = i_o + \dot{i}\, t_k + C_{ic}\cos 2(\omega + f_k) + C_{is}\sin 2(\omega + f_k)$

LONGITUDE OF ASCENDING NODE λ_k

$\lambda_k = \Omega_o + (\dot{\Omega} - \omega_e)\, t_k - \omega_e t_{oe}$

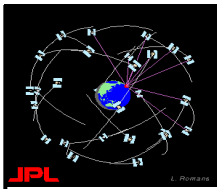
CT-SYSTEM COORDINATES

$$\begin{bmatrix} X_k \\ Y_k \\ Z_k \end{bmatrix} = R_3(-\lambda_k)\, R_1(-i_k)\, R_3(-u_k) \begin{bmatrix} r_k \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

© Canadian GPS Associates, April 1996

- در نگارش ۲ فرمت RINEX
- پیغام ناوبری حاوی اطلاعات
- زیر است:

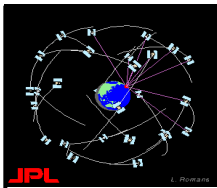
نیاز به یک فرمت استاندارد در تبادل اطلاعات



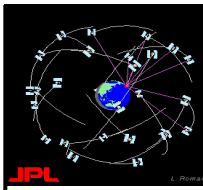
نیاز به یک فرمت استاندارد در تبادل اطلاعات

TABLE A4
GPS NAVIGATION MESSAGE FILE – DATA RECORD DESCRIPTION

OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	– Satellite PRN number	I2,
	– Epoch: Toc – Time of Clock	
	year (2 digits, padded with 0 if necessary)	1X,I2.2,
	month	1X,I2,
	day	1X,I2,
	hour	1X,I2,
	minute	1X,I2,
	second	F5.1,
	– SV clock bias (seconds)	3D19.12
	– SV clock drift (sec/sec)	
	– SV clock drift rate (sec/sec2)	
BROADCAST ORBIT – 1	– IODE Issue of Data, Ephemeris	3X,4D19.12
	– Crs (meters)	
	– Delta n (radians/sec)	
	– M0 (radians)	
BROADCAST ORBIT – 2	– Cuc (radians)	3X,4D19.12
	– e Eccentricity	
	– Cus (radians)	
	– sqrt(A) (sqrt(m))	
BROADCAST ORBIT – 3	– Toe Time of Ephemeris	3X,4D19.12
	(sec of GPS week)	
	– Cic (radians)	
	– OMEGA (radians)	
	– CIS (radians)	



نیاز به یک فرمت استاندارد در تبادل اطلاعات



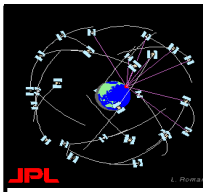
زمان

- از هر پدیده تناوبی نظیر دوران روزانه زمین می توان برای اندازه گیری زمان استفاده کرد. هرچه یک حرکت تناوبی از یکنواختی بیشتری برخوردار باشد، اندازه گیری زمان با دقت بیشتری امکان پذیر است. به این ترتیب در کاربردهای دقیق، مثلا حرکت روزانه زمین به دلیل ثابت نبودن سرعت دوران زمین مقیاس مناسبی برای اندازه گیری زمان نیست.
- در ژئودزی ماهواره ای در سه بخش با اندازه گیری زمان سروکار داریم:

۱. اندازه گیری ها در سیستم های ماهواره ای بر روی زمین صورت می پذیرد. این درحالی است که موقعیت ماهواره ها از طریق پیغام ناوبری در سیستم مختصاتی اینرشیال در اختیار کاربران سیستم های ماهواره ای قرار می گیرد.اندازه گیری زمان برای ایجاد ارتباط بین پارامترهای معلوم در این سیستم های تعیین موقعیت (موقعیت ماهواره ها) و اندازه گیری های انجام شده اجتناب ناپذیر است. طبیعتا سیستم زمانی مناسب سیستمی است که مقیاس اندازه گیری زمان در آن حرکت روزانه زمین مرتبط باشد. این سیستم همان زمان نجومی (Sidereal Time) و یا زمان جهانی (Universal Time) است.

۲. چنانکه قبلا نیز اشاره شد، موقعیت مداری ماهواره ها تحت تاثیر عوامل جاذبی و غیر جاذبی نسبت به موقعیت ایده آلی که با فرض شعاعی بودن میدان جاذبه زمین قابل تعیین است تغییر می کند. ویژگی تناوبی برخی از این عوامل نظیر جاذبه سایر اجرام سماوی و به ویژه ماه و خورشید ایجاب می کند تا تغییرات مذکور بر حسب سیستم زمانی فرموله و بیان گردند که رفتار تناوبی این عوامل را می توان بر حسب آن بیان کرد. این سیستم زمانی اصطلاحا به زمان دینامیک (Dynamic Time) موسوم است.

۳. چنانکه قبلا اشاره شد اندازه گیری دقیق زمان حرکت سیگنال در یک سیستم ماهواره ای از ماهواره به گیرنده مبنای اندازه گیری فاصله هندسی بین ماهواره و گیرنده است. بدیهی است هرچه اندازه گیری این زمان (و در نتیجه فاصله مربوطه) با دقت بیشتری صورت پذیرد مشاهدات دقیق تر و در نتیجه دقت اندازه گیری در سیستم تعیین موقعیت بالاتر خواهد بود. بنابراین در اینجا به مقیاس زمانی بسیار یکنواخت نیاز است. برای اینکار از سیستم زمان اتمی (Atomic Time) استفاده می شود.

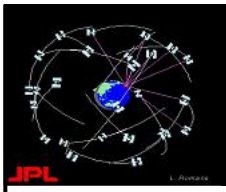


دقت های مورد نیاز در اندازه گیری زمان

- در ژئودزی ماهواره ای اندازه گیری زمان با دقت های متفاوتی صورت می پذیرد:
  - به عنوان مثال در اثر حرکت روزانه زمین نقطه ای بر روی سطح آن طی زمان 2×10^{-5} s یک سانتیمتر جابجا می شود.
  - طی زمان 1×10^{-6} s ماهواره ای در نزدیکی سطح زمین یک سانتیمتر در مدار حرکت خود جابجا می شود.
  - امواج ارسالی از ماهواره فاصله یک ساتیمتر را طی زمان 1×10^{-10} s طی می کنند.
- بنابراین تعیین موقعیت با دقتی در حد سانتیمتر ایجاب می کند که:

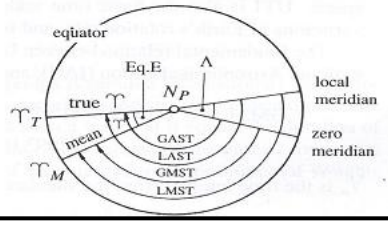
برای در نظر گرفتن اثر دوران زمین	$dT(s)\leq2\times10^{-5}$
در حرکت مداری ماهواره ها	$dT(s)\leq1\times10^{-6}$
در تعیین زمان حرکت سیگنال	$dT(s)\leq1\times10^{-10}$

- به این ترتیب در ژئودزی ماهواره ای نه تنها باید با سیستم های مختلف زمان آشنا بود بلکه می بایست با نحوه تبدیل زمان از یک سیستم به سیستم دیگر نیز آشنایی داشت.
- در سیستم GPS برای کاهش هزینه تمام شده یک سیستم اندازه گیری ماهواره ای معمولا در گیرنده از ساعت هایی با دقت کمتر در مقایسه با ماهواره استفاده می شود

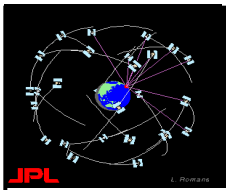


زمان نجومی و زمان جهانی

- زمان نجومی: از نجوم ژئودزی به خاطر دارید که زمان نجومی زاویه ساعتی نقطه اعتدال بهار (vernal equinox) است که نسبت به نصف النهار ایستگاه اندازه گیری سنجیده می شود.
  - بنابراین زمان نجومی به طول جغرافیایی ایستگاه اندازه گیری بستگی دارد.
- با توجه به اینکه نقطه اعتدال بهاری تحت تاثیر حرکات پرسشن و نوتیشن محور دوران زمین است، دو سیستم زمانی نجومی متفاوت متداول است: زمان نجومی ظاهری (Apparent Sideral Time) و زمان نجومی متوسط (Mean Sidereal Time). زمان نجومی را که بر اساس ترانزیت موقعیت نقطه اعتدال با احتساب اثر نوتیشن تعیین می شود به زمان نجومی متوسط شناخته می شود. زمان نجومی ظاهری نسبت به نقطه اعتدال بدون تصحیح اثر نوتیشن بر آن سنجیده می شود.
- زمان های نجومی مختلف در شکل تعریف شده است.
- زمان جهانی: حرکت ظاهری خورشید متوسط مجازی (mean fictitious sun) به دور زمین معیار اندازه گیری زمان در سیستم زمان جهانی (Universal Time) است. این زمان زاویه ساعتی خورشید متوسط است که نسبت به نصف النهار گرینویچ سنجیده می شود. با توجه به اینکه روز از ساعت ۱۲ نیمه شب آغاز می شود



$$UT = 12 + \text{Greenwich hour angle of the mean sun}$$



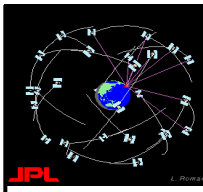
زمان های نجومی ظاهری و متوسط

- نکته ۱: زمان جهانی را می توان نوعی زمان نجومی دانست. اختلاف بین یک روز نجومی متوسط و یک روز خورشیدی متوسط تقریبا ۴ دقیقه است.
- نکته ۲: زمان جهانی تحت تاثیر حرکات قطب زمین و تغییرات سرعت دوران زمین قرار دارد.

$$UT1 = UT0_B + \Delta\Lambda_P$$

- نکته ۳: زمان جهانی در یک نقطه را که نسبت به تغییرات قطب در آن نقطه تصحیح شده به UT1 می نامند:
- نکته ۴: با تصحیح زمان جهانی نسبت به تغییرات فصلی سرعت دوران زمین به زمان UT2 می رسیم.
- نکته ۵:زمان UT1 به دلیل تغییرات سرعت دوران زمین سیستم زمانی یکنواختی در اختیار نمی گذارد. برای رفع این مشکل و در مواردی به سیستم زمانی بسیار یکنواختی که با حرکت روزانه زمین انطباق داشته باشد، زمان UTC(Universal Time Coordinated) توسعه یافت. این زمان مبتنی بر دو سیستم زمانی اتمی و جهانی است به نحوی که اختلاف بین آنها همواره مضرب صحیحی از یک ثانیه است: UTC=TAI-n(s). عدد صحیح n به نحوی تعیین می گردد که

$$|DUT1| = |UT1 - UTC| \le 0.9s$$

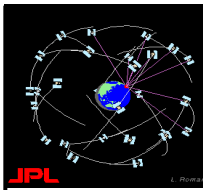


زمان اتمی و زمان GPS

- زمان اتمی: (International Atomic Time)TAI سیستم زمانی بین المللی است که بر اساس پرید ارتعاشات اتم سزیم ۱۳۳ تعریف و به زمان اتمی شناخته می شود.
- زمان GPS: سیستم تعیین موقعیت جهانی GPS از مقیاس زمانی مستقلی استفاده می کند که اصطلاحا به زمان GPS (GPS Time) معروف است.
- ارتباط این سیستم زمانی با زمان UTC به صورت زیر است:

$$GPSTime\text{-}UTC_{epoch}=+n(s)$$ ، به عنوان مثال در epoch=2003، n=+13s

- این اختلاف یکی از اطلاعتی است که از طریق پیغام ناوبری در اختیار کاربران سیستم GPS قرار می گیرد. بنابراین، می توان با در اختیار داشتن زمان GPS و این اختلاف زمان را با دقتی در حد دقت زمان اتمی به کمک سیستم GPS تعیین کرد.
- مبداء زمانی در دو سیستم زمان اتمی و GPS در پنجم ژانویه سال ۱۹۸۰ منطبق بر هم تعریف و تعیین شده است. در نتیجه با فاصله گرفتن از این مبداء زمانی، اختلاف بین این دو سیستم زمانی رو به افزایش است.
- زمان GPS مبتنی بر ساعت های اتمی است که بخشی از سخت افزار ماهواره های این سیستم را تشکیل می دهند. بنابراین این سیستم نوعی از سیستم زمان اتمی است که تنها وابسته به ساعت های اتمی مورد استفاده در (بخش فضایی) این سیستم است.



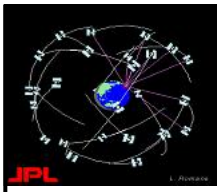
انواع سیستم های تعیین موقعیت ماهواره ای

سیستم تعیین موقعیت GLONASS
Global Navigation Satellite System

- این سیستم تعیین موقعیت ماهواره ای شباهت زیادی به سیستم GPS داشته و در واقع سیستم GPS با توجه به مزایا و معایب این سیستم روسی طراحی و پیاده سازی شده است.
- نظر به شباهت زیاد این دو سیستم، بررسی مشخصات سیستم GLONASS را به بعد از معرفی مشخصات و ویژگی های سیستم GPS موکول می کنیم.

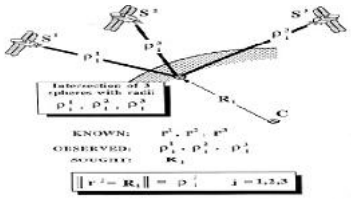
سیستم تعیین موقعیت GPS
Navigation and Satellite Ranging (NAVSATR) Global Positioning System

- **اساس کار سیستم:** تعیین موقعیت در این سیستم ماهواره ای شباهت زیادی به اساس کارسیستم تعیین موقعیت ترانزیت دارد با این تفاوت که با الگو گرفتن از سیستم GLONASS سعی شده تا از معایب این دو سیستم و به ویژه سیستم ترانزیت اجتناب شود. موقعیت نقاط اندازه گیری در این سیستم از طریق اندازه گیری فاصله به مجموعه ای از چند ماهواره که امواجی را در دو فرکانس از باند L از امواج الکترومغناطیس منتشر می کنند انجام می شود. با شبیه سازی و مقایسه امواج دریافتی از ماهواره ها در گیرنده مستقر در ایستگاه اندازه گیری زمان حرکت سیگنال و از آن فاصله ماهواره های سیستم تا ایستگاه اندازه گیری تعیین می شود. با معلوم بودن موقعیت ماهواره ها موقعیت ایستگاه اندازه گیری تعیین می شود (چنانکه قبلا اشاره شد موقعیت ماهواره ها در قالب اطلاعات مداری کم دقت Broadcast Ephemerides به صورت آنی یا real-time از طریق ماهواره های این سیستم و یا اطلاعات مداری دقیق Precise Ephemerides به صورت غیر آنی یا post-mission از طریق سرویس های بین المللی نظیر شبکه IGS در اختیار کاربران این سیستم است).

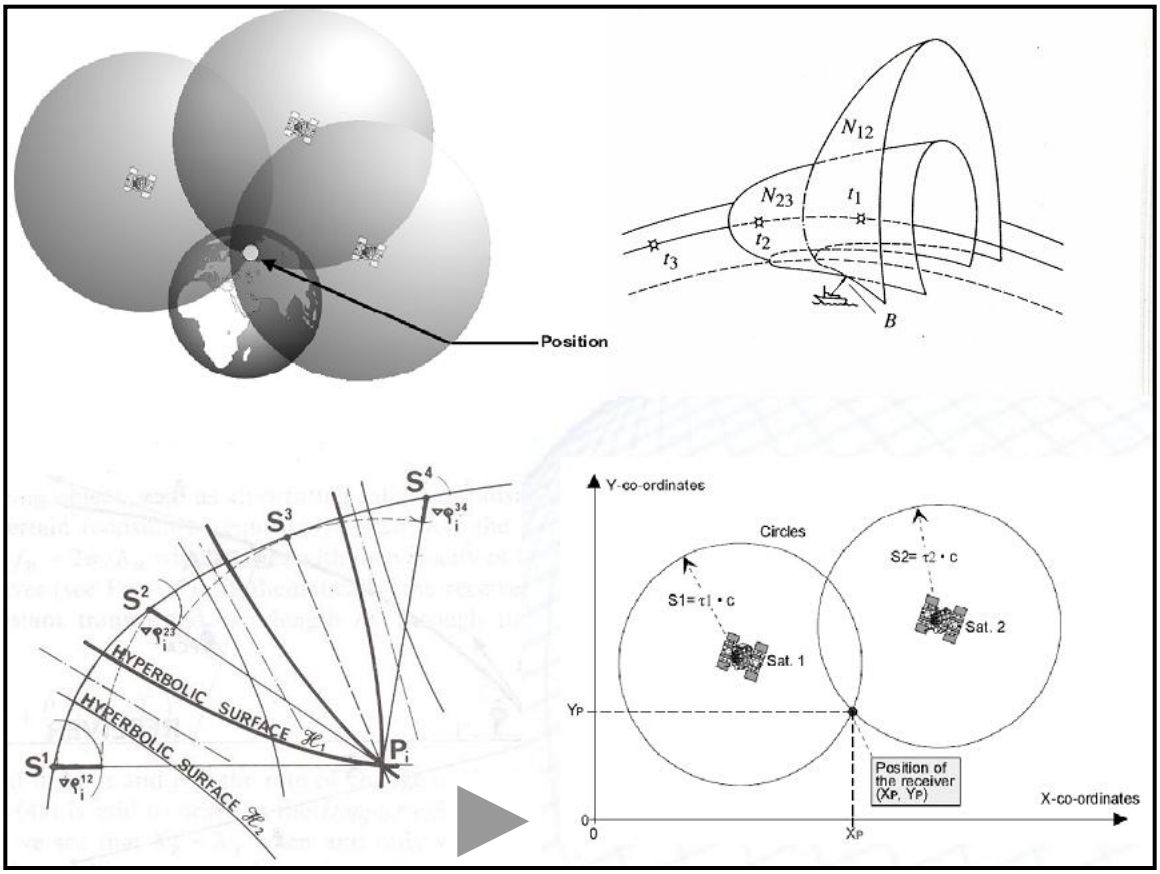


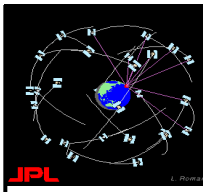
سیستم تعیین موقعیت GPS

- در ساده ترین شکل مدل ریاضی در تعیین موقعیت مطلق با این سیستم اندازه گیری را می توان به فرم زیر نوشت:



- به لحاظ هندسی از آنجا که در تعیین موقعیت با این سیستم، اندازه گیری ها به ماهواره هایی که در مدار های متفاوتی قرار دارند صورت می پذیرد؛ بر خلاف سیستم ترانزیت موقعیت نقاط در این سیستم اندازه گیری از طریق قطع دادن کره هایی که طول شعاع آنها برابر فاصله بین ماهواره های سیستم و ایستگاه اندازه گیری و مرکز آنها محل ماهواره ها است تعیین می گردد. این موضوع از معادلات مشاهدات فوق به سادگی قابل استنباط است. این تفاوت در دو شکل زیر نمایش داده شده است.
- اندازه گیری مدت زمان حرکت سیگنال های ارسالی با دقت بسیار زیاد و به کمک ساعت های اتمی و در سیستم زمانی GPS انجام می شود. اپک مبداء در این سیستم زمانی ساعت صفر UTC در ۵ ژانویه سال ۱۹۸۰ است. اختلاف این زمان با زمان UTC با دقت ۱۰ μs تعیین می شود. چنانکه قبلا اشاره شد این اختلاف از طریق پیغام ناوبری در اختیار کاربران سیستم قرار می گیرند. بنابراین با داشتن زمان GPS و اختلاف آن با UTC می توان در ایستگاه اندازه گیری زمان را با دقتی بالا در این سیستم زمانی تعیین کرد. زمان GPS بر حسب شماره هفته و تعداد ثانیه های یک هفته اعلام می شود. چگونگی تبدیل زمان اندازه گیری به زمان GPS به صورت زیر است.





تعیین زمان GPS از زمان اندازه گیری

- **تبدیل زمان ساعت ۱۰ روز ۲۵ ژانویه سال ۱۹۹۳ به زمان GPS:**

محاسبه تعداد روز های سپری شده از ساعت صفر ۵ ژانویه ۱۹۸۰ تا ۲۵ ژانویه سال ۱۹۹۳:

nY=1993-1980=13 Y

nD= 13*365=4745 D

سال ۱۹۸۰ سال کبیسه است. بنابراین از این سال به بعد هر چهار سال یک بار می بایست یک روز به تعداد روز های فوق اضافه گردد: از آنجا که از سال ۱۹۸۰ تا سال ۱۹۹۳ سه دوره ۴ ساله کامل وجود دارد:

nD=4745+4=4749 D

۴۷۴۹ تعداد روز های سپری شده از ساعت صفر ۵ ژانویه سال ۱۹۸۰ تا ساعت صفر ۵ ژانویه ۱۹۹۳ است. بنابراین برای محاسبه تعداد روزهای بین دو تاریخ مورد نظر می بایست تعداد روزهای بین ساعت صفر ۵ ژانویه ۱۹۹۳ تا ساعت صفر ۲۵ ژانویه ۱۹۹۳ نیز مد نظر قرار گیرد:

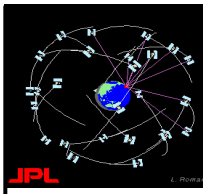
nD=4749+(24-5)=4768 D

بنابراین:

GPS Week= 4768÷7=681…=681 Week

به این ترتیب زمان اندازه گیری در هفته ۶۸۱ ام زمان GPS قرار می گیرد. باقیمانده زمان اندازه گیری بر حسب ثانیه برابر است با:

(4768-681*7=1)*(24*3600=86400)*10*3600=122400 s

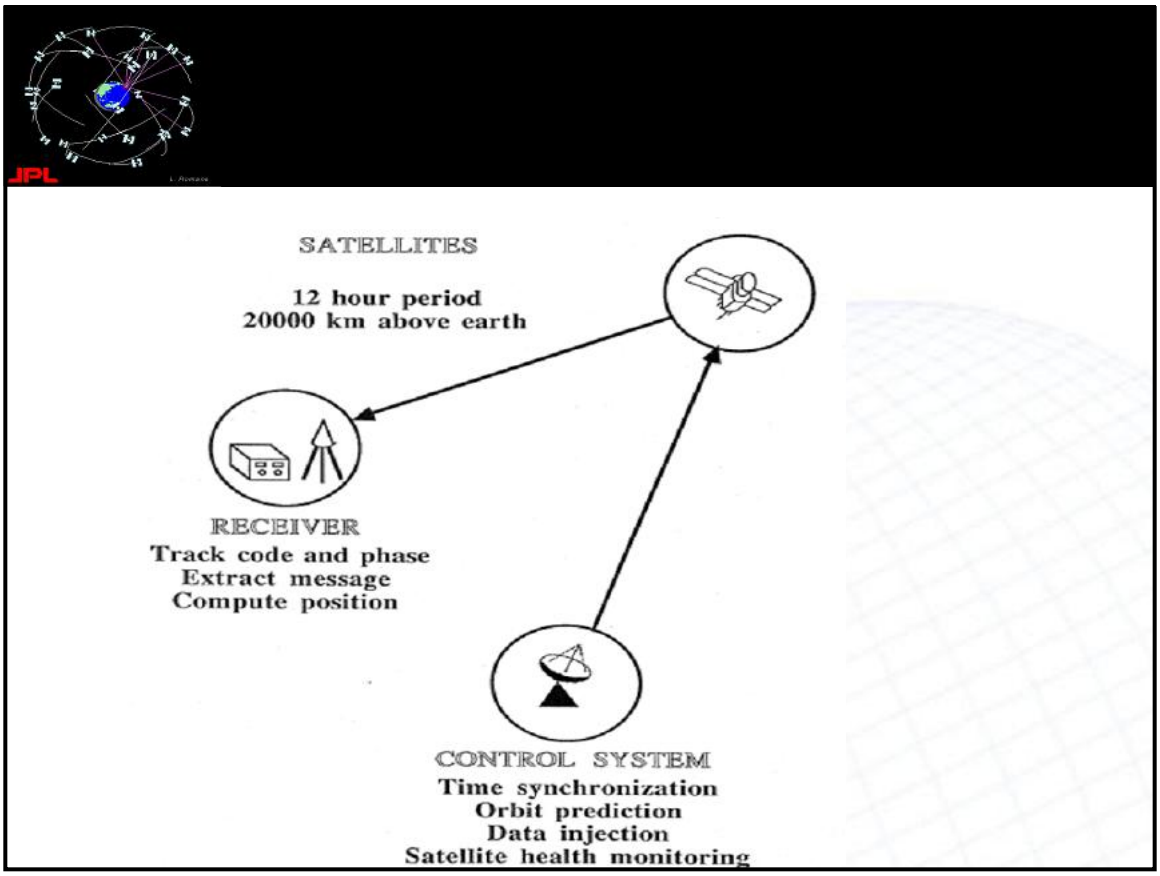


سیستم تعیین موقعیت GPS

- **اهمیت آشنایی با نحوه تبدیل زمان اندازه گیری به زمان GPS:**
  - چنانکه قبلا اشاره شد به دلیل کاربرد و ماهیت نظامی این سیستم موقعیت دقیق مداری ماهواره های آن به صورت آنی در اختیار کاربران این سیستم قرار نمی گیرد.تنها موقعیت تقریبی ماهواره های سیستم در قالب اطلاعات ناوبری و به دو صورت Almanac و Broadcast Ephemerides به کاربران سیستم مخابره می شود. موقعیت دقیق ماهواره های این سیستم با تاخیر (حدود دو هفته) در یک همکاری بین المللی و از طریق سرویس بین المللی GPS (International GNSS Service for Geodynamics) در اختیار کابران این سیستم قرار می گیرد. نامگذاری فایل های اطلاعاتی و طبقه بندی آنها در پایگاه های داده این سرویس به طور قراردادی (چنانکه قبلا در مورد فرمت RINEX اطلاعات ناوبری اشاره شد) مبتنی بر سیستم زمانی GPS است.
  - علاوه بر اطلاعات دقیق مداری اطلاعات مفید دیگری نیز از طریق این سرویس بین المللی و با همین استاندارد طبقه بندی در اختیار کاربران این سیستم است که دسترسی به آنها تنها مستلزم آشنایی با نحوه تبدیل زمان اندازه گیری به سیستم زمانی GPS است. برای روشن تر شدن موضوع سری به یکی از مراکز داده این سرویس بین المللی می زنیم:

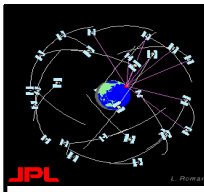
ftp://cddis.gsfc.nasa.gov/gps/gps

  - **ساختار سیستم:** این سیستم از چهار بخش تشکیل می شود. اجزاء تشکیل دهنده این سیستم و وظایف هر بخش از این سیستم تعیین موقعیت در شکل بعد نمایش داده شده است:
    - بخش فضایی (Space Segment)
    - بخش کنترل (Control Segment)
    - بخش استفاده کنندگان سیستم (User Segment)
    - بخش زمینی (Ground Segment)، در ادامه به معرفی وظایف هریک از بخش های مذکورمی پردازیم



بخش های سیستم تعیین موقعیت GPS

- **بخش فضایی**: این بخش شامل ماهواره های این سیستم تعیین موقعیت ماهواره ای با مشخصات هندسی و سخت افزاری زیر است
- بر اساس طراحی سیستم، این بخش شامل ۲۴ ماهواره (space vehicle) فعال و شش ماهواره یدک است که در شش مدار تقریبا دایره ای شکل قرار می گیرند. با توجه به هندسه این سیستم این تعداد ماهواره وجود حداقل ۴ ماهواره بالای افق را در هر نقطه از سطح زمین و در هر لحظه از شبانه روز تضمین می کند.
- صفحات مداری مربوطه با حروف A تا F از یکدیگر شناسایی می شوند. این صفحات نسبت به استوا زاویه میل 55 degrees دارند.هر دو مدار این سیستم با یکدیگر زاویه ساعتی Ω=60 degrees (right ascenssion) می سازند. به عبارت دیگرصفحات مداری به شکلی متقارن در فضا توزیع شده اند. زاویه میل ۵۵ درجه صفحات مداری این سیستم سبب می شود تا ماهواره های این سیستم از بالای قطبین عبور نکنند. در نتیجه عملا در کلاهک های کروی به شعاع تقریبا ۳۵ درجه استفاده از این سیستم با مشکلاتی همراه است (دقت تعیین مولفه ارتفاعی مختصات نقاط کمتر از مولفه های مسطحاتی آنها است).
- هر مدار شامل ۴ ماهواره است که به شکل نا متقارنی در فضا قرار دارند (انومالی حقیقی آنها ۹۰ درجه نیست)
- ارتفاع مدار ماهواره ای سیستم از سطح زمین ۲۰۲۰۰ کیلومتر معادل با طول نیم قطر اطول ۲۶۶۰۰ کیلومتر برای بیضی مسیر حرکت مداری این ماهواره است. خروج از مرکزیت بیضی مسیر ماهواره های این سیستم تقریبا ۰.۰۲ است. به این ترتیب سرعت خطی حرکت ماهواره های این سیستم 4Km/s است.
- با استفاده از قانون سوم کپلر ماهواره های این سیستم هر ۱۲ ساعت نجومی (11h,56m) یکبار به دور زمین می گردند. در نتیجه ماهواره های این سیستم هر روز ۴ دقیقه دیرتر در افق دید ایستگاه اندازه گیری قرار گرفته و مسیر روز گذشته را طی می کنند.

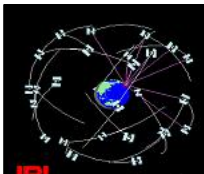


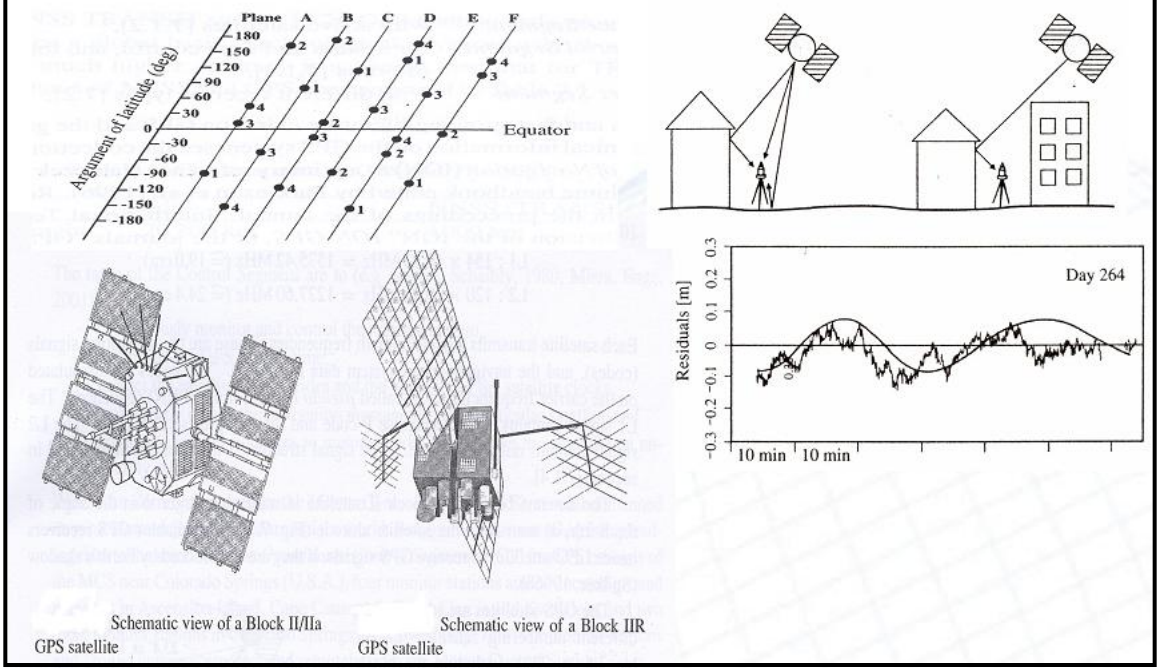
سیستم تعیین موقعیت GPS - بخش فضایی

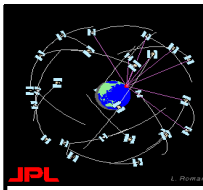
- تکرار هندسه ماهواره ها از یک روز به روز دیگر دارای یک نتیجه بسیار مهم است: خطاهایی که به هندسه ماهواره ها بستگی دارند هرروز تکرار می شوند. بنابراین این خطاها بر دقت نتایج حاصل از این سیستم بی تاثیر ولی بر صحت نتایج اثر گذارند. خطای چند مسیری شدن نمونه ای از منابع خطا در این سیستم اندازه گیری است که با تکرار هندسه اندازه گیری از یک روز به روز دیگر اثر یکسانی بر اندازه گیری های روزهای مختلف می گذارد.
- از آنجا که ماهواره های این سیستم هر ۲۴ ساعت مسیر حرکت خود را تکرار می کنند، همچنین با توجه به اینکه در هر موقعیت جغرافیایی در سطح زمین تنها ماهواره های مشخصی از سیستم در افق دید گیرنده مربوطه قرار می گیرند؛ در هر ایستگاه تنها اندازه گیری به ماهواره های مشخصی از سیستم امکان پذیر است. نتیجه بسیار مهم این موضوع ضرورت استفاده از مجموعه ای از ایستگاه های اندازه گیری با پوشش جهانی برای تعیین دقیق مدار ماهواره های این سیستم است.
- بسته به وضعیت سلامت ماهواره ها، تعداد ماهواره های فعال این سیستم ممکن است کمتر یا بیشتر از تعداد ۲۴ ماهواره پیش بینی شده باشد. به عنوان مثال از سال ۱۹۹۵ تا سال ۲۰۰۳ تعداد ماهواره های فعال (سالم) سیستم همواره بیش از ۲۴ ماهواره بوده است.
- طبیعتا موقعیت هر ماهواره در مدار حرکتش با پارامتر آرگمان عرض (argument of latitude): $u=\omega+v$ تعیین می شود. شکل بعد موقعیت ماهواره ها ی این سیستم را در صفحات مداری مربوطه همراه با آرگومان عرض مربوطه نمایش می دهد (نمایش دو بعدی از بخش فضایی سیستم). از این شکل می توان دید که توزیع ماهواره ها در مدار حرکت آنها یکنواخت نیست.
- ماهواره های این سیستم طی چند مرحله به فضا پرتاب و در مدار قرار گرفته اند:

Block I: development satellites, Block II/IIa: production satellites , Block IIR: replenishment satellites

بطوریکه ملاحظه می شود هر ماهواره مجهز به دو پنل خورشیدی برای دریافت انرژی الکتریکی لازم از خورشید است. علاوه بر این قرار گرفتن ماهواره در سایه زمین در طول بخشی از مسیر حرکت آن به دور زمین (eclipse period) استفاده از منبع تغذیه پشتیبان در ماهواره های این سیستم را اجتناب ناپذیر می کند.





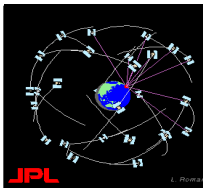


سیستم تعیین موقعیت GPS-بخش فضایی

- ساعت های اتمی (دو نوسان ساز از نوع روبیدیم و دو نوسان ساز از جنس سزیم) یکی دیگر از اجزاء ماهواره های این سیستم هستند که امکان اندازه گیری دقیق فاصله بین گیرنده و ماهواره را فراهم می کنند. دقت ساعت ماهواره های این سیستم (ثبات فرکانس این نوسان سازها) 10^{-12} تا 10^{-13} است.
- از آنجا که عوامل اعوجاج نظیر اصطکاک اتمسفر باعث انحراف تدریجی ماهواره ها از مسیر طراحی شده می گردد، ماهواره های این سیستم مجهز به سیستم های محرکه (Propulsion System) لازم برای قرار دادن آنها در مسیر و یا تغییر مدار ماهواره ها (satellite maneuver) صحیح می باشند.
- ماهواره های این سیستم در باند L از امواج الکترومغناطیس دو موج حامل با طول موج های تقریبا 19.0cm و 24.4cm منتشر می کنند. این دو موج حامل از فرکانس پایه 10.23MHz که توسط نوسان ساز سزیم به صورت زیر به دست می آیند:

L1: 154×10.23MHz=1575.42MHz≅19.0cm

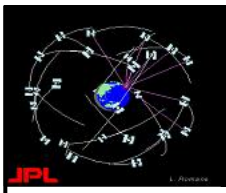
L2: 120×10.23MHz=1227.60MHz≅24.4cm

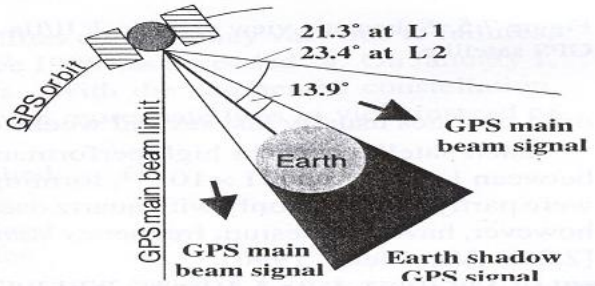


سیستم تعیین موقعیت GPS-بخش فضایی

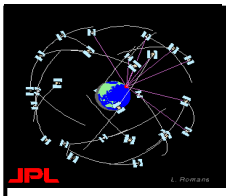
این دو موج حامل را می توان امواجی سینوسی تصور کرد. بطوریکه خواهیم دید علت استفاده از دو موج حامل بجای یک موج ایجاد امکان حذف اثر انکسار امواج در لایه یونوسفر است.

- مشابه با سایر سیستم های الکترونیک اندازه گیری فاصله (که بر مبنای اندازه گیری زمان طی مسیر سیگنال ارسالی از فرستنده کار می کنند) زمان ارسال سیگنال (همراه با اطلاعاتی دیگر نظیر اطلاعات ناوبری) از طریق مدولاسیون این امواج حامل به گیرنده زمینی ارسال می شود.
- (مطابق شکل) امواج به نحوی از ماهواره های این سیستم ارسال می شوند که زمین را در بر می گیرند (زاویه تابش امواج –antenna beam- بزرگتر از زاویه ای است که زمین تحت آن از محل ماهواره مشاهده می شود). این ویژگی امکان استفاده از این سیستم را در تعیین موقعیت ماهواره های با ارتفاع پرواز پایین (LEO: Low Earth Orbit) فراهم می کند.
- اطلاعات مختصری در خصوص سایر مشخصات ماهواره های این سیستم در جدول زیر ارائه شده است.





	Block II/IIA	Block IIR	Block IIF
Number	28	21	12
First Launch	1989	1997	≈2005
Weight (kg)	845	1100	≈1700
Power/solar panel (W)	1100	1700	≈2900
Design life (years)	7.5	10	15
Unit cost (U.S. Dollars)	43 M	30 M	≈28 M



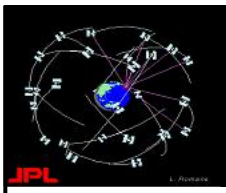
سیستم تعیین موقعیت GPS-بخش کنترل

- **مسئولیت اصلی این بخش:** ردیابی و کنترل بخش فضایی است.
- برای این کار از ۵ ایستگاه ردیا بی واقع در:

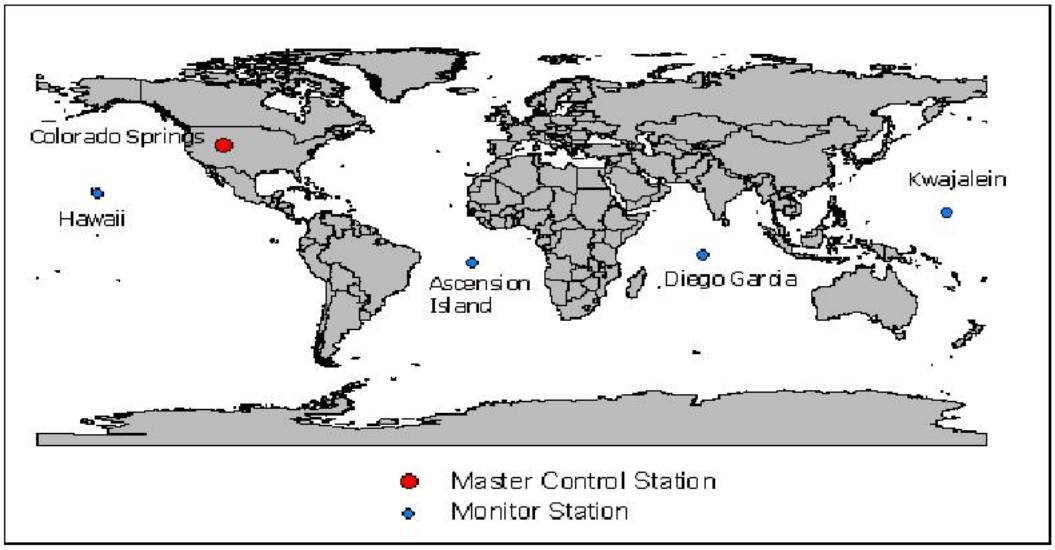
Diego Garcia, Ascension Islands, Kuajalein, Hawaii & Colorado Springs

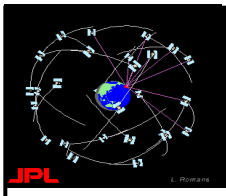
استفاده می شود. پوشش (پراکندگی) این ایستگاه ها در شکل زیر نمایش داده شده است. ایستگاه کنترل مستقر در Colorado Springs به ایستگاه کنترل اصلی شناخته می شود. اندازه گیری های انجام شده به ماهواره های این سیستم در سایر ایستگاه های کنترل جهت بررسی وضعیت مداری ماهواره ها و تصحیح موقعیت آنها، همچنین تعیین برخی پارامتر های دیگر نظیر پارامتر های ساعت ماهواره به این ایستگاه کنترل ارسال می گردد. اطلاعات حاصل نهایتا از طریق ایستگاه های Diego Garcia, Ascension Islands و Kuajalein به ماهواره بارگذاری (upload) می گردد.

- **وظایف این بخش از سیستم عبارتند از:**
  - تعیین و پیش بینی مدار ماهواره های سیستم
  - کنترل سلامت ماهواره ها
  - کنترل رفتار یا عملکرد ساعت های اتمی ماهواره و در صورت لزوم فعال کردن یکی از ساعت های ذخیره سیستم بجای ساعت فعلی
  - تزریق یا بارگذاری اطلاعات به ماهواره های سیستم
  - تنظیم مدار ماهواره ها و یا در صورت لزوم (برای بهبود هندسه سیستم و یا در صورت نقص فنی یک یا چند ماهواره از بخش فضایی) تغییر مدار حرکت ماهواره ها



پراکندگی ایستگاه های بخش کنترل

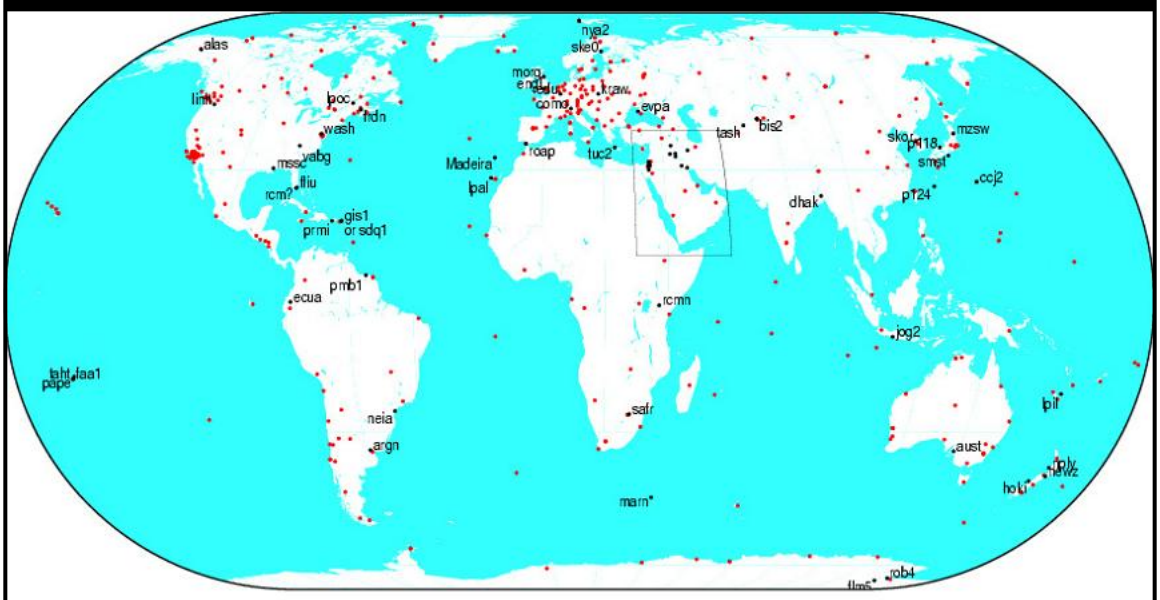




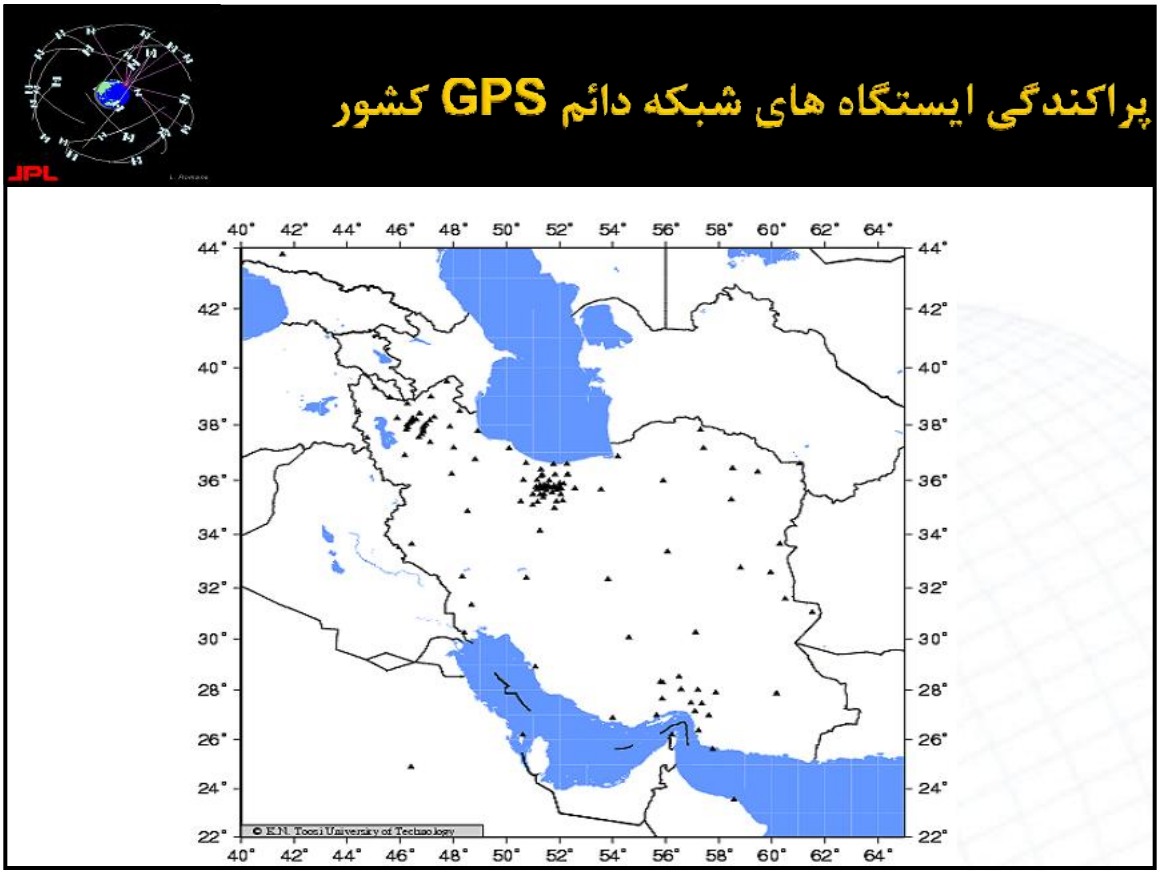
سیستم تعیین موقعیت GPS-بخش زمینی

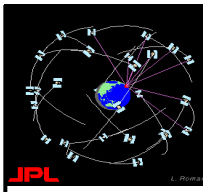
- این بخش از سیستم GPS متشکل از مجموعه ای از شبکه های ردیابی است . نمونه ای از این شبکه های ردیابی شبکه IGS است. یکی از اهداف شبکه های ردیابی تعیین مدار دقیق (Precise Orbit) ماهواره ها است.
- با توسعه کاربرد های شبکه های ردیابی نظیر استفاده از این شبکه ها در مطالعه پدیده های ژئودینامیک نظیر حرکات صفحات تکتونیکی، ایده ایجاد شبکه های ردیابی منطقه ای در کشور های مختلف شکل گرفته و اجرا شد. این شبکه ها به شبکه های دائم GPS (Permanent GPS Networks) معروف هستند
- پس از زلزله بم، با تخصیص بودجه لازم سازمان نقشه برداری کشور شبکه ایستگاه های دائم GPS را در ایران راه اندازی نمود. در حال حاضر این شبکه با ۱۰۷ ایستگاه دائمی GPS مشغول به فعالیت است. موقعیت ایستگاه های این شبکه به صورت روزانه در مرکز محاسبات ژئودینامیک سازمان نقشه برداری کشور توسط نرم افزار GAMIT-GLOBKمحاسبه می گردد.
- شبکه های دائم GPS کاربرد های متنوع و رو به گسترشی دارند که برخی از آنها عبارتند از:
  - مطالعه پدیده های ژئودینامیک نظیر حرکات گسل ها، بررسی میزان پتانسیل یا استعداد فعالیت مناطق آتشفشانی (نظیر آتشفشان دماوند در ایران) و مطالعه حرکات صفحات تکتونیکی
  - مطالعات هواشناسی
  - ارائه خدمات تعیین موقعیت آنی
  - مطالعه خواص فیزیکی جو بالا نظیر توزیع الکترون های آزاد در این لایه از جو و ...

پراکندگی ایستگاه های شبکه ردیابی IGS



پراکندگی ایستگاه های شبکه دائم GPS کشور





سیستم تعیین موقعیت GPS- بخش کاربران

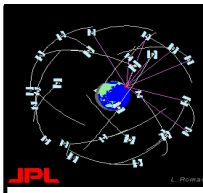
- با وجود نظامی بودن سیستم GPS ویژگی های خاص ماهواره های Block I (سطح دسترسی یکسان به سیگنال های این ماهواره ها برای کابران نظامی و غیر نظامی) سبب شد تا دامنه کابرد این سیستم از کاربران نظامی (military) به کاربران غیر نظامی (civil) توسعه یابد. به این ترتیب بخش کاربران این سیستم متشکل از دو بخش زیر است:
  - کاربران نظامی
  - کاربران غیر نظامی
- با محدود شدن سطح دسترسی کاربران این سیستم در طراحی سری جدید ماهواره ها در عمل به لحاظ دقت، تعیین موقعیت با این سیستم اندازه گیری به دو سطح یا به دو سرویس تفکیک شد:
  - سرویس PPS (Precise Positioning Service) – سرویس تعیین موقعیت (آنی) دقیق

دقت تعیین موقعیت در این سرویس در مختصات مسطحاتی (x,y) 22 متر و در مختصه ارتفاعی (z) 27.7 متر است. این سطح دسترسی فقط برای ارتش ایالات متحده امریکا و یا هم پیمانان آن امکان پذیر است. دسترسی به این سرویس مستلزم استفاده از گیرنده های خاص و تجهیزاتی برای رمز گشایی (cryptographic equipment) سیستم است.

  - سرویس SPS (Standard Positioning Service) – سرویس تعیین موقعیت استاندارد

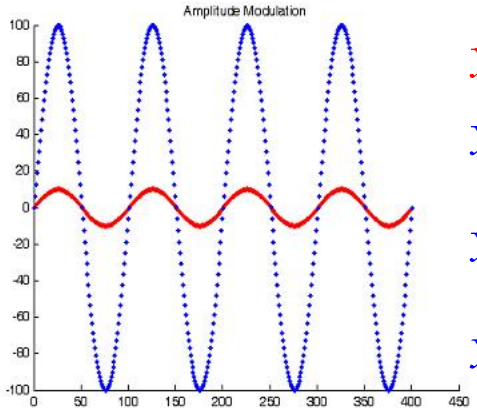
دقت تعیین موقعیت آنی در این سطح دسترسی به سیستم در مختصات مسطحاتی (x,y) 100 متر و در مختصه ارتفاعی (z) 156 متر است. کلیه کاربران سیستم از این سطح از دسترسی به سیستم برخوردارند.

- برای محدود کردن سطح دسترسی به سیستم از مکانیزم های مختلفی استفاده شده است. در ادامه ضمن معرفی ساختار سیگنال های این سیستم تعیین موقعیت به بررسی این مکانیزم ها می پردازیم.



ساختار سیگنال در سیستم GPS

- **اهمیت شناخت ساختار سیگنال سیستم:** شناخت ساختار سیگنال در سیستم تعیین موقعیت جهانی حداقل از این نظر که مکانیزم های مورد استفاده در کنترل سطح دسترسی کاربران این سیستم را روشن می کند ضروری به نظر می رسد. علاوه بر این شناخت شیوه اندازه گیری زمان حرکت سیگنال از بخش فضایی به بخش زمینی (کمیتی که فاصله بین ماهواره و گیرنده به کمک آن تعیین می شود) مستلزم شناخت ساختار سیگنال این سیستم است.
- (چنان که از درس الکترونیک به خاطر دارید) در مخابرات برای ارسال اطلاعات از طریق امواج حامل (carrier waves) اطلاعات مورد نظر بر امواج حامل سوار یا اصطلاحا مدوله (modulation) می شوند. برای این کار موج حامل به صورتی مشخص تغییر داده می شود.
- **روشهای مدولاسیون اطلاعات:** چنانچه موج حامل به فرم سینوسی $y=A\sin(\omega t+\psi)$ در نظر گرفته شود، انتقال اطلاعات از طریق تغییر این موج به یکی از سه روش تغییر دامنه (پارامتر A) موج، تغییر فرکانس موج (پارامتر ω) و تغییر فاز موج (پارامتر Ψ) امکان پذیر است. این سه شیوه مدولاسیون به ترتیب به مدولاسیون دامنه (Amplitude modulation)، مدولاسیون فرکانس (Frequency modulation) و مدولاسیون فاز (Phase modulation) معروف است. این سه شیوه انتقال اطلاعات در شکل بعد با هم مقایسه و به صورت شماتیک نمایش داده شده اند.
- در سیستم GPS برای انتقال اطلاعات از روش مدولاسیون فاز استفاده می شود.
- اطلاعات مدوله شده در این سیستم شامل: پیغام ناوبری (مشتمل بر موقعیت کم دقت ماهواره یا Broadcast Ephemerides، موقعیت تقریبی ماهواره های سیستم، ضرایب چند جمله ای که رفتار ساعت ماهواره را مدل می کند و ضرایب یک مدل تقریبی از یونوسفر– بخش یونیزه جو که از ارتفاع ۷۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتری سطح زمین گسترش دارد) و زمان ارسال سیگنال است. تاکنون با برخی از اطلاعات موجود در پیغام ناوبری آشنا شده ایم. در ادامه بحث در خصوص ساختار سیگنال GPS با جزئیات بیشتری در این ارتباط آشنا خواهیم شد.

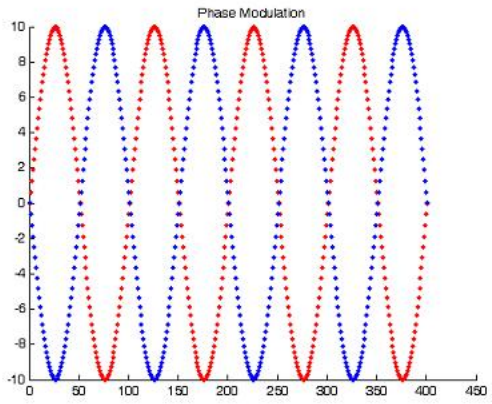


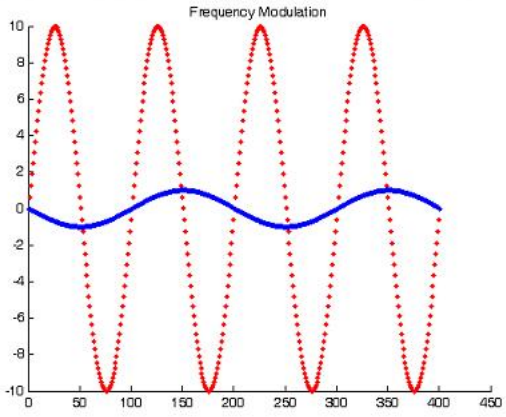
$$y_1 = 10\sin(\omega t)$$

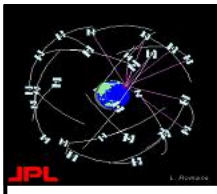
$$y_2 = 100\sin(\omega t)$$

$$y_3 = 10\sin\left(\frac{\omega t}{2}\right)$$

$$y_4 = 10\sin(\omega t + \pi), \omega = 2\pi f \ \& f = 1$$

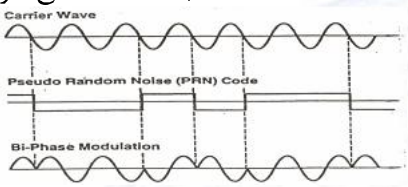






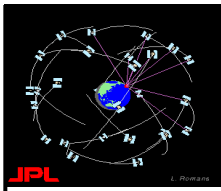
ساختار سیگنال در سیستم GPS

- اطلاعات مورد نظر در قالب اعداد باینری (binary digits) 0 و 1 از طریق به ترتیب تغییر فاز سیگنال موج حامل به ψ+180 و عدم تغییر آن (عملیاتی که به مدولاسیون فاز امواج GPS شناخته می شود) ، به عبارت دیگر ضرب موج حامل به ترتیب در اعداد 1- و 1+ انجام می شود. این شیوه مدولاسیون فاز به bi-phase modulation شناخته می شود. شکل زیر این فرایند را نمایش می دهد:



- مطابق شکل اطلاعات مورد نظر در قالب دو دنباله از اعداد باینری که به کد های CA (Coarse Acquisition Code or Clear) و P (Precise or Protected Code) معروفند از بخش فضایی به زمین مخابره می شود. مشخصات کد های CA و P در جدول زیر مقایسه شده اند:

$f_0/10$=1.023Mhz	λ_{CA}=293.1m	T=1 miliseconds
f_0=10.23Mhz	λ_P=29.31m	T=266.4 Days
$f_0/204600$=50bps		T=30 seconds



ساختار سیگنال در سیستم GPS

- از آنجا که در تعیین موقعیت با GPS اندازه گیری به حداقل چهار ماهواره مختلف ضروری است، برای ایجاد امکان تشخیص ماهواره های مختلف هر ماهواره از کد CA مربوط به خود استفاده می کند. این تکنیک برای تشخیص ماهواره های یک سیستم اصطلاحا به CDMA (Code Division Multiple Access) معروف است. به طوریکه خواهیم دید در سیستم تعیین موقعیت GLONASS برای ایجاد امکان تشخیص سیگنال ماهواره های مختلف از یکدیگر از فرکانس های متفاوتی استفاده می شود. این تکنیک به FDMA (Frequency Division Multiple Access) شناخته می شود. علاوه بر این در عمل کد P به قسمت های ۷ روزه تقسیم (به دوره تناوب بزرگ این کد توجه کنید) و هر قسمت توسط یک ماهواره مخابره می شود. قسمت های ۷ روزه با یک عدد PRN (PRN –Pseudo Random Noise- number) خاص شناسایی می شود.
- به خاطر طول موج بلند این دو کد، کد های CA و P به کد های شبه نویز تصادفی یا PRN (Pseudo-Random Noise codes) معروفند. طول موج کوتاه تر کد P اندازه گیری فاصله بین ماهواره و گیرنده با این کد را با دقت بالاتری امکان پذیر می سازد.
- در عمل کد CA تنها بر موج حامل L1 ولی پیغام ناوبری و کد P بر هر دو موج حامل L1 و L2 مدوله می شوند. بنابراین اجزاء سیگنال های سیستم GPS را می توان به صورت زیر در نظر گرفت:

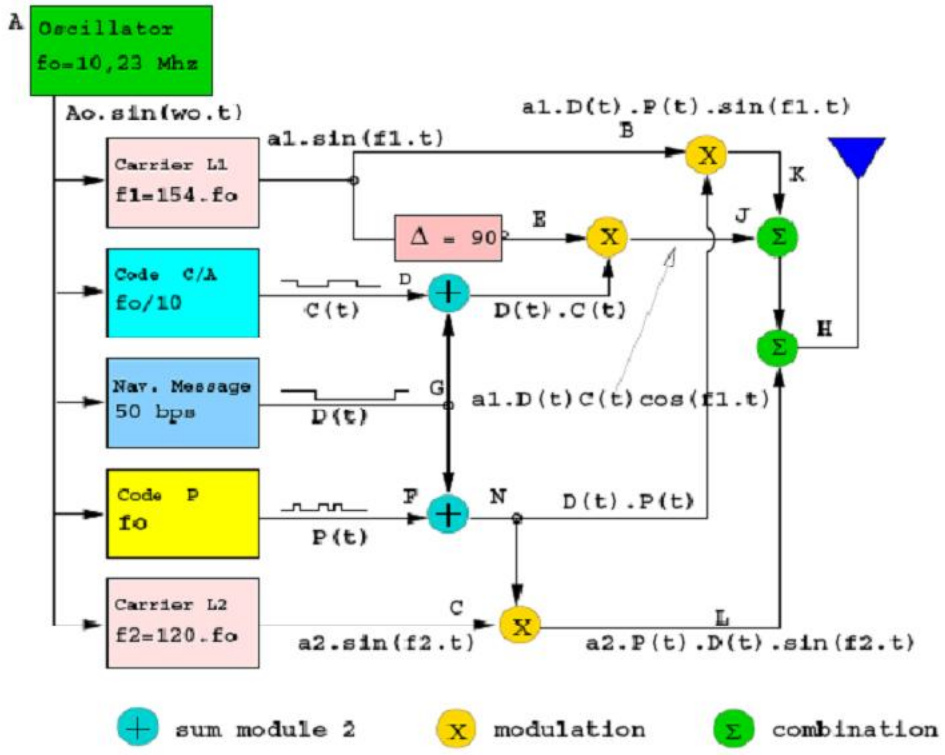
$L1=A_1P(t)D(t)\cos(f_1t)+A_1CA(t)\sin(f_1t)$

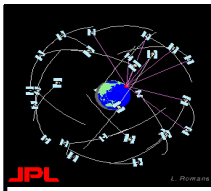
$L2=A_2P(t)D(t)\cos(f_2t)$

$A_1\cos(f_1t)$ & $A_2\cos(f_2t)$ سیگنال های مدوله نشده (امواج حامل) L1 و L2

P(t): کد P

CA(t): کد CA »»**به تغییر کد های CA و P با تغییر زمان ارسال سیگنال توجه کنید**««





ساختار سیگنال در سیستم GPS

- اندازه گیری زمان حرکت سیگنال از لحظه ارسال در ماهواره تا لحظه دریافت در گیرنده از طریق مقایسه موج دریافتی با موج مشابهی که در گیرنده تولیده می شود صورت می گیرد. این فرایند در جلسات آتی مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

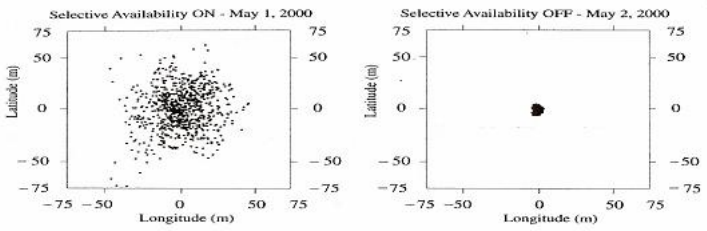
- **نحوه کنترل سطح دسترسی کاربران:** جلسه قبل دیدیم که کاربران سیستم GPS از دو سطح دسترسی متفاوت (متناظر با دوسطح دقت متفاوت) برخوردارند. کنترل سطح دسترسی کاربران در اختیار ارتش ایالات متحده امریکا است. در عمل سطح دسترسی کاربران به سیستم از سه طریق زیر محدود می گردد:
  - ایجاد خطا در زمان مخابره شده از ماهواره به کاربران سیستم. این روش ایجاد محدودیت در سطح دسترسی به δ- technique موسوم است.
  - ایجاد خطا در اطلاعات مداری. این روش ایجاد محدودیت دسترسی به ε-technique معروف است.
  - رمز گذاری یا ایجاد محدودیت در دسترسی به کد P یا کد دقیق (Precise Code) که دقت بالاتری از تعیین موقعیت را امکان پذیر می سازد. کد رمز گذاری شده اصطلاحاً به کد Y شناخته می شود.

- دو روش نخست در ایجاد محدویت در سطح دسترسی به Selective Availability یا دسترسی انتخابی شناخته می شود. این تکنیک در محدود کردن سطح دسترسی کاربران سیستم با پرتاب نخستین ماهواره از ماهواره های Block II (سال ۱۹۹۰)عملیاتی و در جریان جنگ خلیج (Gulf crisis) غیر فعال و مجدداً در November سال ۱۹۹۱ فعال شد. نهایتا در اول ماه May سال ۲۰۰۰ میلادی با دستور رئیس جمهور وقت ایالات متحده (بیل کلینتن) کنترل سطح دسترسی به سیستم با این خطا (SA) متوقف شد.
- از روش سوم در ایجاد محدودیت سطح دسترسی به Anti-Spoofing شناخته می شود.استفاده از AS نیز با پرتاب ماهواره های Block II عملیاتی شد.

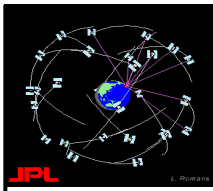


ساختار سیگنال در سیستم GPS

- AS علاوه بر اینکه سطح دسترسی کابران این سیستم را محدود می کند، بخشی اجتناب ناپذیر از سیستم محسوب می شود: در صورت استفاده از سیگنالی با ساختار معلوم کشور های متخاصم (دشمنان ایالات متحده) را قادر می ساز تا با شبیه سازی سیگنال مورد استفاده باعث ایجا اختلال در کارکرد این سیستم گردند.
- با وجود رمز گذاری کد P گیرنده های ژئودتیک با بکار گیری مکانیزمی خاص ولی با دقت کمتر دسترسی به هر دو سیگنال سیستم GPS را ممکن کرده اند.
- شکل زیر نحوه اثر خطای SA بر موقعیت نقاط را نمایش می دهد:

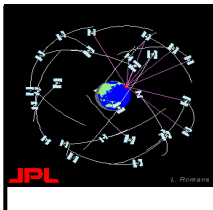


- با غیر فعال شدن خطای SA دقت سرویس SPS به بهتر از 13 متر در مختصات مسطحاتی و بهتر از 22 متر در مولفه ارتفاعی رسیده است.
- با وجود دقت قابل مقایسه سرویس SPS با سرویس PPS امواج سیستم برای کاربران نظامی در باندی وسیعتر ارسال می شود. به این ترتیب امکان ایجاد پارازیت بر این امواج در سرویس PPS به مراتب کمتر از سرویس SPS است.



ساختار سیگنال در سیستم GPS-افمریدها

- پس از روشن کردن گیرنده، عملیات شناسایی سیگنال های سیستم آغاز می گردد. این فرایند در صورت عدم اطلاع قبلی از موقعیت تقریبی ماهواره ها در فضا ی اطراف گیرنده به زمان زیادی نیاز دارد. برای حل این مشکل اطلاعات مداری تقریبی ماهواره ها که به اطلاعات تقویم نجومی یا Almanac data شناخته می شود از طریق امواج سیستم در اختیار گیرنده قرار می گیرد. به این ترتیب با شناسایی اولین ماهواره از سیستم گیرنده می تواند به کمک اطلاعات آلماناک موقعیت تقریبی سایر ماهواره های سیستم را تشخیص داده و با سرعت بیشتری سیگنال آنها را شناسایی و به سیستم قفل (Lock) نماید.
- بطور کلی موقعیت مداری ماهواره ها اصطلاحاً به Ephemerides معروف است. با توجه به مطالب جلسات قبل افمریدها به سه دسته کلی طبقه بندی می شوند:
  - Almanac یا اطلاعات مداری تقریبی
  - اطلاعات مداری کم دقت (Broadcast Ephemerides)
  - اطلاعات مداری دقیق (Precise Ephemerides)
- Almanac شامل مجموعه اطلاعات زیر است:
  - عدد PRN ماهواره که با علامت اختصاری ID شناخته می شود
  - وضعیت سلامت (Health Statues) ماهواره
  - هفته جاری GPS (GPS Week)
  - اپک مرجع در هفته جاری (t_a)



ساختار سیگنال در سیستم GPS – افمریدها

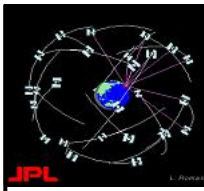
- ریشه مربعی نصف قطر بزرگ بیضی مدار ماهواره ($a^{1/2}$)
- خروج از مرکزیت بیضی مدار (e)
- انامولی متوسط در اپک مرجع (M_a)
- آرگومان پریجی (ω)
- میزان انحراف صفحه مدار ماهواره از میل اسمی ۵۵ درجه (δi)
- طول جغرافیایی بعد نقطه گره ای سعودی (λ_0)
- نرخ بعد نقطه گره ای صعودی ($d\Omega/dt$)
- ضرایب خطای ساعت ماهواره (بایاس های فاز و فرکانس ساعت: a_0 و a_1)

- اطلاعات مداری کم دقت در اپک جاری (لحظه مورد نظر) به کمک روابط زیر محاسبه می شود:

$$M = M_a + n(t - t_a)$$
$$i = 55 + \delta i$$
$$\lambda = \lambda_0 + (d\Omega/dt)(t - t_a) - \omega_e t_a$$
$$\delta^t = a_0 + a_1(t - t_a)$$

در این روابط ω_e سرعت دوران زمین، t زمان مشاهده (اپک مورد نظر) و t_a اپک مرجع و δ^t تصحیح ساعت ماهواره است.

- اطلاعات Almanac معمولا هر ۶ روز یکبار به هنگام (update) می شود.



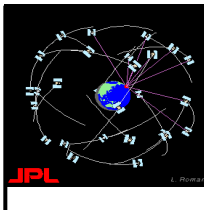
ساختار سیگنال در سیستم GPS- افمریدها

- اطلاعات مداری کم دقت (Broadcast Ephemerides) بر مبنای مشاهدات ۵ ایستگاه بخش کنترل سیستم GPS و در ایستگاه کنترل اصلی محاسبه می گردند.
- محاسبه و پیش بینی این اطلاعات برای ماهواره های مختلف سیستم مبتنی بر روش فیلترینگ کالمن است.
- این اطلاعات سه تا یک بار در روز به ماهواره های سیستم تزریق (upload) می شود. دقت پارامتر های مداری غیر دقیق در حالت نخست حدود ۵ متر و در حالت دوم به تقریباً ۱۰ متر می رسد. در طول مدت فعال بودن خطای SA این دقت به ۳۰ تا ۵۰ متر کاهش یافته بود. جدول زیر مجموعه پارامتر های مداری غیر دقیق را که از طریق پیغام ناوبری در دسترس کاربران سیستم قرار می گیرد نمایش می دهد:

Broadcast ephemerides.

Parameter	Explanation
AODE	Age of ephemerides data
t_e	Ephemerides reference epoch
$\sqrt{a},\ e,\ M_0,\ \omega_0,\ i_0,\ \ell_0$	Keplerian parameters at t_e
$\mathrm{d}\,n$	Mean motion difference
$\mathrm{d}\,i$	Rate of inclination angle
$\mathrm{d}\,\Omega$	Rate of node's right ascension
$C_{uc},\ C_{us}$	Correction coeff. (argument of perigee)
$C_{rc},\ C_{rs}$	Correction coeff. (geocentric distance)
$C_{ic},\ C_{is}$	Correction coeff. (inclination)

11



ساختار سیگنال در سیستم GPS

- در جلسات قبل اطلاعات مداری کم دقت و نحوه تبدیل آنها به مختصات مستقیم الخط کاتزین مورد بررسی قرار گرفت. در آنجا دیدیم که دستیابی به دقت بالا در پردازش داده های شبکه های بزرگ مستلزم در اختیار داشتن مختصات دقیق ماهواره ها است. جدول زیر به خوبی نقش دقت اطلاعات مداری در دستیابی به دقت های بالا در تعیین موقعیت دقیق را روشن می کند.چنانکه قبلا ملاحظه شد، برای رسیدن به این هدف از شبکه های ردیابی بین المللی و منطقه ای نظیر شبکه های IGS ، COARS و IPGN استفاده می شود.
- شبکه IGS: سرویس بین المللی IGS (International GNSS Service for Geodynamics) در سال 1990 در پی یک تصمیم بین المللی در انجمن بین المللی ژئودزی IAG (International Association of Geodesy) برای ایجاد امکان انجام مطالعات ژئودینامیک شکل گرفت. پس از یک دوره آزمایشی در سال 1992 فعالیت این سرویس به صورت رسمی از سال 1993 آغاز شد.
- انجام مطالعات ژئودینامیک مستلزم دستیابی به دقت های بسیار بالا در موقعیت نقاط این شبکه است. با توجه به ابعاد این شبکه جهانی دستیابی به دقت های بالا در موقعیت نقاط مستلزم استفاده از موقعیت دقیق مداری ماهواره است. بنابراین از ابتدا یکی از اهداف این سرویس تعیین دقیق موقعیت مداری ماهواره ها و قرار دادن این اطلاعات در اختیار عموم کاربران سیستم GPS تعریف و تعیین شد.
- این سرویس بین المللی دارای مراکز محاسبات و پایگاه های داده مختلفی است که جزئیات مربوط به آنها از طریق وب سایت این سرویس به آدرس زیر در دسترس کلیه کاربران سیستم GPS است.
- اطلاعات مداری دقیق در قالب محصولات مداری مختلفی به شرح زیر با تاخیر های زمانی مختلف در اختیار کاربران این سیستم قرار می گیرد:

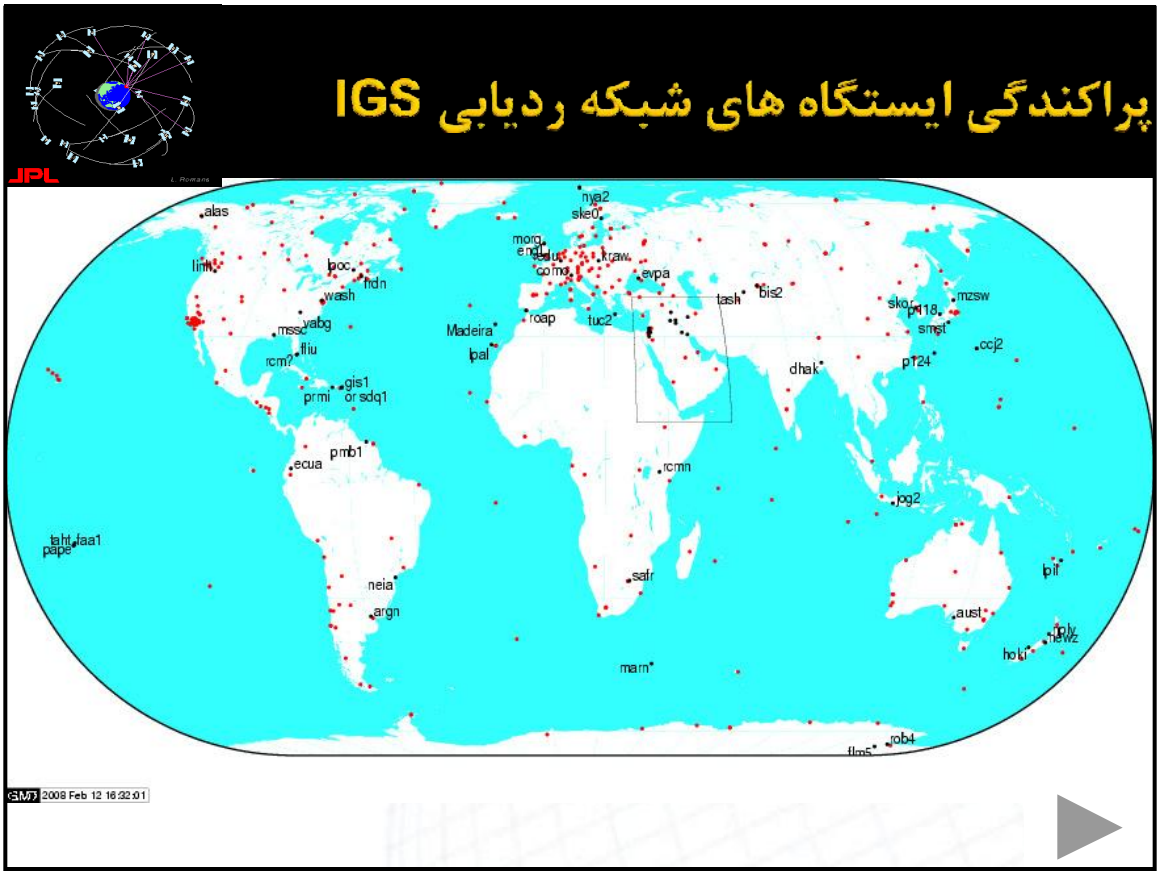
http://igscb.jpl.nasa.gov

Errors in baseline components due to orbit errors.

Orbit Error	Baseline Length	Baseline Error in ppm	Baseline Error in mm
2.5 m	1 km	.1 ppm	- mm
2.5 m	10 km	.1 ppm	1 mm
2.5 m	100 km	.1 ppm	10 mm
2.5 m	1000 km	.1 ppm	100 mm
.05 m	1 km	.002 ppm	- mm
.05 m	10 km	.002 ppm	- mm
.05 m	100 km	.002 ppm	.2 mm
.05 m	1000 km	.002 ppm	2 mm

Estimated quality of orbits in 2000.

Orbit Type	Quality (m)	Delay of Availability	Available at
Broadcast Orbits	3.00 m	Real Time	Broadcast Message
CODE Predicted Orbits	0.20 m	Real Time	CODE through FTP
CODE Rapid Orbits	0.10 m	After 16 Hours	CODE through FTP
CODE Final Orbits	0.05 m	After 5–11 Days	CODE, IGS Data Centers
IGS Ultra Rapid Orbit	0.20 m	After 3 Hours	IGS Data Centers and CBIS
IGS Rapid Orbit	0.10 m	After 19 Hours	IGS Data Centers and CBIS
IGS Final Orbit	0.05 m	After 13 Days	IGS Data Centers and CBIS



پراکندگی ایستگاه های شبکه دائم GPS کشور

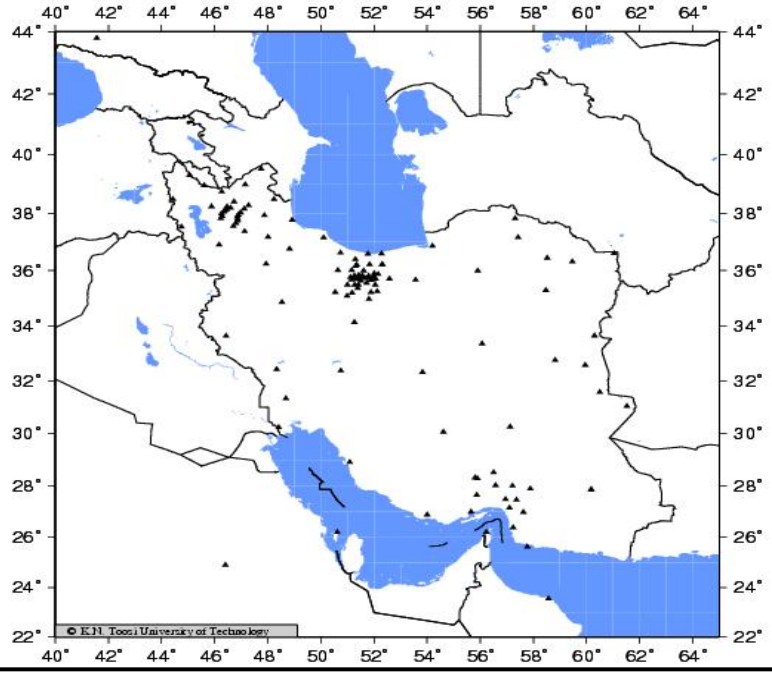


Table 4.2: CODE products available through anonymous ftp.

CODE *rapid* and *predicted* products available at `http://www.aiub.unibe.ch/download/CODE/`:

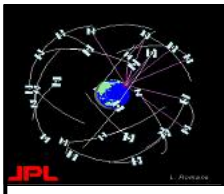
`CODwwwwd.EPH_R`	CODE rapid orbits
`COD.EPH_U`	CODE ultra-rapid orbits
`CODwwwwd.EPH_P`	CODE 24-hour orbit predictions
`CODwwwwd.EPH_P2`	CODE 48-hour orbit predictions
`CODwwwwd.EPH_5D`	CODE 5-day orbit predictions
`CODwwwwd.ERP_R`	CODE rapid ERPs belonging to the rapid orbits
`COD.ERP_U`	CODE ultra-rapid ERPs belonging to the ultra-rapid orbits
`CODwwwwd.ERP_P`	CODE predicted ERPs belonging to the 24-hour predicted orbits
`CODwwwwd.ERP_P2`	CODE predicted ERPs belonging to the 48-hour predicted orbits
`CODwwwwd.ERP_5D`	CODE predicted ERPs belonging to the 5-day predicted orbits
`CODwwwwd.CLK_R`	CODE high rate rapid clocks, 30-second values, Clock RINEX format
`COD.SUM_U`	Summary of stations used for the actual ultra-rapid orbit
`CODwwwwd.TRO_R`	CODE rapid troposphere product, Troposphere SINEX format
`COD.TRO_U`	CODE ultra-rapid troposphere product, Troposphere SINEX format
`CORGdddO.yyI`	CODE rapid ionosphere product, IONEX format
`COPGdddO.yyI`	CODE 1-day or 2-day ionosphere predictions, IONEX format
`CODwwwwd.ION_R`	CODE rapid ionosphere product, Bernese format
`CODwwwwd.ION_P`	CODE 1-day ionosphere predictions, Bernese format
`CODwwwwd.ION_P2`	CODE 2-day ionosphere predictions, Bernese format
`DATA_USED_UP_TO_dddh`	Description of the actual ultra-rapid products
`GLOwwwwd.EPH_5D`	CODE 5-day GLONASS orbit predictions (based on broadcast orbits)
`CGIMdddO.yyN_R`	Improved Klobuchar-style coefficients, RINEX format
`CGIMdddO.yyN_P`	1-day predictions of improved Klobuchar-style coefficients
`CGIMdddO.yyN_P2`	2-day predictions of improved Klobuchar-style coefficients
`P1C1.DCB`	CODE moving 30-day P1-C1 DCB solution, Bernese format
`P1P2.DCB`	CODE moving 30-day P1-P2 DCB solution, Bernese format, containing all GPS and GLONASS satellites
`CODE.DCB`	Merged P1-P2 and P1-C1 DCB product, Bernese format
`P1P2_ALL.DCB`	CODE moving 30-day P1-P2 DCB solution, Bernese format, containing all GPS and GLONASS satellites and all stations used
`P1P2_GPS.DCB`	CODE moving 30-day P1-P2 DCB solution, Bernese format, containing only the GPS satellites

continued on next page

continued from previous page

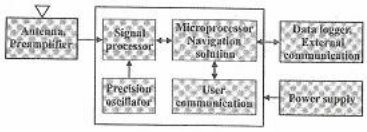
CODE *final* products available at http://www.aiub.unibe.ch/download/CODE/yyyy/.

CODwwwwd.EPH.Z	CODE final orbits, our *official* IGS orbit product
CODwwww7.ERP.Z	CODE final ERPs belonging to the final orbits, values for the full week
CODwwwwd.CLK.Z	CODE high rate final clocks, 30-second values, Clock RINEX format
CODwwwwd.TRO.Z	CODE final troposphere product, Troposphere SINEX format
CODddddd.yyI.Z	CODE final ionosphere product, IONEX format
CODwwwwd.ION.Z	CODE final ionosphere product, Bernese format
CODwwww7.SNX.Z	CODE weekly SINEX product
CODwwww7.SUM.Z	CODE weekly summary files
COXwwwwd.EPH.Z	CODE precise GLONASS orbits (for GPS week 0990–1068)
COXwwww7.SUM.Z	CODE weekly summary files of GLONASS analysis
CGIMdddO.yyN.Z	Navigation messages containing improved Klobuchar-style ionosphere coefficients
P1C1yymm.DCB.Z	CODE monthly P1-C1 DCB solutions, Bernese format
P1P2yymm.DCB.Z	CODE monthly P1 P2 DCB solutions, Bernese format, containing all GPS and GLONASS satellites
P1P2yymm_ALL.DCB.Z	CODE monthly P1-P2 DCB solutions, Bernese format, containing all GPS and GLONASS satellites and all stations used

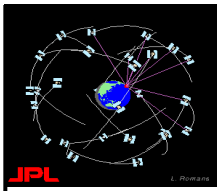


گیرنده های سیستم GPS

- سیگنال های GPS توسط دستگاهی به نام گیرنده (Receiver) در فضا جستجو (detect) و در یافت می شوند. هر گیرنده از اجزاء مختلفی تشکیل می شود. در گیرنده های سیستم GPS این اجزاء شامل:
  - آنتن مجهز به تقویت کننده: به خاطر فاصله زیاد ماهواره ها از زمین، سیگنال های سیستم در لحظه دریافت نسبت به لحظه ارسال به شدت تضعیف شده اند. بنابراین معمولا آنتن های مورد استفاده در این سیستم به تقویت کننده برای تقویت سیگنال دریافتی مجهز می شوند.
  - رابط کاربر (front-end section) در بخش های فرکانس رادیویی (Radio Frequency-RF) و فرکانس میانی (Intermediate Frequency-IF): RF/IF Section
  - ردیاب سیگنال (Signal Tracker) و کورلیتور (Correlator)
  - ریز پردازنده (microprocessor) برای: کنترل گیرنده، نمونه برداری از سیگنال دریافتی (data sampling) و پردازش اطلاعات (data processing)
  - نوسان ساز (Oscillator)
  - منبع تغذیه (Power Supply)
  - حافظه برای ذخیره کردن اطلاعات (memory)
  - رابط کاربر (User Interface)

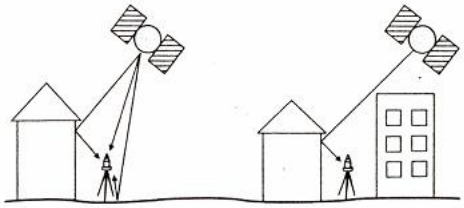


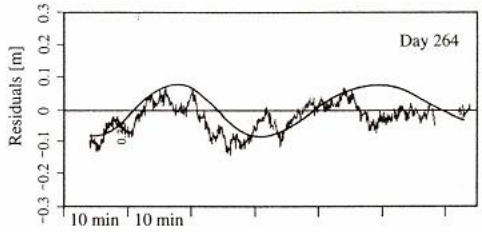
- بخش هلای مختلف یک گیرنده و نحوه تعامل آنها با یکدیگر در شکل نمایش داده شده است.در ادامه به بررسی هریک از اجزاء فوق می پردازیم.
- با وجود تضعیف شدید سیگنال سیستم در اثر عبور از لایه های ضخیم جو به دلیل استفاده از تکنیک Spread Spectrum یا ارسال امواج در باند وسیع این امواج کمتر تحت تاثیر عوامل ایجاد نویز قرار می گیرند. نسبت میزان اطلاعات قابل دریافت از یک سیگنال تضعیف شده به میزان نویز موجود در سیگنال، اصطلاحا به نسبت سیگنال به نویز (Signal to Noise Ratio-SNR) معروف است. SNR بر حسب واحد دسی بل (decibel) سنجیده می شود.

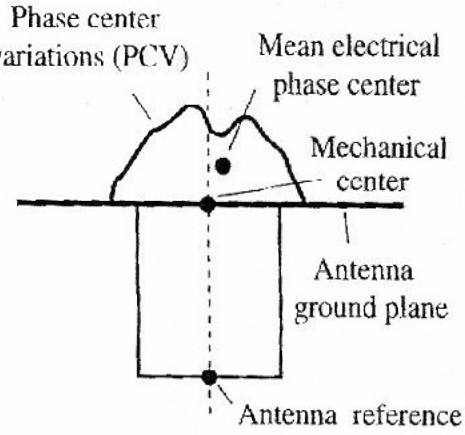


گیرنده های سیستم GPS - آنتن

- آنتن یک گیرنده امواج الکترومغناطیس شناسایی شده را پس از تبدیل به جریان الکتریکی و تقویت قدرت سیگنال به سایر اجزاء الکترونیکی گیرنده منتقل می کند. آنتن گیرنده باید از دو ویژگی بسیار مهم حساسیت بالا و قابلیت دریافت سیگنال از جهات مختلف برخوردار باشد. تضعیف سیگنال های GPS و تمایل کاربران به استفاده از آنتن هایی با ابعاد کوچک حساسیت بالای آنتن های یک سیستم اندازه گیری با GPS را ایجاب می کند. علاوه بر این با توجه به هندسه بخش فضایی سیستم، امواج در جهات مختلف به گیرنده ارسال می شود بنابراین، آنتن گیرنده لزوما باید توانایی دریافت سیگنال از جهات مختلف را داشته باشد.
- علاوه بر ویژگی های فوق آنتن گیرنده های مورد استفاده در کاربرد های ژئودتیک که به گیرنده های ژئودتیک (Geodetic Recievers) معروفند می بایست از دو ویژگی زیر نیز برخوردار باشند:
- ثبات بالای مرکز فاز آنتن (Phase Center Stability): مطابق شکل مرکز فاز یک آنتن نقطه ای است الکتریکی که امواج در آن نقطه دریافت می شوند. به طوریکه خواهیم دید این نقطه الکتریکی نقطه ای ثابت نیست و با تغییر زاویه ارتفاعی امواج و آزیموت آنها تغییر می کنند.عدم انطباق مرکز الکترونیکی فاز یک آنتن با مرکز فیزیکی آن که از طریق سانتراژ بر نقطه اندازه گیری منطبق می شود خطای قابل ملاحظه ای را در تعیین موقعیت دقیق با GPS ایجاد میکند. از آنجا که تغییرات مرکز فاز غالبا در مولفه Z موقعیت نقاط است، عدم توجه به این تغییرات باعث ایجاد خطای موقعیت در مولفه ارتفاعی موقعیت نقاط می گردد.
- توانایی مقابله با اثر چند مسیری شدن (Multipath) – سیگنال هایی که از سطوح منعکس کننده اطراف محل استقرار آنتن به گیرنده می رسند و در اثر تداخل با امواجی که مستقیما از ماهواره دریافت می شوند به شدت بر نسبت سیگنال به نویز اثر می گذارند.



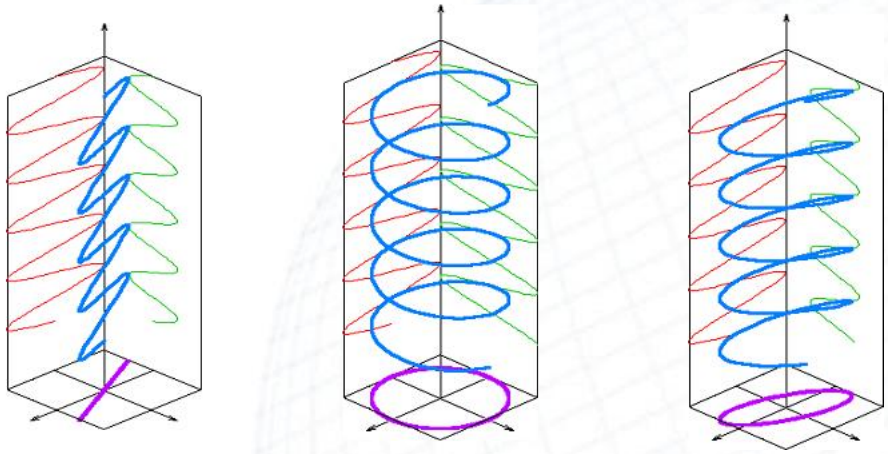




گیرنده های سیستم GPS – آنتن

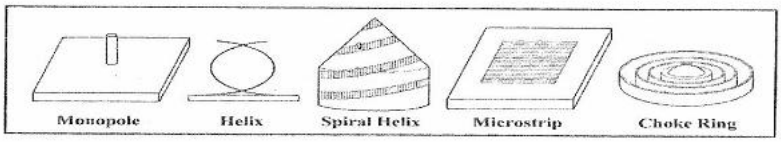
- ساختار سیگنال های سیستم GPS ایجاب می کند که آنتن های مورد استفاده دارای پلاریزاسیون دایره ای (Circular Polarization) باشند. پلاریزاسیون یک موج امتداد نوسانات آن موج را در صفحه که بر امتداد انتشار موج عمود است نمایش می دهد. شکل بعد سه سیگنال با ساختار پلاریزاسیون متفاوت را جهت مقایسه نمایش می دهد.

پلاریزاسیون بیضی – پلاریزاسیون دایره ای- پلاریزاسیون خطی

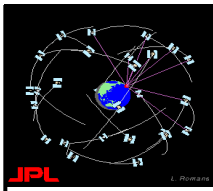


گیرنده های سیستم GPS - انواع آنتن

- تعدادی از انواع مختلف آنتن های مورد استفاده در بخش زمینی سیستم GPS در شکل زیر نمایش داده شده است:

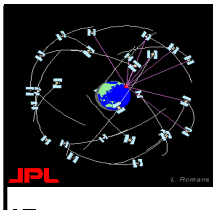


- برخی مشخصات این آنتن ها عبارت است از:
  - آنتن های Monopole
    - تک فرکانسه
    - ابعاد کوچک و سهولت ساخت از مزایای این آنتن هاست
    - برای کاهش اثر چند مسیری شدن استفاده از ground plane با این آنتن ها اجتناب ناپذیر است. برای این منظور ground plane خاصی طراحی شده است.
  - آنتن های Helix
    - از نقطه نظر ساخت پیچیده تر از آنتن های مدل قبل محسوب می شوند.
    - تک فرکانسه بوده و در استفاده از این آنتن ها به ground plane نیازی نیست
    - قدرت دریافت سیگنال خوبی دارند.



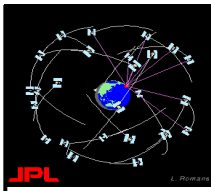
انواع آنتن

- آنتن Sperical Helix
  - آنتن هایی دو فرکانسه اند
  - مرکز فاز این آنتن ها از استحکام خوبی بر خوردار نیست.
  - قدرت دریافت سیگنال این آنتن ها خوب است
- آنتن Microsrip
  - در هر دو مدل تک فرکانسه و دو فرکانسه تولید شده اند
  - دارای تکنولوژی ساخت ساده ای هستند
  - قدرت دریافت سیگنال این آنتن ها پایین است
  - به لحاظ سطح مقطع کوچک این آنتن ها برای ناوبری بسیار مناسب هستند.
- آنتن Choke ring
  - عموما دو فرکانسه هستند
  - برای کاهش اثر multipath (خطای چند مسیری شدن) در استفاده از این آنتن ها باید از ground plane استفاده کرد
  - بر خلاف آنتن های دیگر از چند حلقه متحدالمرکز تشکیل می شوند که مرکز مشترک آنها بر محور قائم آنتن قرار دارد.
  - قدرت دریافت سیگنال خوبی دارند.



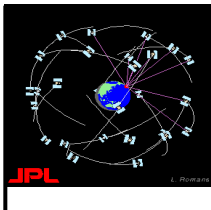
بخش RF/IF

- در این بخش سیگنال دریافتی ابتدا تغییر فرکانس می یابد (از فرکانس رادیویی-RF- به فرکانس میانی-IF تبدیل می شود). تغییر فرکانس سیگنال دریافتی از طریق ترکیب این سیگنال با سیگنال دیگری که توسط نوسان ساز (ساعت) گیرنده تولید می شود انجام می گیرد. به این ترتیب سیگنال RF به سیگنال IF تبدیل می شود. در این مرحله سیگنال IF به بخش ردیابی و کورلیتور ارسال می شود.
- به منظور کاهش قیمت تمام شده سیستم در گیرنده ها غالبا از نوسان ساز های ارزان قیمت (quartz oscillator) استفاده می شود. مهمتر اینکه به طوریکه خواهیم دید از طریق ترکیب اندازه گیری های یک گیرنده (تشکیل مشاهدات دوتفاضلی double difference) می توان خطای ساعت گیرنده ها را حذف کرد.
- سیگنال های IF هر ماهواره در این بخش با توجه به اطلاعات کد مربوطه از یکدیگر تفکیک و در کانال های متفاوتی قرار می گیرند. کانال یک گیرنده (receiver channel) بخش اصلی الکترونیکی یک گیرنده محسوب می شود. در گیرنده های قدیمی تر تعداد کانال ها محدود و چند ماهواره های به صورت منقطع (در فواصل زمانی مختلف تا ۱ ثانیه) در یک کانال ردیابی می شد. تکنولوژی ردیابی در این نوع از گیرنده های GPS اصطلاحا به Sequencing Channel Concept معروف است. در گیرنده های جدید امکان ردیابی هر ماهواره در یک کانال خاص آن وجود دارد.این تکنولوژی ردیابی به Parallel Channel Concept معروف است. ردیابی هر ماهواره در یک کانال خاص احتمال قطعی موقت اندازه گیری به آن ماهواره (Loss of Phase Lock) را کاهش می دهد. با این وجود افزایش تعداد کانال ها باعث ایجاد خطای سیستماتیک سخت افزاری می شود که به بایاس بین کانالی (inter-channel biases) شناخته می شوند.در گیرنده های مدرن با کالیبره کردن گیرنده می توان اثر این بایاس را تا کمتر از 0.1mm کنترل کرد.
- گیرنده های با تعداد کانال کمتر از معماری گیرنده های GPS (GPS receiver architecture) و بازار فروش حذف و با گیرنده با تعداد کانال کافی (معمولا ۱۲ کانال) برای ردیابی تمام ماهواره ای قابل دید جایگزین شده اند. این قابلیت در اصطلاح به all in view tracking capability معروف است.



بخش ردیابی و ریز پردازنده گیرنده

- چنانکه قبلا اشاره شد تعیین زمان حرکت سیگنال از ماهواره به گیرنده از طریق مقایسه سیگنال دریافتی یا بطور دقیق تر سیگنال IF با سیگنال مشابهی که توسط نوسان ساز (ساعت) گیرنده تولید می شود صورت می پذیرد. انجام این کار در بخش ردیابی سیگنال گیرنده انجام می شود.
- در این بخش از مقایسه سیگنال IF با سیگنال مشابه تولید شده در گیرنده سیگنال باقیمانده ای تولید می شود. با تغییر سیگنال تولید شده در گیرنده سیگنال اختلاف را به حداقل ممکن کاهش می یابد. زمان دقیق ارسال سیگنال وقتی مشخص می شود که اختلاف بین دو سیگنال IF و سیگنال تولید شده در گیرنده به صفر برسد.
- مقایسه مذکور از طریق دو حلقه موسوم به حلقه های ردیابی (Tracking Loops) انجام می شود. این دو حلقه اصطلاحا به Phase Lock Loop و Code Lock Loop معروفند. جزئیات بیشتر در خصوص ساختار و عملکرد این دو حلقه در بخش بعد مورد بررسی قرار خواهد گرفت.
- ریز پردازنده در یک گیرنده عملکرد آن را کنترل می کند. این کنترل شامل انجام مجموعه ای از وظایف به شرح زیر است :
  - دریافت سیگنال و پردازش آن
  - تفکیک کردن اطلاعات مداری از سیگنال دریافتی (decoding broadcast message)
  - محاسبه موقعیت و سرعت گیرنده
  - تبدیل مختصات به سیستم مختصات محلی
  - منظور کردن تصحیحات در سیستم DGPS (Differential GPS)
  - کنترل دستورات ورودی و نمایش نتایج خروجی
- با توسعه تکنولوژی ساخت، در گیرنده های جدید وظایف بیشتری بر عهده این بخش از گیرنده قرار می گیرد.



منبع تغذیه و حافظه

- **منبع تغذیه:** جهت تامین انرژی الکتریکی لازم هر گیرنده GPS از یک منبع تغذیه استفاده می کند. در نخستین مدل از گیرنده های GPS به دلیل میزان مصرف انرژی بالای این گیرنده ها از ژنراتور های مولد برق استفاده می شد. در گیرنده های مدرن امروزی به دلیل کاهش میزان مصرف انرژی گیرنده ها این منابع تغذیه تدریجا با باطری های با ولتاژ پایین و مستقیم (DC) نظیر باطری های نیکل – کادمیم و لیتیم جایگزین شده اند. منابع تغذیه جدید با حجم و وزن کمتر کارایی بیشتری دارند. با باطری های لیتیم جدید می توان در نرخ ثبت اطلاعات مناسب تا هفته ها اندازه گیری را بدون نیاز به شارژ مجدد باطری انجام داد. علاوه بر این برای شارژباطری نیازی به دشارژ شدن کامل آنها نیست. نکته مهم دیگری که در این ارتباط اشاره به آن ضروری به نظر می رسد لزوم شارژ تقریبا ۱۵ ساعته این باطری ها پیش از استفاده از دستگاه برای اولین بار است.
- **حافظه:** در مدل های قدیمی گیرنده های GPS ثبت اندازه گیری ها و ذخیره سازی آنها بر روی نوار های مغناطیسی صورت می گرفت. در مدل های جدید تر این گیرنده ها برای این کار از انواع دیگری از حافظه ها نظیر کارت های حافظه مخصوصی که شباهت بسیاری به کارت های حافظه معمولی مورد استفاد ه در دستگاه های مختلف نظیر تلفن همراه دارند استفاده می شود. با نمونه ای از این کارت ها در بخش عملی این درس و در کار با گیرنده های مدل سرسل و تریمبل آشنا خواهید شد. مزیت کارت های حافظه به حافظه های ثابت (built-in memory) در این است که برای انتقال مشاهدات از گیرنده به کامپیوتر جهت پردازش و محاسبه مختصات نقاط نیازی به (جابجایی و) اتصال گیرنده به کامپیوتر نیست. این ویژگی به خصوص در مورد گیرنده های دائم از اهمیت بیشتری برخوردار است چراکه ترجیحا نمی بایست در فرایند اندازه گیری این گیرنده ها هیچ اختلال و توقفی صورت پذیرد.

یک ساعت اندازه گیری به شش ماهواره و ثبت اندازه گیری های در هر ثانیه مستلزم 1.5Mbyte فضای حافظه است.

رابط کاربر- واحد های ورودی، نمایش و خروجی

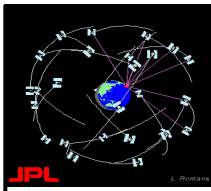
- این بخش از یک گیرنده GPS شامل: صفحه کلید برای وارد کردن اطلاعات ورودی مختلف نظیر مینیمم زاویه ارتفاعی سیگنال (Elevation Cutoff Angle)، نام ایستگاه، ارتفاع آنتن- مرکز فیزکی آنتن- و غیره است، صفحه نمایش برای نمایش اطلاعات مختلفی نظیر ماهواره های ردیابی شده، وضعیت هندسه بخش فضایی سیستم در لحظه اندازه گیری (پارامتر DOP) و غیره است. در گیرنده های جدید تر کنترلر های (Controller) دستی مجهز به ویندوز موبایل و نرم افزار های مخصوص دیگر نیز بخشی از سیستم تشکیل دهنده رابط کاربر گیرنده های GPS را تشکیل می دهند. شکل بعد اجزاء رابط کاربر از یک گیرنده را نمایش می دهد.





انواع گیرنده های سیستم GPS

- گیرنده های مختلف مورد استفاده در سیستم GPS را به روش های مختلفی می توان طبقه بندی کرد:
- **بر اساس نوع دتای اندازه گیری:** این گیرنده ها به انواع
  - C/A-Code receiver
  - C/A-Code+L1 Carrier Phase receiver
  - C/A-Code+L1 Carrier Phase+L2 Carrier Phase receiver
  - C/A-Code+P-Code+L1,L2 Carrier Phase receiver
- **بر اساس شیوه ردیابی ماهواره ها در کانال های گیرنده:** این گیرنده ها به انواع
  - Multi-Channel receiver
  - Sequential receiver
  - Multiplexing receiver
- **بر اساس کاربران سیستم:**
  - گیرنده های نظامی (military receivers)
  - گیرنده های غیر نظامی (civil receivers)
  - گیرنده های ژئودتیک/نقشه برداری (geodetic/surveying receivers)
  - گیرنده های ناوبری (navigation receivers)
  - گیرنده های دستی (handheld receivers)
  - گیرنده های مورد استفاده در تعیین زمان (timing receivers)
  - گیرنده های طراحی شده برای کاربرد های فضایی (space-borne receivers)



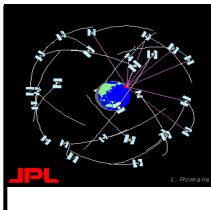
انواع گیرنده های سیستم GPS

- **بر اساس تکنیک مورد استفاده در حلقه های ردیابی**: انواع مختلف گیرنده ها عبارتند از
  - Code-dependent signal processing receivers
  - Codeless signal processing receivers
  - Semi-codeless signal processing receivers
- در کابردهای ژئودتیک (نقشه برداری) گیرنده های مورد استفاده می بایست ترجیحاً دارای قابلیت اندازه گیری فاز موج حامل در هر دو فرکانس L_1 و L_2 را داشته علاوه بر این دسترسی به موج حامل L_2 در تمام طول موج این موج حامل امکان پذیر باشد. با توجه به این موضوع آشنایی با انواع گیرنده ها بر اساس تکنیک مورد استفاده در حلقه های ردیابی از نقطه نظر مهندسی نقشه برداری مهم و در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

: Code-dependent signal processing receivers

- اغلب گیرنده های GPS تولید شده از این نوعند. تنها در این نوع گیرنده ها است که امکان جدا کردن (decode) کردن پیغام ناوبری و سایر اطلاعات مدوله شده بر روی سیگنال های موج حامل وجود دارد.
- بخش ردیابی در این نوع گیرنده ها از دو بخش اصلی تشکیل می شوند: لوپ ردیابی کد (code tracking loop) و لوپ ردیابی فاز (carrier tracking loop). تعیین زمان ارسال سیگنال و در نتیجه مدت زمانی که سیگنال فاصله بین ماهواره و گیرنده را می پیماید در لوپ ردیابی کد انجام می شود.

لوپ ردیابی کد: در این لوپ برای تعیین زمان ارسال سیگنال کدی مشابه با کدمدوله شده بر روی سیگنال در گیرنده تولید می شود. مولد کد (code generator) نوسان سازی است که با تغییر ولتاژ ورودی دنباله های متفاوتی از سیگنال های مشابه کد های CA و P را تولید می کند. با تغییر تاخیر زمانی کد تولید شده در گیرنده و مقایسه آن با کد دریافتی زمانیکه حداکثر وابستگی (correlation) بین دو کد به دست می آید زمان حرکت سیگنال و از آن فاصله بین ماهواره و گیرنده تعیین می گردد. این فاصله که معمولا به ρ نمایش داده می شود مسلماً متاثر از خطاهای ساعت ماهواره و گیرنده است. بدین لحاظ اصطلاحاً شبه فاصله (Pseudo-range) نامیده می شود.



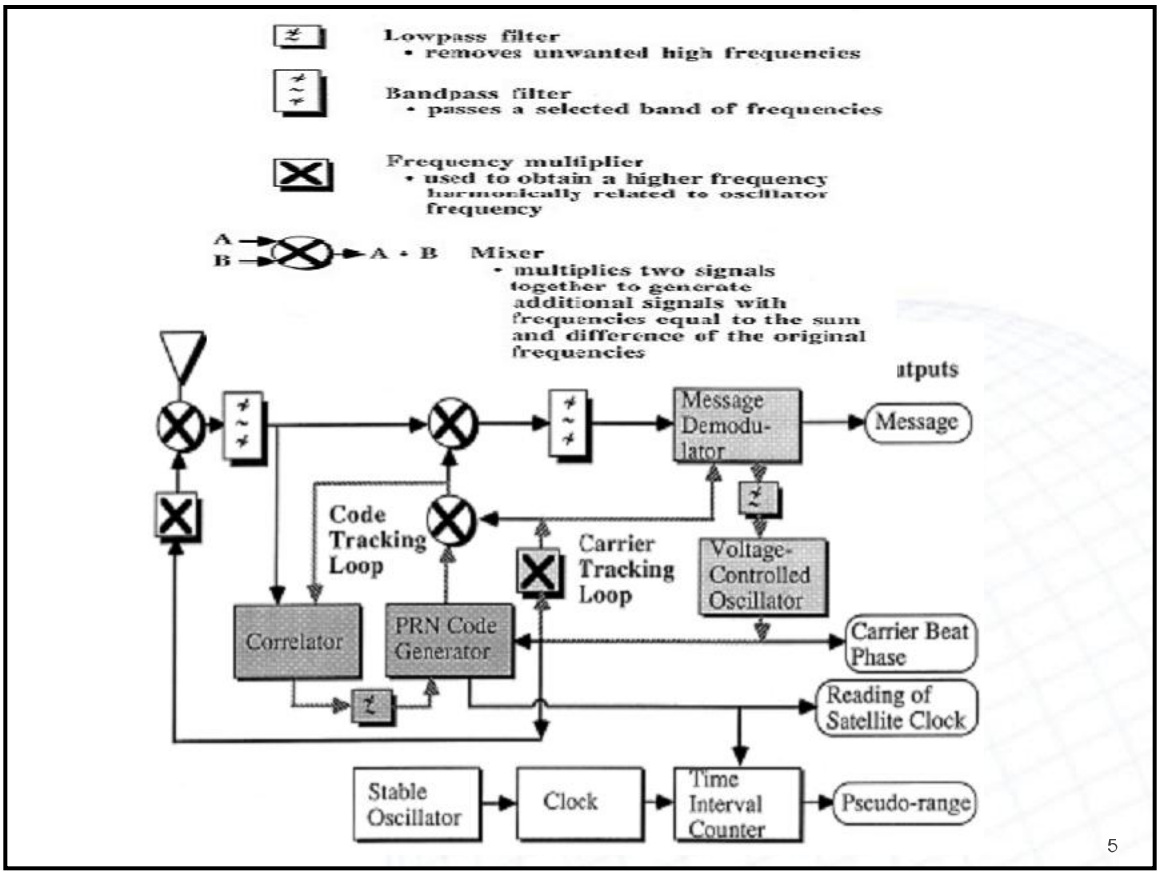
انواع گیرنده های سیستم GPS

لوپ ردیابی فاز: در این لوپ سیگنال کد مدوله شده بر موج حامل به کمک دنباله کد شناسایی شده در مرحله قبل از موج حامل تفکیک می گردد. برای این کار به کمک سیگنال کد شناسایی شده، سیگنال GPS دریافت شده باز سازی و از ضرب دو سیگنال در هم اطلاعات کد از سیگنال دریافتی حذف می گردد. سپس با فیلتر کردن سیگنال حاصل ضرب تغییرات فاز سیگنال دریافتی نسبت به سیگنال مرجع تولید شده در گیرنده تعیین می گردد. این کمیت اصطلاحا به ضربان فاز (beat phase) موسوم است. جزئیات بیشتر در خصوص نحوه عملکرد گیرنده در این لوپ و مفهوم ضربان فاز را در بخش مدل های ریاضی تعیین موقعیت بررسی خواهیم کرد.

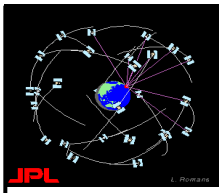
- با یکبار تشخیص فاز موج حامل و سیگنال کد مدوله شده بر روی امواج حامل مادامی که ارتباط بین ماهواره و گیرنده قطع نشده تغییرات فاز موج حامل و سیگنال کد (ناشی از تغییر موقعیت ماهواره در مدار) بطور مداوم تعیین و در فواصل زمانی مشخصی که کاربر تعیین می کند در حافظه سیستم ثبت می گردد.
- معماری داخلی گیرنده های code-dependent در گیرنده های ساخت شرکت های مختلف متفاوت است. با این وجود اجزاء اصلی سیستم اندازه گیری در این نوع گیرنده ها را می توان مطابق شکل بعد خلاصه کرد.

- **Codeless signal processing receivers**

- ایده استفاده از گیرنده هایی که بدون نیاز به در اختیار داشتن اطلاعاتی در خصوص دنباله های کد CA و P استفاده از سیستم GPS را ممکن سازد نخستین بار بطور مستقل در دانشگاه MIT امریکا و آزمایشگاه JPL سازمان فضایی امریکا (NASA)شکل گرفت. این نوع از گیرنده ها به گیرنده های Squaring Channel نیز معروفند.



5



انواع گیرنده های سیستم GPS

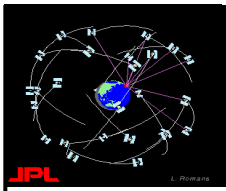
- این نوع گیرنده ها تنها اطلاعات فاز حامل سیگنال های سیستم GPS را در اختیار می گذارند. اساس کار در این نوع از گیرنده های GPS بسیار ساده است: چنانکه در جلسه قبل ملاحظه شد کد های CA و P از دنباله هایی از اعداد 1+ و 1- تشکیل می شوند. بنابراین با ضرب سیگنال مدوله شده با این دو کد در خودش این دو کد با دنباله ای از اعداد 1+ جایگزین می گردد. به عبارت دیگر اطلاعات مربوط به این دو سیگنال از موج حامل حذف می شود. دامنه چنین موجی مربع دامنه موج حامل و فرکانس آن دو برابر فرکانس موج حامل خواهد بود. به روابط زیر دقت کنید:

$$L2_P(t)=A_2P(t)D(t)\cos(2\pi f_2 t) \Rightarrow L2_P(t)\times L2_P(t)= A_2^2P^2(t)D^2(t)\cos^2(2\pi f_2 t)$$
$$= (1/2)A_2^2\cos(4\pi f_2 t)$$

از مقایسه این موج با موج تولید شده در گیرنده به ترتیبی مشابه قبل، فاز موج حامل و تغییرات آن پس از Lock کردن گیرنده به ماهواره های سیستم تعیین و تعقیب می گردد.

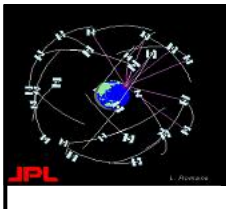
- یکی از مشکلات گیرنده های از این نوع مربع شدن نویز سیگنال و در نتیجه کاهش نسبت سیگنال به نویز در گیرنده است. علاوه بر این حل ابهام فاز (تعداد طول موج های کامل امواج حامل بین گیرنده و ماهواره) در این نوع از گیرنده ها نیز با مشکلاتی همراه است که در مبحث حل ابهام فاز در این خصوص بحث خواهد شد.
- در برخی از گیرنده های GPS مدل قبل از این تکنیک (Squaring) در بخش ردیابی کد برای تعیین فاز موج حامل استفاده می شود.
- تکنیک Squaring نخستین بار در دانشگاه MIT امریکا توسعه یافت. نخستین گیرنده مبتنی بر این روش اندازه گیری فاز گیرنده Macro meter GPS بود که در این دانشگاه ساخته و به بازار عرضه شد.
- در روش JPL برای تعیین فاز موج حامل بدون استفاده از دنباله های کد CA و P سیگنال GPS پس از تبدیل به سیگنال IF- کاهش فرکانس سیگنال جهت تسهیل کار با آن- الگو گرفته از روش اینترفرومتری در تعیین فاصله است که در مبحث VLBI مورد بحث قرار خواهد گرفت.

6



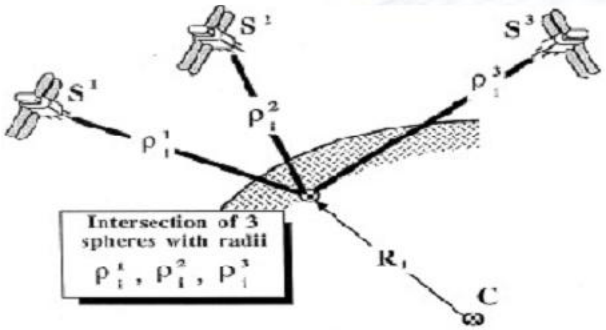
انواع گیرنده های سیستم GPS

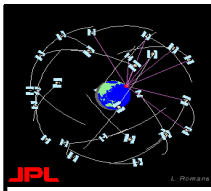
- در این روش بدون نیاز به اطلاع قبلی در خصوص ساختار سیگنال و بنابراین بدون نیاز به تولید سیگنالی مشابه سیگنال ارسال شده، از دو گیرنده GPS مستقر در دو سر یک طو باز برای تعیین فاصله بین دو ایستگاه استفاده می شود. برای این کار ابتدا برای ثبت دقیق زمان، گیرنده های مستقر در دو سر طول باز را به نوسان ساز هایی دقیق وصل کرده و سپس سیگنال های دریافتی در هر دو ایستگاه ثبت می گردند. به دلیل طی مسیر های با طول متفاوت بین این دو سیگنال اختلاف فاز Φ وجود خواهد داشت. با تعیین این اختلاف فاز (از طریق مقایسه دو سیگنال) می توان به اندازه فاصله بین دو ایستگاه اندازه گیری رسید: $d- \Phi\lambda/2\pi+N\lambda$. با توجه به دخالت پارامتر ابهام فاز در این روش، این روش به Ambiguous code phase observation نیز مشهور است. این تکنیک تنها در گیرنده های مدل SERIES (Satellite Emission Radio Interferometric Earth Surveying) ساخت JPL استفاده ه شد.
  - Semi-codeless signal processing receivers
- در این نوع از گیرنده های GPS از تلفیقی از قابلیت های گیرنده های وابسته به کد و مستقل از کد استفاده می شود. برای این منظور از یکی از دو تکنیک Ambiguous code phase observation (تکنیک JPL در بازیابی یا اندازه گیری فاز موج حامل) و یا Squaring (تکنیک MIT در بازیابی یا اندازه گیری فاز موج حامل) استفاده می شود. به این ترتیب در گیرنده های از این نوع اندازه گیری هر دو نوع مشاهدات فاز و کد سیستم GPS امکان پذیر است.



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS

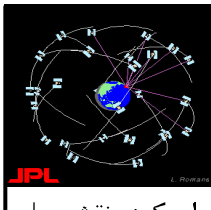
- چنانکه قبلا نیز اشاره شد شرایط واقعی اندازه گیری استفاده از مدل هندسی ساده زیر را در سیستم GPS غیر ممکن می سازد.





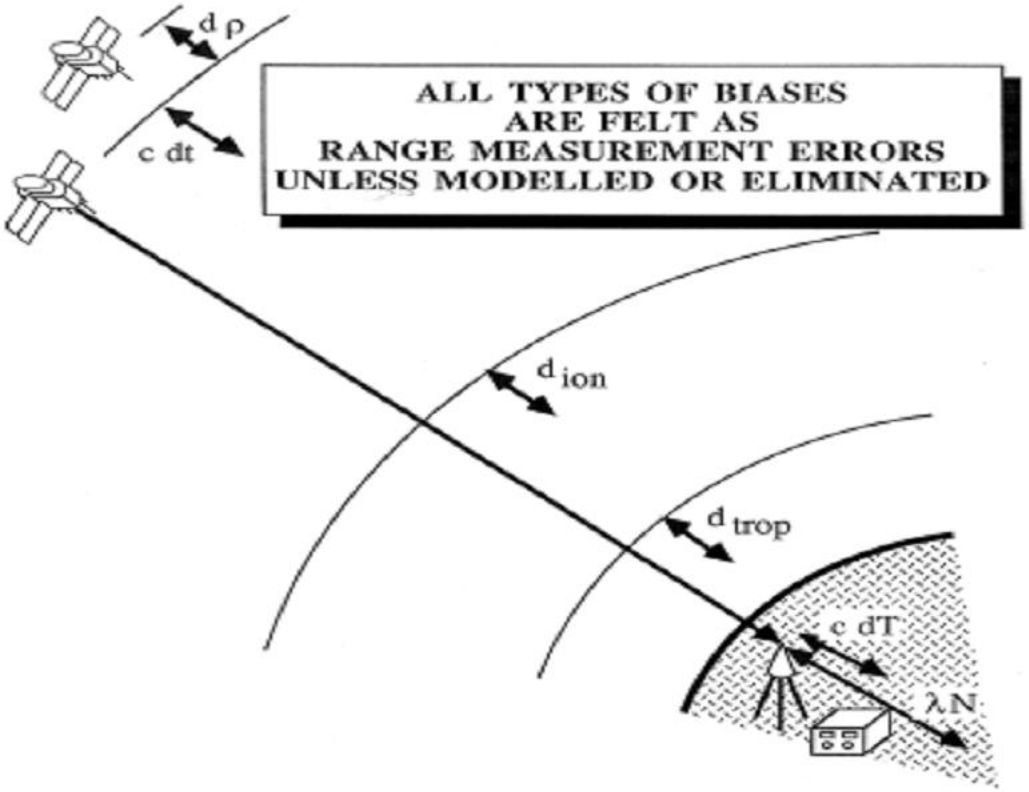
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS

- **به عنوان مثال** با عبور امواج در لایه های مختلف جو زمین، این امواج تحت تاثیر خواص فیزیکی لایه های مختلف جو شکسته و به جای طی مسیر مستقیم بین ماهواره و گیرنده، مسیری منحنی شکل را می پیمایند.
- برای حل این مشکل ناگزیر می بایست اثر مولفه های مختلف شرایط واقعی اندازه گیری که بر مشاهدات تاثیر گذارند را با دقت شناخته و به نحوی مناسب از اندازه گیری های مربوطه حذف کرد. در این بخش از درس سعی خواهیم کرد تا ضمن معرفی منابع مختلف خطای سیستماتیک (بایاس) در سیستم تعیین موقعیت GPS روش های مورد استفاده در تعامل با این منابع خطا را بررسی کنیم.
- منابع بایاس در سیستم GPS را می توان به سه دسته کلی طبقه بندی کرد:
  - بایاس های وابسته به بخش فضایی سیستم
  - بایاس های وابسته به بخش زمینی
  - بایاس های وابسته به مشاهدات (محیط اندازه گیری)
- بدون شک دقت موقعیت نقاط تحت تاثیر هندسه بخش فضایی اندازه گیری نیز قرار دارد. به همین دلیل معیار های مختلفی برای ارزیابی وضعیت هندسه ماهواره های سیستم و ارزیابی کیفی نحوه تاثیر آن بر دقت موقعیت نقاط توسعه یافته و مورد استفاده قرار می گرفت. با تکمیل شدن ماهواره های این بخش (بخش فضایی سیستم) از یک طرف و به ویژه در اندازه گیری های طولانی مدت (روش استاتیک اندازه گیری) از طرف دیگر نقش و اهمیت هندسه ماهواره ها در تعیین موقعیت نقاط زمینی به اندازه اهمیت و نقش آنها پیش از تکمیل شدن بخش فضایی سیستم نیست. با این وجود آشنایی با مفاهیم مربوطه در اندازه گیری های کوتاه مدت می تواند در دستیابی به نتایجی دقیقتر مفید باشد. بدین لحاظ در این بخش از درس به معرفی و بررسی معیار های توسعه یافته برای ارزیابی نحوه تاثیر هندسه بخش فضایی سیستم بر موقعیت نقاط اندازه گیری نیز می پردازیم.

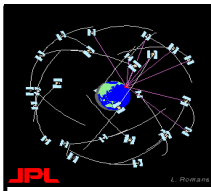


منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– بایاس های بخش فضایی

- نکته دیگری که می بایست در ارتباط با عوامل موثر بر دقت قابل انتظار از این سیستم عنوان کرد نقش سایر منابع خطا از قبیل نویز محیط اندازه گیری و به ویژه باقیمانده خطا های سیستماتیکی است که با مدل کردن و حذف اثر آنها بر نتایج اندازه گیری ها باقی می مانند.
- در ارزیابی نحوه تاثیر منابع مختلف خطای سیستماتیک در سیستم GPS، اثر این منابع بایاس بر امتداد مستقیم بین ماهواره و گیرنده تصویر می گردند. در این صورت حاصل جمع جبری اثر منابع مختلف بایاس در این امتداد اصطلاحاً به بایاس فاصله کاربر URE (User Range Error) و فاصله بین ماهواره و گیرنده پیش از حذف اثر این منابع خطا به فاصله بایاس (biased range) معروف است. بزرگی اثر منابع مختلف بایاس معمولا بر حسب بایاس فاصله کاربر یا URE یا میزان تاثیر آن بر فاصله هندسی بین ماهواره و گیرنده ارزیابی می گردد.
- **بایاس های وابسته به بخش فضایی:** منابع خطای سیستماتیک بخش فضایی سیستم GPS عبارتند از:
  - بایاس ساعت ماهواره: ساعت ماهواره های سیستم دقیقاً با زمان GPS تنظیم نیست.
  - بایاس اطلاعات مداری : ماهواره های سیستم در موقعیت مداری ادعا شده در پیغام ناوبری (Broadcast Ephemerides) قرار ندارند.
  - تغییرات مرکز فاز آنتن ماهواره و غیره
- بررسی کلیه منابع بایاس بخش فضایی سیستم GPS از حوصله این درس خارج است. بنابراین تنها به بررسی دو منبع خطای سیستماتیک نخست که تا حدودی در جلسات قبل معرفی شده اند می پردازیم.
- یکی از ویژگی های مهم منابع خطای سیستماتیک وابسته به بخش فضایی این سیستم اندازه گیری عدم وابستگی خطاهای سیستماتیک مربوط به هر ماهواره به یکدیگر است. علاوه بر این این منابع خطا بر هر دو دسته اندازه گیری های فاز حامل و کد موثرند.



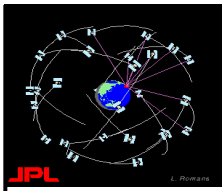
11



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– خطای ساعت ماهواره

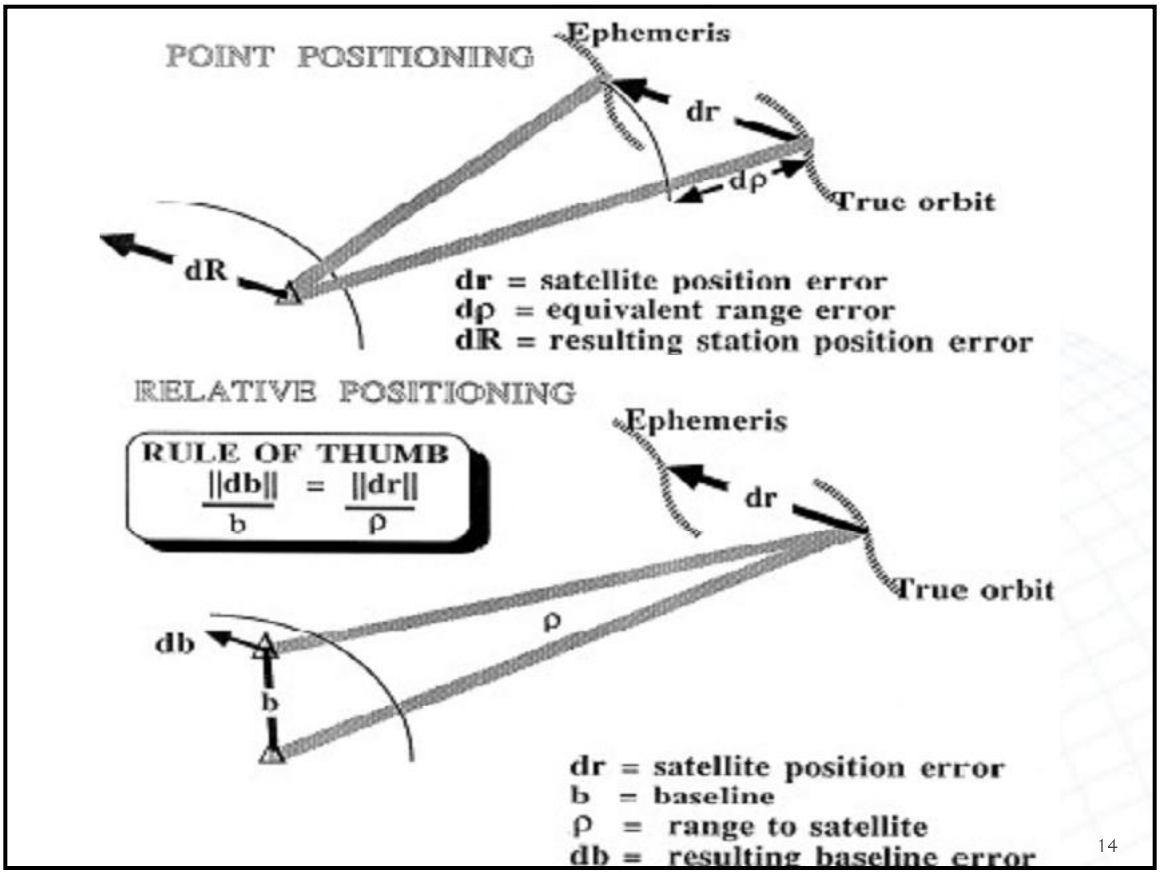
- **خطای ساعت ماهواره** : میزان اثر این خطا مستقیما بر حسب URE قابل بیان است. برای اینکه تصوری از میزان خطا ناشی از وجود غلطی در مخابره زمان ارسال سیگنال به دست آورید تصور کنید که این زمان با خطای 1ms مخابره گردد. به این ترتیب با احتساب سرعت 300km/s برای انتشار امواج خطایی به بزرگی 300m در فاصله هندسی بین ماهواره و گیرنده وجود خواهد داشت (URE=300m).
- چنانکه قبلا اشاره شد در هر ماهواره GPS از ۴ ساعت (دو نوسان ساز روبیدیم و دو نوسان ساز سزیم) استفاده می شود که از پایداری فرکانس بالایی برخوردارند. با این وجود این ساعت ها تدریجاً نسبت به زمان GPS دریفت (drift) پیدا می کنند. میزان دریفت ساعت ماهواره های GPS در حد 1millisecond کنترل می شود. میزان دریفت این ساعت ها در قالب ضرایب یک چند جمله ای از درجه ۲ به فرم $dt=a_0+a_1(t-t_0)+a_2(t-t_0)^2$ از طریق پیغام ناوبری به کاربران سیستم مخابره می گردد.به این ترتیب بایاس زمانی ساعت ماهواره های سیستم GPS نسبت به زمان GPS به حدود 20ns کاهش می یابد.
- خوشبختانه شرایط واقعی اندازه گیری اثر قابل ملاحظه ای بر ساعت های ماهواره های سیستم GPS ندارند. با این وجود تغییرات دما می تواند به تغییرات نامنظمی در دریفت ساعت ماهواره های سیستم منجر گردد.
- در تعیین موقعیت نسبی با استفاده از ترکیبی مناسب از مشاهدات می توان بایاس ناشی از خطای ساعت ماهواره های سیستم را تا حد قابل ملاحظه ای حذف کرد.
- در تکنیک δ برای محدود کردن سطح دسترسی کاربران سیستم ضرایب a_i در چند جمله بالا غلط مخابره می شوند.

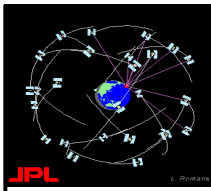
12



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
-خطای مداری

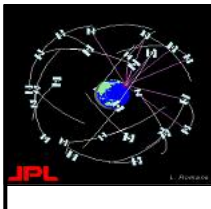
- **بایاس اطلاعات مداری**: موقعیت مداری ماهواره ها در یک سیستم تعیین موقعیت ماهواره ای متاثر از نیرو های وارد بر آن است. متاسفانه از آنجا که امکان اندازه گیری نیروهای مختلف موثر بر ماهواره های یک سیستم در محل ماهواره در مدار حرکت آنها وجود ندارد مدل سازی این خطا به سادگی امکان پذیر نیست. بدین لحاظ این بایاس پیچیده تر از بایاس ساعت ماهواره ها است. تحقیقات گسترده ای در ارتباط با نحوه اثر هریک از منابع نیروی مختلف نظیر کشش اتمسفر و فشار ناشی از تشعشعات خورشیدی صورت گرفته است. نتیجه این مطالعات توسعه مدل های پیچیده است که اثر هریک از منابع مختلف نیرو را بر موقعیت مداری ماهواره ها به طور کمی در اختیار می گذارد. از این مدل ها در تعیین موقعیت دقیق مداری ماهواره ها (Precise Orbits) و در نرم افزار های خاص مورد استفاده در شبکه ردیابی (نظیر شبکه IGS) استفاده می شود. دقت انواع مختلف محصولات مداری دقیق این شبکه در جلسه قبل مورد بررسی قرار گرفت. به طور متوسط دقت 5-20Cm را می توان برای موقعیت دقیق مداری ماهواره ها مد نظر داشت. در حال حاضر دقت موقعیت مداری غیر دقیق (Broadcast Ephemerides) به 3m می رسد.
- بر اساس یک قانون تجربی (به شکل بعد مراجعه کنید) صرفنظر کردن از خطایی به بزرگی 20m در موقعیت مداری ماهواره ها بایاسی به بزرگی 1ppm را در تعیین یک طول باز (تعیین موقعیت نسبی) ایجاد می کند. با یکسان فرض کردن خطای مولفه های مسطحاتی و ارتفاعی یک طول باز، بزرگی این خطا روی مولفه های طول بازی به بزرگی 100Km، حدود 6 Cm است. در تعیین موقعیت نسبی با استفاده از ترکیب مناسبی از مشاهدات می توان اثر این منبع خطا را کاهش داد.
- روش صحیح در تعامل با این خطا استفاده از مدل هایی است که ارزیابی اثر منابع نیروی مختلف بر حرکت مداری ماهواره ها را با دقت بیشتری ممکن می سازند.تحقیقات آتی در زمینه دستیابی به چنین مدل هایی را امکان پذیر خواهد کرد.



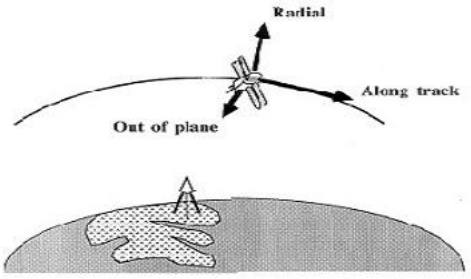


منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
-خطای مداری

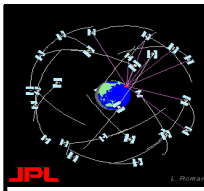
- به لحاظ هندسی خطا های مداری را می توان به پارامتر های هندسی مختلفی نظیر دوران و انتقال تعبیر کرد که با اعمال آنها مدار طراحی شده را به مدار واقعی تبدیل می کند. به این ترتیب با در نظر گرفتن سه تا شش پارامتر از پارامتر هایی از این نوع در فرایند پردازش داده های سیستم GPS اثر این منبع بایاس کاهش می یابد. تعداد پارامتر های مورد نظر در این روش بستگی به مدت مشاهدات (یا بطور معادل طول کمان مدار حرکت ماهواره) دارد.
- یکی دیگر از روش های موجود تخمین سه بایاس برای موقعیت مداری هر ماهواره در هر اپک است. برای این منظور با تغییر مدل های ریاضی تعیین موقعیت امکان تخمین سه بایاس به ترتیب در امتداد مسیر حرکت ماهواره در مدار (Along Track) ، در امتداد عمود بر صفحه مدار حرکت ماهواره (Out of Plane) و در امتداد فاصله شعاع بین ماهواره و گیرنده (Radial) مطابق با شکل تعیین می گردد.
- روش آخری که در تعامل با این منبع خطا مورد استفاده قرار می گیرد اصطلاحاً به روش مدار آزاد (free orbit approach) معروف است. در این روش موقعیت مداری ماهواره در هر اپک زمانی به عنوانی بخشی از پارامترهای مجهول مدل ریاضی تخمین زده می شود. این روش مبتنی بر مستقل فرض کردن اثر منابع موثر بر موقعیت مداری ماهواره ها از یک اپک به اپک دیگر است.
- **خطاهای وابسته به بخش زمینی**: این خطاها را می توان در انواع زیر خلاصه کرد
  - خطای ساعت گیرنده
  - خطا در موقعیت نقاط معلوم



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
- خطای ساعت گیرنده

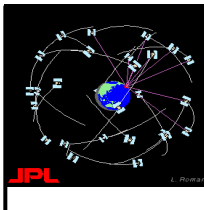


- بطور مشابه خطای ساعت در گیرنده نیز می تواند مستقیماً به خطایی در امتداد فاصله بین گیرنده و ماهواره منجر گردد. بزرگی و نقش این خطا در تعیین موقعیت با سیستم GPS مشابه با خطای ساعت ماهواره است. متناسب با نوع ساعت مورد استفاده در گیرنده این خطا URE معادل 10m تا 100m را در فاصله هندسی بین گیرنده و ماهواره تولید می کند.
- غالباً در تعامل با این خطا نیز از روش مشابهی استفاده می شود به این ترتیب که خطای ساعت بر حسب یک چند جمله با ضرایب مجهول در مدل های ریاضی تعیین موقعیت وارد و ضرایب این چند جمله ای همزمان با تخمین موقعیت ایستگاه اندازه گیری تعیین می گردد. در این روش معمولا خطای ساعت را در هر اپک مشاهدات (مثلا هر ۳۰ ثانیه چنانچه نرخ ثبت اطلاعات در گیرنده ۳۰ ثانیه در نظر گرفته شده باشد) مستقل در نظر می گیرند. این فرض استفاده از مدل های ریاضی ساده تر را در حذف اثر خطای ساعت ممکن می سازد.
- با استفاده از ترکیب مناسبی از مشاهدات می توان خطای ساعت گیرنده را حذف کرد.



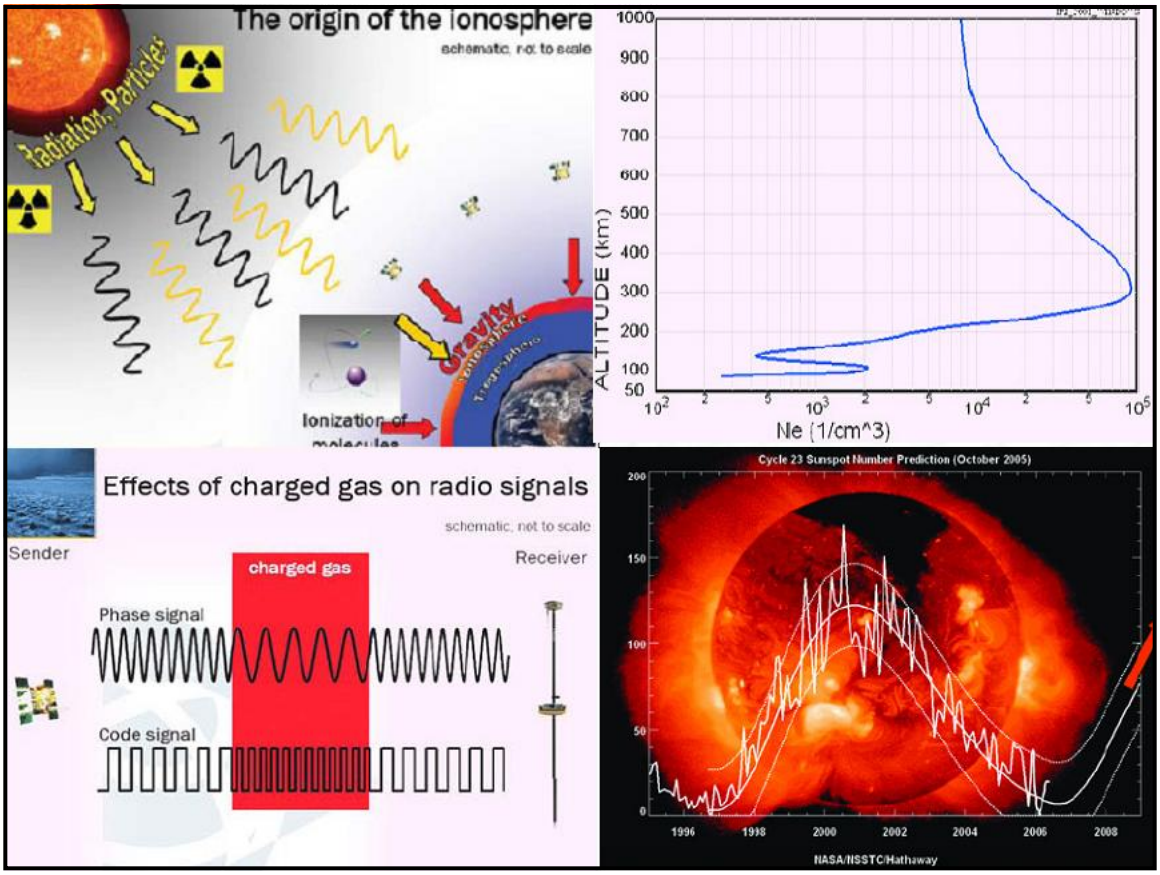
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– خطا در موقعیت نقاط معلوم

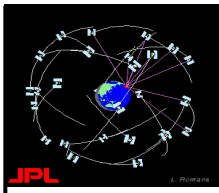
- استفاده از نقاط معلوم در تعیین موقعیت ماهواره به دلایل مختلفی اجتناب ناپذیر است:
- حل مشکل سیستم مختصات در سرشکنی دستگاه معادلات مشاهدات حاصل از مشاهدات ماهواره ای مستلزم آگاهی از مختصات یک ایستگاه از ایستگاه های شبکه است. مختصات معلوم ممکن است مطلقاً ثابت و یا بطور نسبی ثابت فرض شوند (همرا با ماتریس وریانس-کوواریانس مربوطه در سرشکنی مشاهدات دخالت داده شوند)
- برای تعیین موقعیت دقیق مداری ماهواره ها در شبکه های ردیابی آگاهی از موقعیت دقیق ایستگاه های ردیابی اجتناب ناپذیر است. مشابه قبل موقعیت نقاط ردیابی ممکن است مطلقاً ثابت و یا بطور نسبی ثابت فرض شوند (همرا با ماتریس وریانس-کوواریانس مربوطه در سرشکنی مشاهدات دخالت داده شوند)
- می توان نشان داد که وجود 10m خطا در ارتفاع نقطه ثابت شبکه خطای مقیاسی به بزرگی 0.4ppm در شبکه ایجاد می کند. علاوه بر این هرچه ارتفاع نقطه ثابت بیشتر باشد خطای مقیاس ناشی از وجود غلطی در ارتفاع این نقطه کوچکتر خواهد بود.
- همچنین می توان نشان داد که خطایی به بزرگی 1second در موقعیت مسطحاتی نقطه ثابت باعث دورانی به بزرگی 0.1second در شبکه حول محوری است که بر بردار بایاس مسطحاتی عمود است.
- تنها راه حل موجود در تعامل با این نوع خطا صرفنظر کردن از آن است چراکه موقعیت دقیق هیچ نقطه ای دقیقاً معلوم نیست. علاوه بر این استفاده از دقت موقعیت نقاط معلوم مسلماً به برآورد واقع بینانه تری از دقت پارامتر های مجهول می انجامد.



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه یونوسفر

- **بایاس های وابسته به مشاهدات:** این دسته از منابع بایاس را می توان به انواع زیر طبقه بندی کرد:
  - شکست امواج در لایه یونوسفر
  - شکست امواج در لایه تروپوسفر
  - جهش فاز
  - چند مسیری شدن
  - تغییرات مرکز فاز آنتن
  - خطای SA
- **ساختار اتمسفر:** در بسیاری از کاربرد های مهندسی جو زمین را می توان متشکل از کره های متحدالمرکزی دانست که خواص فیزیکی متفاوتی دارند. از نقطه نظر تاثیر محیط بر انتشار امواج الکترومغناطیس جو زمین را می توان به دو لایه یونیزه و غیر یونیزه طبقه بندی کرد. بخش یونیزه جو زمین اصطلاحاً یونوسفر (Ionosphere) و بخش غیر یونیزه آن (بخشی که دارای خواص الکتریکی نیست) اصطلاحا تروپوسفر (Troposphere) نامیده می شود. لایه تروپوسفر از سطح زمین تا تقریبا ارتفاع ۷۰ کیلومتری از آن ادامه دارد. بخش یونیزه جو تقریباً از ارتفاع ۷۰ کیلومتری شروع و تا ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتری ادامه دارد. در این لایه از جو بر اثر تشعشعات خورشید تعداد قابل ملاحظه ای از ملکول های اتمسفر یونیزه و در نتیجه در این لایه الکترون های آزاد وجود دارد. امواج الکترومغناطیس تحت تاثیر ویژگی های این دو محیط انتشار به شکل متفاوتی تحت تاثیر قرار می گیرند.





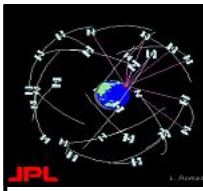
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه یونوسفر

- **شکست امواج در لایه یونوسفر:** به دلیل وابستگی ضریب شکست امواج در لایه یونوسفر به فرکانس موج منتشر شده در این محیط تغییر انتشار امواج الکترومغناطیس در این لایه به فرکانس این امواج بستگی دارد. در فیزیک از این پدیده به dispersion و چنین محیطی را به محیط dispersive می شناشند. به واسطه بستگی سرعت انتشار امواج در یک محیط دیسپرسیو به فرکانس موج، تغییر سرعت یک موج با گروهی از امواج (مثلا امواجی که بر یک موج مدوله می شوند- به دلیل ترکیب و در نتیجه فرکانس امواج در ترکیب چند موج) متفاوت است. سرعت یک موج اصطلاحاً به سرعت فاز (phase velocity) و سرعت گروهی از امواج به سرعت گروهی (group velocity) معروف است.
- می توان نشان داد که میزان تاخیر زمانی ناشی از عبور امواج سیستم GPS از لایه یونوسفر در اندازه گیری فاصله بین ماهواره و گیرنده به کمک کد های مدول شده بر امواج حامل ($dt_{ION,group}$) این سیستم و امواج حامل ($dt_{ION,phase}$) برابر است با:

$$dt_{ION,phase}=1.3436TEC/f^2,\ dt_{ION,group}=-1.3436TEC/f^2$$

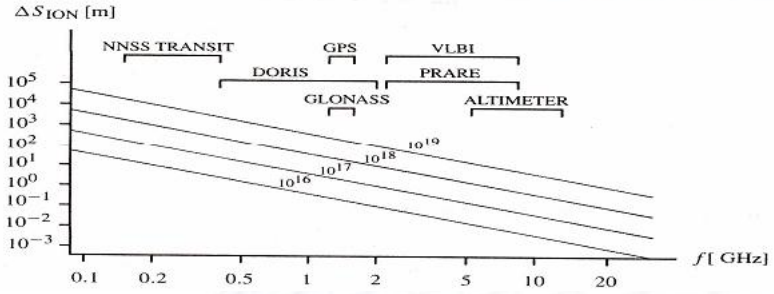
در این رابطه f فرکانس موج حامل و TEC تعداد الکترون های آزادی است که در طول استوانه ای به سطح مقطع یک متر مربع در مسیر حرکت سیگنال از ماهواره به گیرنده در لایه یونوسفر قرار دارد. بزرگی TEC بستگی به ساعت اندازه گیری داشته و در طول شب به علت نتابیدن خورشید به جو و نتیجتاً کاهش یونیزاسیون در لایه یونوسفر کمترین مقدار (0.5×10^{17}) و در ظهر به علت تابش قائم خورشید به جو بیشترین مقدار (5×10^{17}) است.

- با احتساب $TEC=10^{16}electrons/m^2$ بزرگی تاخیر زمانی ناشی از شکست امواج GPS در لایه یونیوسفر در حد چند نانوثانیه است. با توجه به مطالب بالا این خطا پس از خطای SA یکی از مهمترین منابع خطای محدود کننده دقت در سیستم GPS محسوب می شود.

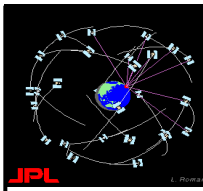


منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه یونوسفر

- بزرگی URE ناشی از شکست امواج الکترومغناطیس در این لایه از جو برای سیستم های مختلف تعیین موقعیت ماهواره ای در شکل زیر با یکدیگر مقایسه شده است.



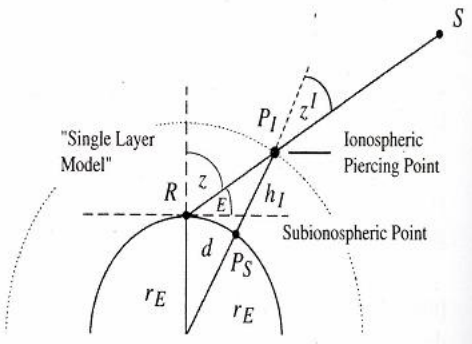
- مقدار TEC در امتداد زنیت را به VTEC نمایش داده واز مقدار TEC به کمک رابطه VTEC=TEC/F محاسبه می کنند که در آن F=1/cos(z') اصطلاحاً به تابع تصویر (mapping function) شناخته می شود. در این رابطه z' زاویه زنیتی ماهواره است که از نقطه نفوذ امواج به یونوسفر (ionosphere Pearce point) در امتداد مورد نظر سنجیده می شود (شکل). مقادیر تابع F در جدول زیر برای ماهواره های در زوایای زنیتی مختلف مقایسه شده است.

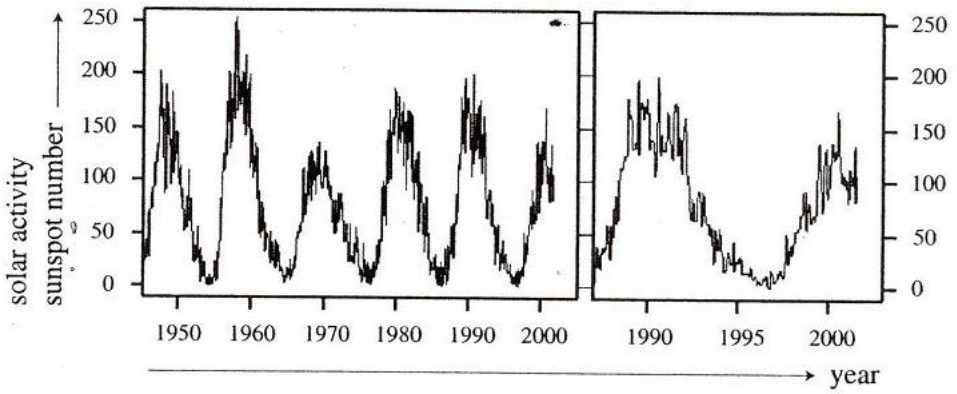


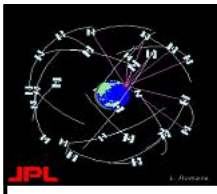
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه یونوسفر

- با توجه به مطالب فوق در خصوص تغییرات خطای ناشی از شکست امواج در این لایه از جو می توان گفت:
  - ماکزیمم مقدار روزانه این بایاس در روز بیشتر از ماکزیمم مقدار آن در شب است.
  - به لحاظ بزرگی ماکزیمم مقدار این بایاس در افق بزرگتر از ماکزیمم مقدار آن در زنیت است. در شرایط طوفانی خورشید که زمین بیشترین مقدار تشعشعات را دریافت می کند، برای ماهواره ای که تقریباً در افق قرار دارد و در وسط روز– که مقدار TEC به بیشترین مقدار خود می رسد – بزرگی این بایاس حدود 150m و کمترین مقدار بزرگی این بایاس در شب و در شرایط خورشیدی آرام برای ماهواره ای که در امتداد زنیت ایستگاه اندازه گیری قرار دارد به 5 m می رسد.
  - با توجه به تغییرات روزانه TEC بزرگی این بایاس دارای تغییراتی روزانه است که به بیش از ۵ برابر مقدار شبانه آن می رسد.
  - با توجه به اینکه بزرگی این بایاس متاثر از فعالیت های خورشیدی است، بزرگی این بایاس دارای تغییراتی تناوبی با دوره تناوب ۱۱ ساله (شکل بعد را ببینید) است.
  - به دلیل تغییرات فصلی فاصله زمین از خورشید این بایاس تغییراتی فصلی نیز دارد.
- بطوریکه ملاحظه خواهد شد در اندازه گیری با گیرنده های دو فرکانسه استفاده از ترکیب مناسبی از مشاهدات هر دو فرکانس امکان حذف کامل اثر این خطا را فراهم می کند. با این وجود میزان TEC و در نتیجه بزرگی بایاسی که این نوع خطا در اندازه گیری با گیرنده های تک فرکانسه ایجاد می کند از طریق مدل هایی خاص (مدل های محلی، منطقه ای و جهانی-یکی از محصولات شبکه ردیابی IGS) قابل تقلیل است. این مدل ها در فرمتی استاندارد به نام IONEX تولید و در اختیار کاربران سیستم قرار می گیرند. برخی از نرم افزار های تجاری نظیر Trimble Total Control امکان استفاده از این مدل ها را برای کاربران سیستم های تک فرکانسه مهیا کرده اند.

E [degree]	z [degree]	z^I [degree]	F	d [km]
90	0	0	1.00	0
60	30	28	1.13	215
30	60	55	1.73	603
20	70	62	2.14	873
10	80	68	2.66	1344
5	85	70	2.87	1712

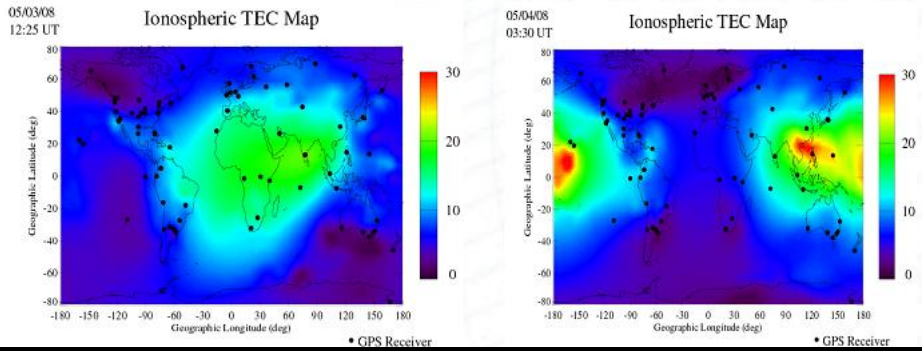


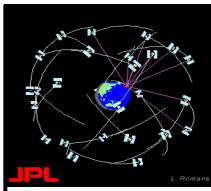




منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
- شکست امواج در لایه یونوسفر

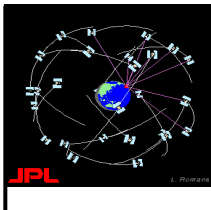
- می توان نشان داد که با صرفنظر کردن از اثر شکست امواج در لایه یونوسفر خطای مقیاسی در شبکه ایجاد می شود که بزرگی آن برای مشاهدات با زاویه ارتفای ۳۰ درجه و بیشتر در شرایط آرام و بحرانی فعالیت های خورشیدی بین 0.35ppm- تا 3.5ppm- متغییر است. این مقادیر حاکی از اهمیت وجه به این خطا به ویژه در استفده از گیرنده های تک فرکانسه است.
- میزان TEC در عرض های جغرافیایی پائین و متوسط بیشتر از عرض های جغرافیایی بالا است. برای روشن شدن موضوع شکل زیر بزرگی TEC حاصل از یک مدل جهانی یونوسفر را بررسی کنید. امروزه کنترل و تعیین دقیق TEC یکی از فعالیت های روزمره مراکز فضایی دنیا نظیر ESOC (European Space Operation Center) است.





منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه تروپوسفر

- **شکست امواج در لایه تروپوسفر:** لایه تروپوسفر بخشی از اتمسفر زمین است که انکسار امواج الکترومغناطیس با فرکانس کمتر از 30GHz بستگی به فرکانس این امواج ندارد. بنابراین سرعت انتشار گروهی و تکی امواج در این لایه برابر است. این لایه از جو از سطح زمین تا ارتفاع تقریبا ۷۰ کیلومتری از آن گسترش دارد. شکست امواج الکترومغناطیس در این لایه از جو متاثر از خواص فیزیکی آن نظیر دما، فشار و رطوبت محیط است.
- URE ناشی از شکست امواج در این محیط غالبا به دو بخش خشک (dry) و تر(wet) اتمسفر تفکیک می شود. بخش خشک اتمسفر حدود ۹۰٪ از کل بایاس ناشی از شکست امواج در این لایه از جو را بر فاصله بین ماهواره و گیرنده در بر دارد. بزرگی تقریبی بایاس ناشی از این بخش بر مبنای رابطه تقریبی $DTC=2.27\times10^{-3}P_0$ در شرایط جوی استاندارد (P_0=1013mbar) به 2.3m در امتداد بین ماهواره و گیرنده می رسد. بزرگی این خطا در زاویه ارتفاعی ۱۰ درجه بالای افق به 20m می رسد.
- مدل های ریاضی مختلفی برای برآورد میزان خطای ناشی از هر یک از دو بخش خشک و تر اتمسفر در این لایه توسعه یافته است. معروف ترین این مدل ها مدل های Saastamoinen و Hopfield نام دارند. از آنجا که اندازه گیری میزان انکسار امواج در این لایه مستلزم اندازه گیری پارامترهای جوی فوق الذکر در امتداد حرکت سیگنا ل است و انجام چنین اندازه گیری هایی در عمل ممکن نیست، معمولاً این مدل ها به صورت تجربی به دست می آیند. علاوه بر این مولفه تر این خطا کاملاً به صورت قرار دادی با روابطی که از روابط مولفه های خشک الگو می گیرند محاسبه می گردد.



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه تروپوسفر

- مطابق با مدل جهانی Hopfield میزان بایاس ناشی از شکست امواج در تروپوسفر در امتداد زنیت از روابط زیر قابل محاسبه است:

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

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

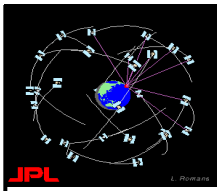
$$H_W = 11000(m)$$

$$N_D = K_1\frac{P}{T} = 77.6\frac{P}{T}$$

$$N_W = K_2\frac{e}{T^2} = 3.73\times10^5\frac{e}{T^2}$$

T درجه حرارت بر حسب درجه سانتی گراد
P فشار هوا بر حسب mbar
e رطوبت بر حسب Hectopascal

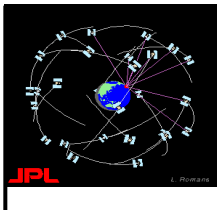
- مشابه با شکست امواج در لایه یونوسفر، برای محاسبه میزان شکست امواجی که در زاویه ارتفاعی E دریافت می شود از توابع تصویر استفاده می شود. تابع تصویر مورد استفاده در مدل جهانی Hopfield به صورت زیر است:



منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه تروپوسفر

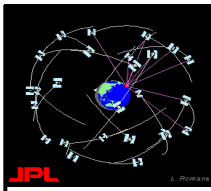
$$d_{trop} = \frac{10^{-6}}{5}\left[\frac{N_D H_D}{\left(\sin\left(E^2+\alpha^2\right)\right)^{\frac{1}{2}}} + \frac{N_W H_W}{\left(\sin\left(E^2+\beta^2\right)\right)^{\frac{1}{2}}}\right], \alpha = 6.5^0, \beta = 2.5^0$$

- پارامترهای جوی در مدل ریاضی فوق از طریق اندازه گیری مستقیم در سطح زمین و یا به کمک مدل های استاندارد هواشناسی و تنها با معلوم بودن موقعیت جغرافیایی تقریبی ایستگاه مورد نظر تعیین می شوند.
- در تعامل با این منبع خطای سیستماتیک دو روش مرسوم است:
  - استفاده از یکی از مدل های موجود نظیر مدل Hopfield و کاهش میزان تاثیر این بایاس از طریق استفاده از این مدل ها. از این روش در غالب نرم افزار های تجاری پردازش داده های GPS استفاده می شود.
  - حذف اثر این بایاس با خطی فرض کردن آن در فواصل زمانی کوتاه مثلا دو ساعته و برآورد یک مجموعه ضرایب یک مدل خطی در این فواصل زمانی. از این روش در نرم افزار های علمی پردازش داده های GPS نظیر نرم افزار Bernese استفاده می شود.
- در عمل مشکلات موجود در اندازه گیری دقیق پارامترهای جوی استفاده از این مدل ها را برای حذف خطای تروپوسفری انکسار امواج GPS در شبکه های کوچک مقیاس را با مشکلاتی جدی مواجه می کند.



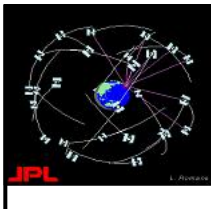
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– شکست امواج در لایه تروپوسفر و چند مسیری شدن

- شکست امواج در لایه تروپوسفر دو تاثیر متفاوت بر نتایج حاصل از پردازش داده های یک شبکه از نقاط GPS دارد:
  - می توان نشان داد که چنانچه از اثر انکسار امواج در این لایه از جو صرفنظر شود- حتی در حالتیکه شرایط جوی اندازه گیری در تمام نقاط شبکه یکسان است- خطای مقیاسی در شبکه ایجاد می شود. بزرگی این خطای مقیاس برای خطای تروپوسفری 1m در امتداد فاصله بین گیرنده و ماهواره ای در زنیت +0.4ppm خواهد بود.
  - همچنین می توان نشان داد خطای 1 درجه سانتیگراد در اندازه گیری دما در یک ایستگاه نسبت به ایستگاه دیگری در دو سر یک طول باز بایاس ارتفاعی به بزرگی 27mm را در ارتفاع آن ایستگاه تولید می کند.
- **جهش فاز(Cycle Slip)**: هنگامیکه دریافت سیگنال یک ماهواره به هر دلیل نظیر عبور یک مانع از مقابل مسیر سیگنال مختل گردد، اصطلاحاً جهش فاز رخ می دهد. از آنجا که در سیستم GPS اندازه گیری اختلاف فاز موج حامل در تمام طول مدت اندازه گیری صورت می گیرد، اختلاف فاز اندازه گیری شده ماهیت تجمعی داشته و تدریجاً از کسری از یک سیکل کامل به یک یا چند سیکل کامل و کسری از یک سیکل تبدیل می شود. به این ترتیب در تعیین فاصله بین ماهواره و گیرنده (به روش تداخل سنجی-استفاده از فاز موج حامل) تعداد سیکل های کامل موج حامل (پارامتر N_1) در طول مدت اندازه گیری با مضرب صحیحی از یک سیکل کامل افزایش می یابد. با قطع موقت سیگنال دریافتی، پس از دریافت مجدد سیگنال مجدد فاز حامل از کسری از یک سیکل اندازه گیری و بنابراین تعداد سیکل های کامل موج تغییر خواهد کرد. به عبارت دیگر $d= \Phi_1\lambda/2\pi+N_1\lambda$. به این ترتیب جهش فاز از دو مشخصه مهم زیر برخوردار است: $d= \Phi_2\lambda/2\pi+N_2\lambda$

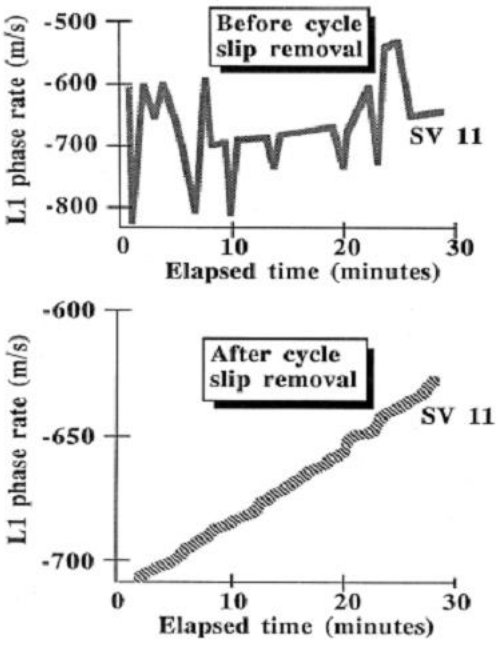


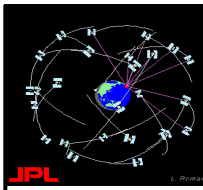
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– جهش فاز و چند مسیری شدن امواج

- تغییر ناگهانی در بزرگی فاز حامل اندازه گیری شده قبل و بعد از قطعی موقت سیگنال (به همین دلیل این پدیده به جهش فاز موسوم است) – به شکل بعد مراجعه کنید.
- تغییر عدد نامعلوم تعداد سیکل های کامل موج حامل. این عدد صحیح به ابهام فاز (Ambiguity) معروف است.
- چنانکه خواهیم دید در تعیین موقعیت با GPS چنانچه مدت زمان اندازه گیری کوتاه باشد تعداد پارامتر های ابهام های فاز یکی از عوامل محدود کننده دقت موقعیت نقاط شبکه است. بنابراین حتی المقدور می بایست از قطعی موقت سیگنال اجتناب کرد. این کار از طریق انتخاب مناسب محل ایستگاه اندازه گیری امکان پذیر است.
- با این وجود الگوریتم های محاسباتی خاصی برای تصحیح جهش فاز (cycle slip repair) وجود دارد. یکی از این روش ها استفاده از ترکیب تفاضلی سه گانه مشاهدات فاز حامل است که در بخش مدل های ریاضی تعیین موقعیت معرفی خواهد شد.



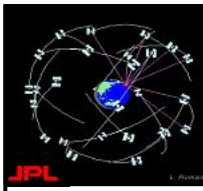
جهش فاز در داده های خام سیستم GPS





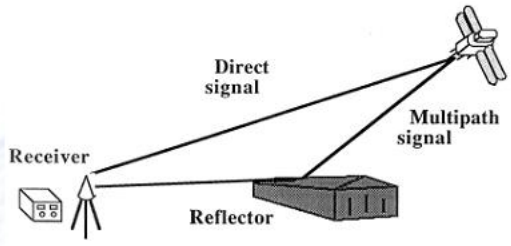
منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
– چند مسیری شدن امواج

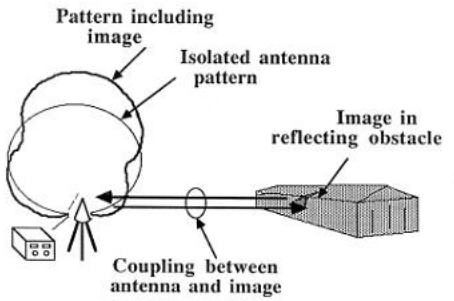
- **چند مسیری شدن و imaging**: چنانکه قبلا نیز اشاره شد، چند مسیری شدن (multipath) خطایی است که در نتیجه تداخل سیگنال دریافتی از ماهواره (سیگنال مستقیم) و سیگنال منعکس شده از سطوح منعکس کننده مجاور ایستگاه اندازه گیری (سیگنال چند مسیری-سیگنال غیر مستقیم) بوجود می آید. یکی از پدیده های مرتبط با خطای چند مسیری شدن، تغییر الگوی دریافت سیگنال آنتن توسط موج انعکاس یافته است. این اثر به imaging معروف است. این دو خطا در شکل بعد با هم مقایسه شده اند.
- بزرگی خطای چند مسیری شده درتعیین موقعیت استاتیک با مشاهدات شبه فاصله به چند ده متر و با مشاهدات فاز به چند سانتیمتر می رسد.
- در کاربرد های کینماتیک GPS (تعیین موقعیت اجسام متحرک) خطای چند مسیری شدن باعث قطعی موقت و مکرر فاز در گیرنده متحرک می گردد.به طوریکه خواهیم دید این امر می تواند فرایند تعیین موقعیت را مختل نماید.
- **در تعیین موقعیت با دقت سانتیمتر و بهتر** انتخاب مناسب محل ایستگاه بهترین شیوه مقابله با این منبع خطای سیستماتیک محسوب می شود. علاوه بر این آنتن های مخصوص مجهز به صفحات محافظ (ground plane) برای مقابله با امواج انعکاس یافته از سطوح منعکس کننده ساخته و در کاربرد های دقیق استفاده می شوند. آنتن های مدل choke ring نمونه ای از این آنتن ها است.
- در مناطق با سطوح منعکس کننده زیاد که امکان اجتناب از آنها وجود ندارد با انتخاب زاویه ارتفاعی (elevation cutoff angle) مناسب می توان تا حدی از این منبع بایاس اجتناب کرد.
- یکی از خصوصیات مهم این خطا وابستگی این خطا به هندسه بخش فضایی سیستم و در نتیجه تکرار الگوی تاثیر آن بر مشاهدات مختلف در روز های مختلف اندازه گیری است.

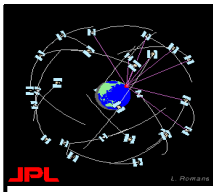


خطا های چند مسیری شدن و imaging



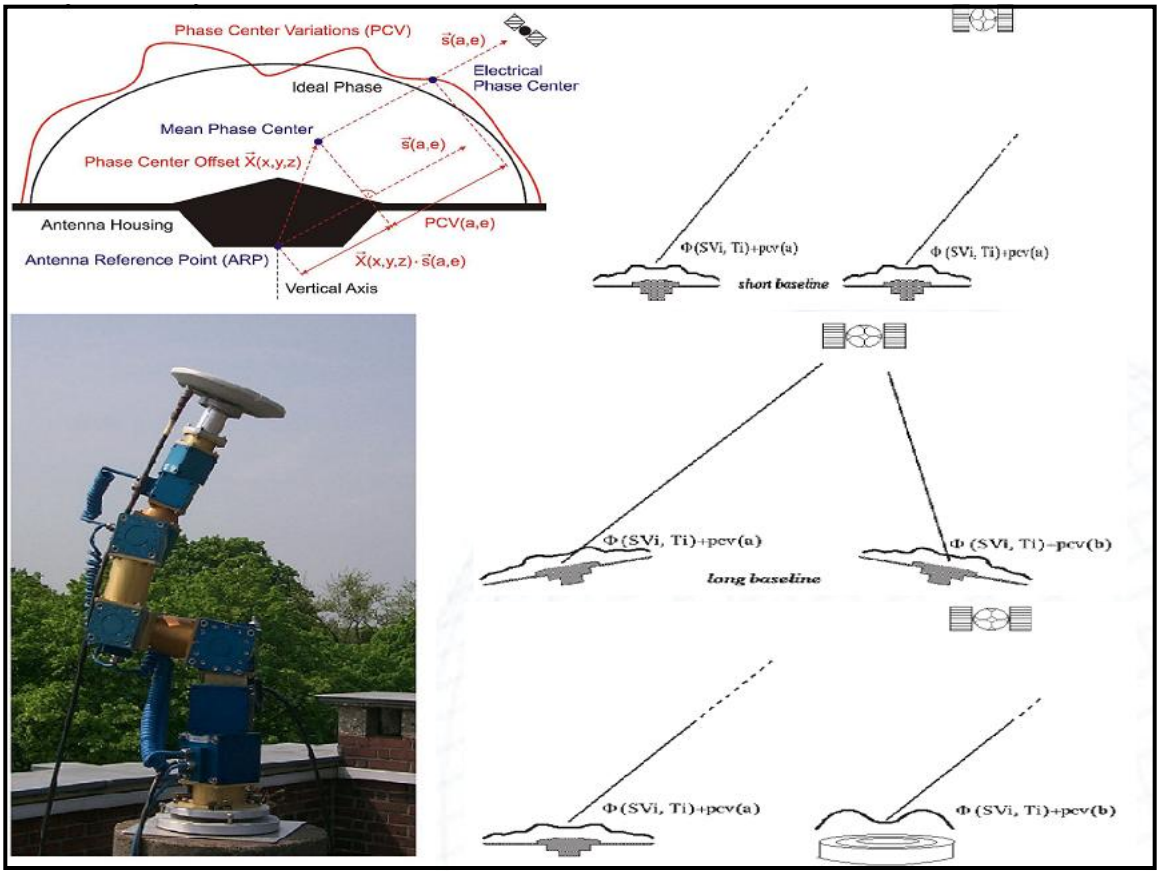


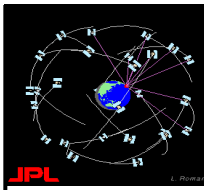




منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
- تغییرات مرکز فاز

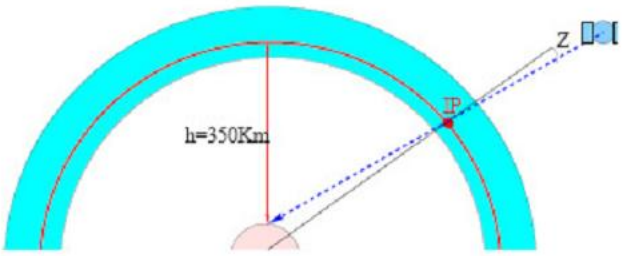
- **تغییرات مرکز فاز**: چنانکه قبلا اشاره شده، مرکز فیزیکی فاز آنتن یک گیرنده غالبا بر مرکز الکترونیکی فاز آن منطبق نیست. نقطه ای از آنتن گیرنده را که امواج رادیویی سیستم GPS در ان دریافت می شوند به مرکز الکترونیکی فاز گیرنده می شناسیم. محل این نقطه با تغییر زاویه ارتفاعی سیگنال دریافتی (elevation cutoff angle) و ازیموت آن تغییر می کند.
- از آنجا که تغییرات مرکز فاز آنتن بیشتر در امتداد قائم صورت می گیرد، این تغییرات بیشترین بایاس را بر مولفه ارتفاعی نقاط به جای می گذارد. بزرگی این خطا به 10Cm در مولفه ارتفاعی نقاط می رسد.
- روش مورد استفاده در تعامل با این منبع خطا بستگی به طول باز مورد (ابعاد شبکه) نظر و نوع آنتن های مورد استفاده دارد:
  - در صورت استفاده از آنتن های مشابه در شبکه (یک مدل آنتن در سرتاسر شبکه) و در صورت کوچک بودن ابعاد شبکه از بزرگی اثر این خطا می توان صرفنظر کرد (شکل).
  - در طول های باز بزرگ (شبکه های بزرگ) حتی در صورت استفاده از یک نوع آنتن در اندازه گیری شبکه، در اثر کرویت زمین زاویه ارتفاعی ماهواره هایی که به طور همزمان از دو سر ایستگاه ردیابی می شوند متفاوت بوده و در نتیجه تغییرات مرکز فاز دو آنتن در تعیین موقعیت نسبی (از طریق تشکیل ترکیب های خاصی از مشاهدات) قابل حذف نیست. (شکل)
  - در صورت استفاده از آنتن های با مدل های مختلف به دلیل تفاوت الگوی تغییرات مرکز فاز آنتن برای هر نوع خاص از آنتن مورد استفاده هم برای شبکه های کوچک و هم برای شبکه های بزرگ این خطا قابل ملاحظه است.(شکل)
- تنها راه تعامل با این خطا در تعیین موقعیت دقیق تعیین مدل ریاضی تغییرات مرکز فاز آنتن با زاویه ارتفاعی سیگنال ورودی و ازیموت آن است.
- روش های مختلف موجود برای این کار را می توان به دو گروه روشهای مطلق (میدانی و آزمایشگاهی) در مقابل روش نسبی طبقه بندی کرد. در روش مطلق تغییرات مرکز فاز هرآنتن به طور مستقل و از طریق روبات های مخصوص که با دوران آنتن سیگنال های GPS را در امتداد های مختلف دریافت می کنند بررسی و تغییرات مرکز فاز آنتن را مدل می نمایند. در روش های نسبی تغییرات مرکز فاز یک آنتن نسبت به آنتنی دیگر مورد مطالعه قرار می گیرد.

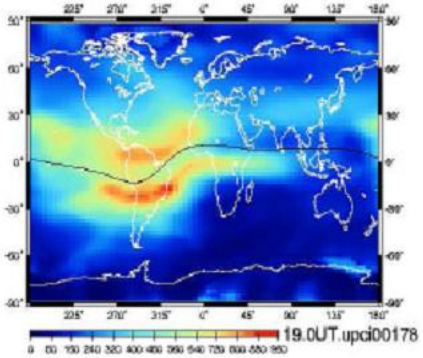




منابع خطای سیستماتیک در سیستم GPS
- سایر منابع خطا

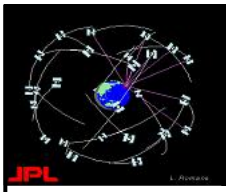
- برخی از نرم افزار های تجاری پردازش داده های GPS نظیر Trimble Total Controlامکان استفاده از انواع مدل های تغییرات مرکز فاز آنتن را فراهم کرده اند. با این وجود این قابلیت غالبا در نرم افزار های تجاری پیش بینی نمی شود.
- محدودیت های موجود در قطعات الکترونیکی گیرنده خطاهایی را که ماهیتی تصادفی از خود نشان می دهند به وجود می آورد. بایاس بین کانال گیرنده ها نمونه ای از این نوع خطا ها است که در بخش مدل های ریاضی تعیین موقعیت به آن پرداخته خواهد شد. به عنوان یک قانون کلی بزرگی این خطاها متناسب با بزرگی طول موج امواج دریافتی از ماهواره است. بنابراین بزرگی این خطا ها برای مشاهدات فاز و کد بسیار متفاوت است.
- علاوه بر این نوع خطاهای مشاهداتی در سیستم GPS، ایده آل نبودن مدل های ریاضی مورد استفاده در حذف خطاهای مدل هندسی مورد نظر در تعیین موقعیت با این سیستم خطاهای جزیی مدل (residual model error) را بجای خواهد گذاشت. به عنوان مثال در استفاده از یک گیرنده تک فرکانسه (بطوریکه خواهیم دید) امکان حذف اثر یونوسفر از طریق ترکیب مشاهدات فاز یا کد هر دو فرکانس وجود ندارد. بنابراین تنها راه باقیمانده برای تعامل با این خطا استفاده از مدل های یونوسفر (محصولات شبکه ردیابی IGS) است. به دلیل ایده آل نبودن این مدل (محدودیت های موجود در روش مورد استفاده جهت توسعه این مدل و مدل های دیگری از این نوع) اثر شکست سیگنال های سیستم در لایه یونوسفر تماما از اندازه گیری ها حذف نمی گردد. بنابراین مدل هندسی که با فرض حذف تمامی این اثر جایگزین شرایط واقعی اندازه گیری می شود در عمل نا کافی و آلوده به خطای مدل است (شکل).
- در انتهای این بخش به این نکته باید اشاره کرد که بطور تجربی (as a rule of thumb) دقت اندازه گیری در سیستم GPS 1% طول موج سیگنال مورد استفاده است. بنابراین دقت اندازه گیری با سه سیگنال CA-Code ، P-Code و فاز موج حامل (carrier phase) در امواج L1 و L2 مطابق جدول زیر است:





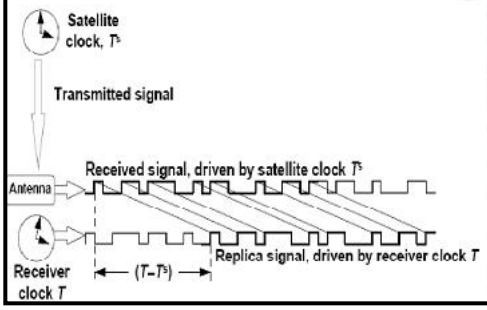
OBSERVATION RESOLUTION IS ABOUT 1% OF SIGNAL WAVELENGTH

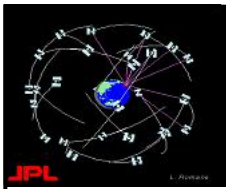
GPS SIGNAL	WAVELENGTH λ	1% OF λ
C/A-CODE	300 m	3 m
P-CODE	30 m	30 cm
CARRIER	20 cm	2 mm



مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

- جلسه قبل دیدیم که در سیستم GPS با دو نوع مشاهده سروکار داریم:
  - مشادهدات شبه فاصله (بین ماهواره و گیرنده)
  - مشاهدات فاز حامل
- همچنین دیدیم که در لوپ ردیابی کد از مقایسه کد تولید شده در گیرنده (کدی که مشابه با کد تولید شده توسط نوسان سازماهواره است) زمان حرکت سیگنال از ماهواره به گیرنده تعیین می گردد. برای این کار گیرنده با شیفت سیگنال کد تولید شده در آن تلاش می کند تا به حداکثر کورلیشن بین این سیگنال و سیگنال دریافتی از ماهواره دست یابد. به این ترتیب وقتی کورلیشن بین دو سیگنال به حداکثر مقدار خود می رسد، شیفت زمانی بین این دو سیگنال معرف مدت زمانی است که سیگنال ماهواره فاصله بین ماهواره و گیرنده را می پیماید. این فرایند در شکل زیر نمایش داده شده است.





مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

- به این ترتیب با توجه به شکل قبل شبه فاصله بین ماهواره و گیرنده از رابطه:

$$P^S=(T-T^S)c \qquad (1)$$

قابل محاسبه است. در این رابطه T زمان دریافت سیگنال است که بر مبنای نرخ اندازه گیری (Sampling Rate) که توسط کاربر مشخص می شود تعیین می گردد، T^S زمان ارسال سیگنال است که در قالب بخشی از پیغام ناوبری در اختیار کاربران سیستم قرار می گیرد و نهایتاً $c=299792458m/s$ سرعت انتشار امواج الکترومغناطیس در خلاء است. سرعت انتشار این امواج در جو زمین برابر سرعت انتشار این امواج در خلاء فرض می شود.

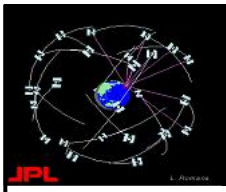
- با توجه به دریفت ساعت های گیرنده و ماهواره (به ترتیب τ و τ^S) نسبت به زمان GPS می توان نوشت:

$$T=t+\tau \qquad (2.1)$$
$$T^S=t^S+\tau^S \qquad (2.2)$$

بنابراین با جایگزین کردن این روابط در رابطه (1) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} P^S(t) &= ((t+\tau)-(t^S+\tau^S))c \\ &= (t-t^S)c+c\tau-c\tau^S \\ &= \rho^S(t,t^S)+c\tau-c\tau^S \end{aligned} \qquad (3.1)$$

$$\rho^S(t,t^S)=\sqrt{\left(x^S(t^S)-x(t)\right)^2+\left(y^S(t^S)-y(t)\right)^2+\left(y^S(t^S)-y(t)\right)^2} \qquad (3.2)$$

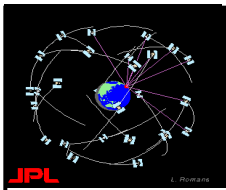


مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

در این روابط $\rho^S(t,t^S)$ فاصله هندسی بین ماهواره در لحظه ارسال سیگنال و گیرنده در لحظه دریافت آن است.

- چنانکه در جلسات قبل ملاحظه شد، موقعیت ژئوسنتریک و کارتزین ماهواره (x^S,y^S,z^S) ماهواره؛ همچنین خطای دریفت ساعت ماهواره نسبت به زمان GPS (τ^S) را می توان به کمک اطلاعات موجود در پیغام ناوبری محاسبه کرد. به این ترتیب مدل ریاضی (3) شامل 4 پارامتر مجهول: (x,y,z) و τ است که با اندازه گیری به حداقل چهار ماهواره قابل حل است.
- نکته دیگری که در این ارتباط توجه به آن ضروری است، اهمیت محاسبه موقعیت ژئوسنتریک ماهواره در لحظه مخابره امواج است. تقریبا 0.07 ثانیه طول می کشد تا امواج GPS به گیرنده مستقر در ایستگاهی روی زمین انتقال یابد. طی این مدت، به دلیل دوران زمین؛ فاصله بین ماهواره و گیرنده تغییری به بزرگی 60m خواهد داشت. بنابراین در مدل ریاضی (3) چنانچه بجای زمان ارسال سیگنال، موقعیت ماهواره در لحظه دریافت سیگنال محاسبه گردد، در محاسبه فاصله بین ماهواره و گیرنده خطایی به بزرگی چند ده متر را مرتکب خواهیم شد. برای حل این مشکل زمان ارسال سیگنال با روابط زیر در یک پروسه محاسباتی تکراری تعیین می گردد:

$$t^S(0) = t = (T - \tau)$$
$$t^S(1) = t - \frac{\rho^S(t, t^S(0))}{c}$$
$$t^S(2) = t - \frac{\rho^S(t, t^S(1))}{c}$$
$$\vdots$$



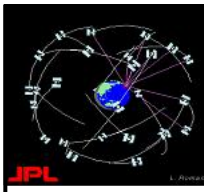
مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

این الگوریتم تکراری اصطلاحاً به معادله نور زمان (light time equation) معروف است. در این الگوریتم موقعیت ماهواره و در نتیجه فاصله $\rho^S(t,t^S)$ در هر مرحله با استفاده از مختصات کپلری در پیغام ناوبری محاسبه می گردد. شرط توقف در این الگوریتم عدم تغییر قابل ملاحظه فاصله محاسبه شده در دو مرحله متوالی از تکرار محاسبات است.

- به این ترتیب در تعیین موقعیت مطلق به وسیله مشاهدات کد دستگاه معادلات مشاهدات به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}
P^1 &= ((x^1 - x)^2 + (y^1 - y)^2 + (z^1 - z)^2)^{1/2} + c\tau - c\tau^1 \\
P^2 &= ((x^2 - x)^2 + (y^2 - y)^2 + (z^2 - z)^2)^{1/2} + c\tau - c\tau^2 \qquad (4) \\
P^3 &= ((x^3 - x)^2 + (y^3 - y)^2 + (z^3 - z)^2)^{1/2} + c\tau - c\tau^3 \\
P^4 &= ((x^4 - x)^2 + (y^4 - y)^2 + (z^4 - z)^2)^{1/2} + c\tau - c\tau^4 \\
P^5 &= ((x^5 - x)^2 + (y^5 - y)^2 + (z^5 - z)^2)^{1/2} + c\tau - c\tau^5
\end{aligned}$$

- دقت کنید که در استفاده از این مدل ریاضی عملاً با دو تقریب مواجهیم:
  استفاده از سرعت انتشار نور در خلاء به جای سرعت انتشار نور در جو زمین
  منظور نکردن اثر نسبیت (نسبیت عام و نسبیت خاص) در این روابط
- به دلیل وجود نویز (خطای اتفاقی) در اندازه گیری ها دستگاه معادلات (۴) دستگاه معادلاتی ناسازگار است. در صورت تصحیح مشاهدات شبه فاصله نسبت به خطای اتفاقی اندازه گیری، این دستگاه معادلات به دستگاه معادلات سازگاری غیر خطی تبدیل خواهد شد که در آن تعداد مجهولات بیش از تعداد معادلات است (در اینجا ۴ معادله با ۸ مجهول). در حالت کلی، این دستگاه معادلات را می توان به صورت زیر نوشت:



مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

$$P_{observed} = P_{model} + noise \qquad (5.1)$$
$$= P(x,y,z,\tau) + v \qquad (5.2)$$

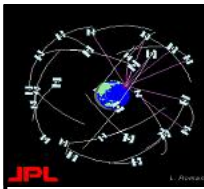
- با خطی کردن این دستگاه معادلات خواهیم داشت:

$$P(x,y,z,\tau) \cong P(x_0,y_0,z_0,\tau_0) + (x-x_0)\frac{\partial P}{\partial x} + (y-y_0)\frac{\partial P}{\partial y} + (z-z_0)\frac{\partial P}{\partial z} + (\tau-\tau_0)\frac{\partial P}{\partial \tau}$$
$$= P_{computed} + \frac{\partial P}{\partial x}\Delta x + \frac{\partial P}{\partial y}\Delta y + \frac{\partial P}{\partial z}\Delta z + \frac{\partial P}{\partial \tau}\Delta\tau \qquad (6.1)$$

$$\Delta P \equiv P_{observed} - P_{computed}$$
$$= \frac{\partial P}{\partial x}\Delta x + \frac{\partial P}{\partial y}\Delta y + \frac{\partial P}{\partial z}\Delta z + \frac{\partial P}{\partial \tau}\Delta\tau + v \qquad (6.2)$$

به این ترتیب فرم ماتریسی هریک از معادلات مشاهدات و دستگاه معادلات فوق به صورت زیر خواهد بود:

$$\Delta P = \begin{pmatrix} \frac{\partial P}{\partial x} & \frac{\partial P}{\partial y} & \frac{\partial P}{\partial z} & \frac{\partial P}{\partial \tau} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta\tau \end{pmatrix} + v \qquad (7.1)$$

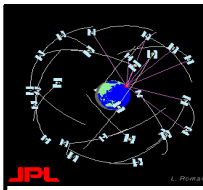


مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

$$\begin{pmatrix} \Delta P^1 \\ \Delta P^2 \\ \Delta P^3 \\ \vdots \\ \Delta P^m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial P^1}{\partial x} & \frac{\partial P^1}{\partial y} & \frac{\partial P^1}{\partial z} & \frac{\partial P^1}{\partial \tau} \\ \frac{\partial P^2}{\partial x} & \frac{\partial P^2}{\partial y} & \frac{\partial P^2}{\partial z} & \frac{\partial P^2}{\partial \tau} \\ \frac{\partial P^3}{\partial x} & \frac{\partial P^3}{\partial y} & \frac{\partial P^3}{\partial z} & \frac{\partial P^3}{\partial \tau} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial P^m}{\partial x} & \frac{\partial P^m}{\partial y} & \frac{\partial P^m}{\partial z} & \frac{\partial P^m}{\partial \tau} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta\tau \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v^1 \\ v^2 \\ v^3 \\ \vdots \end{pmatrix} \qquad (7.2)$$

- در این رابطه ماتریس ضرایب عبارت است از:

$$\Lambda = \begin{pmatrix} \frac{x_0 - x^1}{\rho} & \frac{y_0 - y^1}{\rho} & \frac{z_0 - z^1}{\rho} & c \\ \frac{x_0 - x^2}{\rho} & \frac{y_0 - y^2}{\rho} & \frac{z_0 - z^2}{\rho} & c \\ \frac{x_0 - x^3}{\rho} & \frac{y_0 - y^3}{\rho} & \frac{z_0 - z^3}{\rho} & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_0 - x^m}{\rho} & \frac{y_0 - y^m}{\rho} & \frac{z_0 - z^m}{\rho} & c \end{pmatrix} \qquad (8)$$



مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

- از سرشکنی به خاطر داریم که در حل دستگاه معادلات

$$\mathbf{l}+\mathbf{v}=\mathbf{Ax}$$

با استفاده از شرط کمترین مربعات:

$$\min\Sigma v_i^2=\mathbf{v}^T\mathbf{v}=\min$$

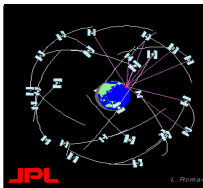
برآورد کمترین مربعات پارامترهای مجهول (در اینجا مختصات مطلق نقطه مورد نظر و تصحیح ساعت گیرنده) از رابطه زیر به دست می آید:

$$\mathbf{x}=(\mathbf{A}^T\mathbf{C}_l^{-1}\mathbf{A})^{-1}\mathbf{A}^T\mathbf{C}_l^{-1}\mathbf{l},\quad \mathbf{C}_x=\sigma^2(\mathbf{A}^T\mathbf{A})^{-1} \qquad (9)$$

در اینجا فرض بر این است که شبه فواصل P^i با دقت یکسان σ اندازه گیری می شوند. به عبارت دیگر:

$$\mathbf{C}_l=\sigma^2\times\mathbf{diag}(1,1,1,\ldots,1)_{m\times m} \qquad (10)$$

- به طوریکه از رابطه (9) می توان دید، در صورتیکه از اثر منابع سیستماتیک خطا در تعیین موقعیت مطلق صرفنظر کنیم – به عبارت دیگر در تعیین موقعیت مطلق با مدل ساده (4)– دقت نتایج صرفاً تحت تاثیر هندسه بخش فضایی سیستم GPS است. با توجه به تکرار پذیر بودن هندسه بخش فضایی در این سیستم (عبور ماهواره ها از مسیر مشابهی بر روی زمین در هر دور دوران آنها به دور زمین– در اصطلاح گفته می شود که ground track ماهواره های سیستم {شکل بعد را ببینید} در هر دور گردش ماهواره های سیستم تکرار می شود) می توان از اطلاعات Almanac استفاده کرده به بهترین هندسه ممکن جهت دستیابی به موقعیتی با دقت مناسب رسید. این فرایند را اصطلاحا mission planning می گویند.
- معیار های کمی مختلفی مبتنی بر ماتریس کوفاکتور جهت ارزیابی وضعیت هندسی ماهواره ها و در نتیجه رسیدن به بهترین زمان اندازه گیری توسعه یافته است. این معیار ها اصطلاحاً به معیار های ضریب دقت یا DOP (Dilution of Precision) معروفند. در سیستم مختصات ژئوسنتریکی که مدل ریاضی (4) فرموله شده است، ماتریس وریانس کوریانس پارامترهای مجهول در این مدل ریاضی عبارت است از:



مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

(11)

و معیار های مختلف ضریب دقت به صورت زیر تعریف می شوند:

VDOP: به ضریب دقت تعیین ارتفاعی (12.1)

HDOP: به ضریب دقت تعیین موقعیت مسطحاتی (12.2)

PDOP: به ضریب تعیین موقعیت (12.3)

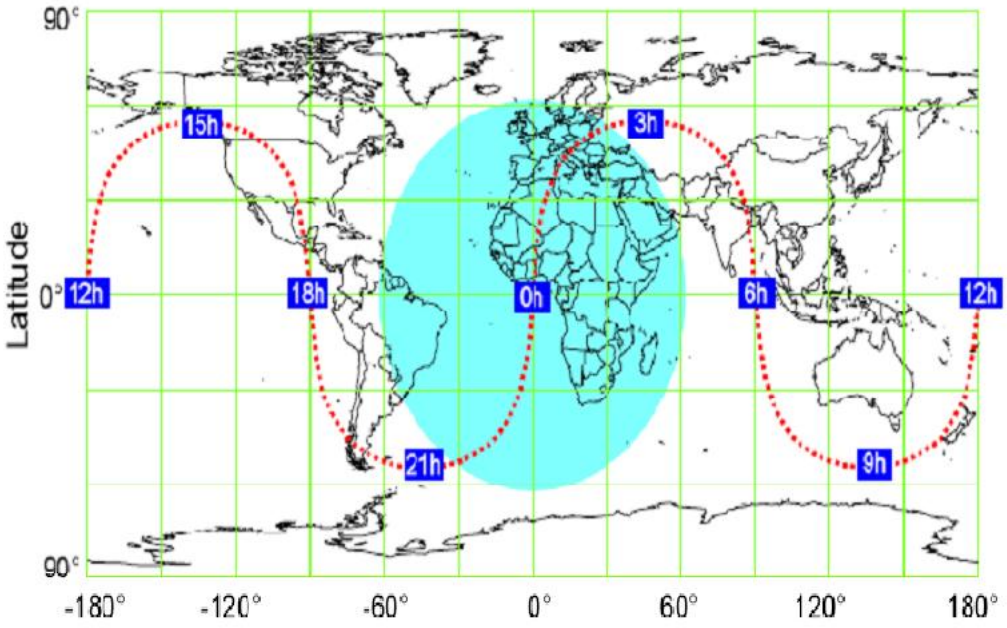
TDOP: به ضریب دقت تعیین زمان (خطای ساعت گیرنده) (12.4)

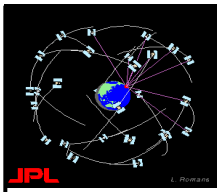
GDOP: به ضریب دقت هندسی سیستم شناخته می شوند. (12.5)

- به کمک معیار های فوق به عنوان مثال می توان دید که چنانچه VDOP=5 ، خطای 1m در اندازه شبه فواصل اندازه گیری شده منجر به خطای 5m در موقعیت ارتفاعی نقطه مورد نظر خواهد شد. به عنوان یک قانون کلی مقادیر PDOP بزرگتر از ۵ معرف وضعیت نا مناسب هندسه بخش فضایی است.

$$VDOP\equiv\sigma_h$$
$$HDOP\equiv\sqrt{\sigma_n^2+\sigma_e^2}$$
$$PDOP\equiv\sqrt{\sigma_n^2+\sigma_e^2+\sigma_h^2}$$
$$TDOP\equiv\sigma_t$$
$$GDOP\equiv\sqrt{\sigma_n^2+\sigma_e^2+\sigma_h^2+c^2\sigma_t^2}$$

$$\mathbf{C}_x=\sigma^2\left(\mathbf{A}^T\mathbf{A}\right)^{-1}$$
$$=\sigma^2\begin{pmatrix}\sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{x\tau}\\ \sigma_{yx} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{y\tau}\\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_z^2 & \sigma_{z\tau}\\ \sigma_{\tau x} & \sigma_{\tau y} & \sigma_{\tau z} & \sigma_\tau^2\end{pmatrix}$$





مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده شبه فاصله

- به دلایل مختلف در عمل ترجیح داده می شود تا مختصات نقاط و نواحی اطمینان (بیضوی خطای) تعیین شده برای آنها از سیستم مختصات ژئوسنتریک به سیستم مختصاتی توپوسنتریک و محلی انتقال یابد. به عنوان مثال تجزیه و تحلیل پدیده های ژئودینامیک (نظیر حرکات صفحات تکتونیکی) به کمک نتایج سیستم GPS در یک سیستم توپوسنتریک محلی به مراتب ساده تر از انجام این کار در یک سیستم ژئوسنتریک است: بردار های جابجایی در یک سیستم ژئوسنتریک را به سختی می توان به آثار و نشانه یک پدیده ژئودینامیک در سطح زمین مرتبط کرده وابستگی آنها را بررسی کرد. به همین دلیل غالباً نتایج حاصل از پردازش داده های سیستم GPS در چنین سیستم مختصاتی ارائه و نمایش داده می شود. برای این کار معمولا از سیستم مختصات ژئودتیک محلی LG (Local Geodetic) که مختصات مسطحاتی و ارتفاعی نقاط در آن به (n,e,h) نمایش و به ترتیب Northing، Easting و Height نامیده می شوند استفاده می گردد.
- از ژئودزی II به خاطر دارید که ترانسفورماسیون بین این دو سیستم به کمک معادله زیر انجام می شود:

$$\begin{pmatrix}\Delta n\\ \Delta e\\ \Delta h\end{pmatrix}=\underbrace{\begin{pmatrix}-\sin\varphi\cos\lambda & -\sin\varphi\sin\lambda & \cos\varphi\\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0\\ \cos\varphi\cos\lambda & \cos\varphi\sin\lambda & \sin\varphi\end{pmatrix}}_{G}\begin{pmatrix}\Delta x\\ \Delta y\\ \Delta z\end{pmatrix} \qquad (13.1)$$

- علاوه بر این به کمک قانون انتشار خطا ها می توان نشان داد که ماتریس واریانس-کوواریانس مختصات نقاط در سیستم مختصات محلی ژئودتیک از رابطه زیر به دست می آید:

$$C_L=GC_xG^T \qquad (13.2)$$

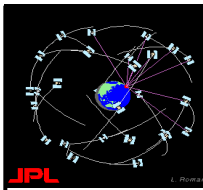


مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای- مشاهده شبه فاصله

به این ترتیب با انتقال مختصات به سیستم LG ماتریس واریانس – کوواریانس موقعیت نقطه مورد نظر به فرم زیر خواهد بود:

$$C_L = \sigma^2 \begin{pmatrix} \sigma_n^2 & \sigma_{ne} & \sigma_{nh} \\ \sigma_{en} & \sigma_e^2 & \sigma_{eh} \\ \sigma_{hn} & \sigma_{he} & \sigma_h^2 \end{pmatrix} \qquad (14)$$

- برای حفظ پیوستگی مطالب معرفی معیار های مهمی که می بایست در برنامه ریزی برای انجام یک پروژه GPS مد نظر داشت (mission planning) را به جلسه بعد موکول کرده در ادامه به معرفی مدل ریاضی تعیین موقعیت با مشاهدات فاز می پردازیم.

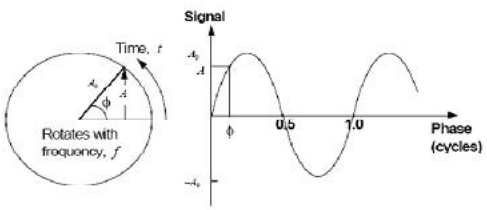


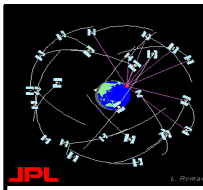
مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای – مشاهده فاز

- جلسه قبل دیدیم که در لوپ ردیابی فاز (پس از شناسایی سیگنال کد در لوپ ردیابی کد و مدوله کردن آن بر سیگنال حامل مشابهی که توسط نوسان ساز این بخش تولید می شود – ضرب کردن سیگنال مربوطه در این سیگنال حامل) به کمک تکنیکی که جزئیات آن مورد بررسی قرار خواهد گرفت اختلاف فاز حامل سیگنال دریافتی از فاز حامل سیگنال باز سازی شده اندازه گیری می شود. از این مشاهده به مشاهده اختلاف فاز یا ضربان فاز یاد می شود.

- در ادامه سعی خواهیم کرد تا ضمن ایجاد تصویری روشن تر از این نوع مشاهده در سیستم GPS و تبیین ارتباط فاز سیگنال GPS با زمان حرکت این سیگنال از ماهواره به گیرنده معادله این نوع مشاهده را فرموله کرده، اندازه گیری فاصله با فاز را تشریح نمائیم.

- **مفاهیم فاز، فرکانس و زمان**: نخستین بار با مفهوم فاز در فیزیک و در بررسی حرکت دورانی آشنا شده ایم. در بررسی حرکت یک جرم نقطه ای که بر روی محیط دایره ای به شعاع A_0 دوران می کند، فاصله زاویه ای این جرم از نقطه شروع حرکت اصطلاحاً فاز حرکت این جرم نامیده می شود. همچنین از فیزیک به خاطر داریم که دامنه این حرکت فاصله قائم جرم از محور افق در هر لحظه از این حرکت (پارامتر A) را می توان به کمک معادله سینوسی به فرم $A=A_0\sin(2\pi\varphi)$ تعیین کرد (به شکل زیر دقت کنید). در این رابطه ضریب 2π برای تبدیل فاز از واحد متداول آن در فیزیک – سیکل – به واحد رادیان استفاده شده است.





مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
- مشاهده فاز

- به طوریکه ملاحظه می کنید فاز ارتباط نزدیکی با دریافت ما از مفهوم زمان یعنی تکرار یک پدیده تناوبی (نظیر دوران زمین به دور خود-زمان جهانی- دوران زمین به دور خورشید-زمان دینامیک- و نوسانات یک کریستال کوارتز در یک ساعت اتمی – زمان اتمی) دارد.از طرف دیگرحتی نمایش روزمره ما از زمان مبتنی بر فاصله زاویه ای است (فاصله زاویه این بین دو عقربه یک ساعت مچی). بنابراین: می توان فاز را (پس از تبدیل به مقیاس مناسب) معیاری برای اندازه گیری زمان دانست:

$$T=k(\varphi-\varphi_0) \qquad (15)$$

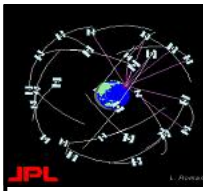
در این رابطه φ_0 فاصله زاویه ای اولیه جرم در حال دوران مورد بحث از محور افق (محور فاز) و k ضریبی است که فاز را از واحد Cycle به مقیاس مناسبی برای بیان زمان (ثانیه) تبدیل می کند. رابطه (15) را می توان تعریفی برای زمان دانست.

- **فرکانس** که بر حسب واحد سیکل بر ثانیه تعریف می شود تعداد تکرارهای یک پدیده تناوبی در واحد زمان است. در مثال مورد بحث تعداد دفعاتی که جرم نقطه ای محیط دایره مسیر را در واحد زمان می پیماید- فاصله زاویه ای به بزرگی ۳۶۰ در جه می پیماید – فرکانس این حرکت است. فرضی که به طور ضمنی در این تعریف از فرکانس لحاظ شده ثابت بودن سرعت جرم نقطه ای مورد نظر در این حرکت دورانی است. بنابراین می توان فرکانس را به صورتی کلی تر با معادله زیر تعریف کرد:

$$f=d\varphi/dt \qquad (16)$$

با ثابت فرض کردن فرکانس – چنانکه در یک نوسان ساز یا ساعت ایده آل چنین است – می توان نوشت:

$$\varphi_{ideal}= f_0t+\varphi_0 \qquad (17)$$



مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
- مشاهده فاز

از ترکیب روابط (15) و (17) خواهیم داشت:

$$T_{ideal}=kf_0t \qquad (18)$$

- با انتخاب ضریب مقیاس $k=1/f_0$ تعریف ما از زمان مبتنی بر تغییرات فاز (رابطه 15 را ببینید) که با تعریف قراردادی واحد زمان (ثانیه) تطبیق خواهد کرد. در این صورت:

$$T= (\varphi-\varphi_0) / f_0 \qquad (19)$$

- از طرف دیگر از آنجا که غالبا مفهوم فاز در ارتباط با تئوری پردازش سیگنال مطرح می شود، معادله سیگنال و ماگزیمم دامنه سیگنال نامیده می شود. به این ترتیب با اندازه گیری دامنه A می توان فاز سیگنال و از آنجا زمان را تعیین کرد. برای یک ساعت ایده آل (ساعتی که دارای دریفت نیست و تغییرات فاز معادل با آن را می توان با معادله ای از این نوع به طور کامل بیان کرد) می توان نوشت:

$A=A_0\sin(2\pi\varphi)$

(20.1)

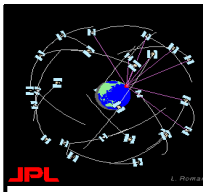
و یا:

$$\begin{aligned} A_{ideal} &= A_0 \sin 2\pi\varphi_{ideal} \\ &= A_0 \sin(2\pi f_0 t + 2\pi\varphi_0) \\ &= (A_0 \cos 2\pi\varphi_0) \sin 2\pi f_0 t + (A_0 \sin 2\pi\varphi_0) \cos 2\pi f_0 t \\ &= A_0^S \sin\omega_0 t + A_0^C \cos\omega_0 t \end{aligned}$$

(20.2)

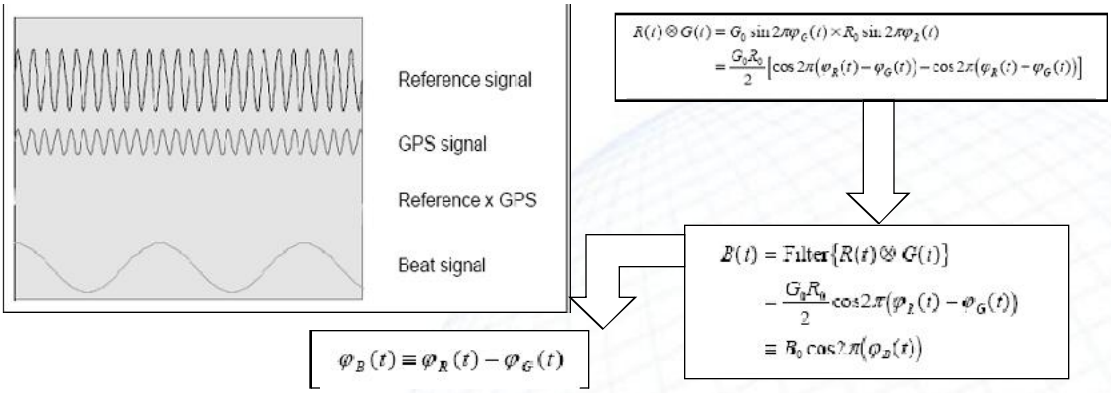
معادله فوق معادله موج حامل در سیستم GPS است که اطلاعات فاز از طریق مدولاسیون فاز بر آن سوار می گردد

$$A(T) = A_0^S \sin\omega_0 T + A_0^C \cos\omega_0 T$$



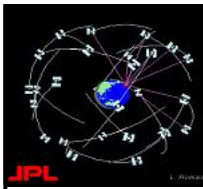
مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای – مشاهده فاز

- اندازه گیری (ضربان) فاز در لوپ ردیابی فاز را می توان به صورت زیر خلاصه کرد:



به حذف شدن اطلاعات کد از طریق ضرب دو سیگنال تولید شده در این لوپ دقت کنید. علاوه براین دقت کنید که با تغییر فاز سیگنال ضربان (beat signal) از $\varphi_B(t)$ به $\varphi_B(t)+N$ (N عددی صحیح است) سیگنال ضربان فاز تغییر نمی کند. این امر ناشی از آن است که فاز سیگنال GPS مستقیماً اندازه گیری نمی شود. بنابراین در کلی ترین حالت می توان نوشت:

$$\varphi_B(t)+N=\Phi+N= \varphi_R - \varphi_G \qquad (21)$$



مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای – مشاهده فاز

از آنجا که از اندیس B در روابط آتی برای اشاره به نام ایستگاه استفاده خواهد شد، از این به بعد مشاهده (ضربان) فاز را به Φ نمایش خواهیم داد.

- برای رسیدن به معادله مشاهده ای که به کمک آن بتوان از طریق اندازه گیری (ضربان) فاز به اندازه فاصله بین ماهواره و گیرنده رسید

$$\Phi^S(T) = \varphi(T) - \varphi^S(T) - N^S \qquad (22.1)$$

$$\varphi^S(x,y,z,T) = \varphi^S_{\text{transmit}}(x^S, y^S, z^S, T^S_{\text{transmit}}) \qquad (22.2)$$

از ترکیب روابط (21) و (17) خواهیم داشت:

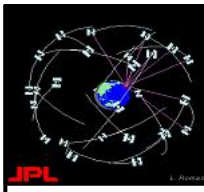
$$\varphi(T) = f_0 T + \varphi_0$$
$$\varphi^S_{\text{transmit}}(T^S) = f_0 T^S_{\text{transmit}} + \varphi^S_0 \qquad (23)$$

و بنابراین:

$$\Phi^S(T) = f_0 T + \varphi_0 - f_0 T^S - \varphi^S_0 - N^S$$
$$= f_0\left(T - T^S\right) + \varphi_0 - \varphi^S_0 - N^S \qquad (24)$$

با تخصیص اندیس پائین به گیرنده مستقر در یک ایستگاه مانند A و اندیس بالا به یک ماهواره در حال ردیابی مثل j:

$$\Phi^j_A(T_A) = f_0\left(T_A - T^j\right) + \varphi_{0A} - \varphi_0{}^j - N^j_A \qquad (25.1)$$



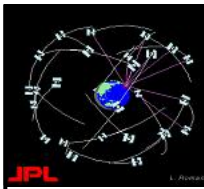
مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
– مشاهده فاز

در معادله (25.1) در هر ایستگاه اندازه گیری جملاتی که به اندیس بالا وابسته اند متغییر (از یک ماهواره به ماهواره ای دیگر تغییر می کنند) و سایر جملات ثابتند. در این ارتباط توجه کنید که در طراحی یک گیرنده از آنجا که نباید بایاسی بین کانال های ردیابی مختلف وجود داشته باشد، φ_{0A} برای تمام ماهواره های مختلف j یکسان است. سه جمله آخر در رابطه (25) اصطلاحا به بایاس فاز حامل (carrier phase bias) معروف است. دقت کنید که این پارامتر برای مشاهدات خام (ضربان) فاز بر خلاف پارامتر ابهام فاز – عددی صحیح نیست.

- معادله (25) به معادله مشاهده فاز موسوم است. برای ساده تر کردن مفاهیم مربوط به تعیین موقعیت با مشاهده (ضربان) فاز و سرشکنی توام مشاهدات فاز و کد (دستیابی به مقیاسی واحد در ماتریس نرمال دستگاه معادلات مشاهدات) مشاهده (ضربان) فاز از مقیاس رادیان به مقیاس طول تبدیل می شود: (برای موج حامل L_1، λ_1 - λ_0 و برای موج حامل L_2، λ_2 - λ_0)

$$\begin{aligned} L_A^j(T_A) &= \bar{\lambda}_0 \Phi_A^j(T_A) \\ &= \lambda_0 f_0 \left(T_A - T^j\right) + \lambda_0 \left(\varphi_{0A} - \varphi_0{}^j - N_A^j\right) \\ &= c\left(T_A - T^j\right) + \lambda_0 \left(\varphi_{0A} - \varphi_0{}^j - N_A^j\right) \\ &\equiv c\left(T_A - T^j\right) + B_A^j \end{aligned} \qquad (25.2)$$

$$B_A^j \equiv \lambda_0 \left(\varphi_{0A} - \varphi_0{}^j - N_A^j\right) \qquad (25.3)$$



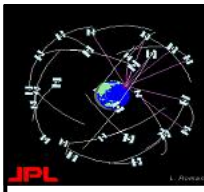
مدل های ریاضی تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای
- مشاهده فاز

- نکته دیگری که از رابطه (25) قابل تشخیص است تغییر بایاس فاز در این معادله برای امواج حامل L1 و L2 است.
- با توجه به شباهت بین این رابطه با معادله شبه فاصله بین گیرنده و ماهواره [رابطه (3.1) را ببینید] همچنین با احتساب منابع بایاس اتمسفری (خطاهای یونوسفر و ترپوسفر) این معادله را به فرم زیر باز نویسی کرد:

$$\begin{aligned} L_A^j(T_A) &= c\left(T_A - T^j\right) + B_A^j \\ &= \rho_A^j(t_A, t^j) + c\tau_A - c\tau^j + Z_A^j - I_A^j + B_A^j \end{aligned} \qquad (26)$$

در این رابطه جملات I_A^j و Z_A^j به ترتیب مربوط به تاخیر های ناشی از شکست امواج در لایه های یونوسفر و تروپوسفر است. با احتساب این منابع خطا مدل ریاضی تعیین موقعیت در استفاده از مشاهدات کد نیز به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} P_A^j(T_A) &= c\left(T_A - T^j\right) \\ &= \rho_A^j(t_A, t^j) + c\tau_A - c\tau^j + Z_A^j + I_A^j \end{aligned} \qquad (27)$$



تکنیک های ترکیب مشاهدات در تعیین موقعیت با GPS
– ترکیب تک تفاضلی

- روش های مختلفی برای ترکیب مشاهدات مختلف در تعیین موقعیت با سیستم GPS وجود دارد. این تکنیک ها، هریک به نوبه خود از مزایای خاصی بر خوردارند. در ادامه معرفی مدل های ریاضی تعیین موقعیت با سیستم GPS به معرفی این تکنیک ها می پردازیم:
- **روش تک تفاضلی (Single Differencing) :**

در نظر بگیرید که مطابق با شکل گیرنده های مستقر در دو ایستگاه A و B به طور همزمان ماهواره j را ردیابی می کنند (از این دو ایستگاه اندازه گیری های فاز و کد به این ماهواره صورت می گیرد). در این صورت به عنوان مثال برای مشاهده اختلاف فاز اندازه گیری شده در این دو ایستگاه می توان نوشت:

$$L_A^j = \rho_A^j + c\tau_A - c\tau^j + Z_A^j - I_A^j + B_A^j$$
$$L_B^j = \rho_B^j + c\tau_B - c\tau^j + Z_B^j - I_B^j + B_B^j \qquad (28)$$

ترکیب تک تفاضلی این مشاهدات از کم کردن معادلات مشاهدات فوق به دست می اید:

$$\begin{aligned}\Delta L_{AB}^j &\equiv L_A^j - L_B^j \\ &= \left(\rho_A^j + c\tau_A - c\tau^j + Z_A^j - I_A^j + B_A^j\right) - \left(\rho_B^j + c\tau_B - c\tau^j + Z_B^j - I_B^j + B_B^j\right) \\ &= \left(\rho_A^j - \rho_B^j\right) + \left(c\tau_A - c\tau_B\right) - \left(c\tau^j - c\tau^j\right) + \left(Z_A^j - Z_B^j\right) - \left(I_A^j - I_B^j\right) - \left(B_A^j - B_B^j\right) \\ &= \Delta\rho_{AB}^j + c\Delta\tau_{AB} + \Delta Z_{AB}^j - \Delta I_{AB}^j + \Delta B_{AB}^j\end{aligned} \qquad (29)$$

به طوریکه ملاحظه می شود به نظر می رسد که از طریق این ترکیب می توان خطای ساعت ماهواره را حذف کرد.



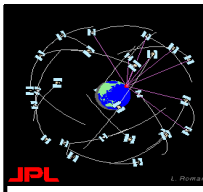
تکنیک های ترکیب مشاهدات در تعیین موقعیت با GPS
– ترکیب تک تفاضلی

- در عمل به دلایل مختلف ردیابی هم زمان ماهواره j از دو ایستگاه A و B امکان پذیر نیست:
  - ساعت گیرنده های مستقر در این دو ایستگاه ممکن است تا چند میلی ثانیه نسبت به زمان GPS بایاس داشته باشند (و در نتیجه همزمان نباشند).
  - در صورتیکه فاصله بین دو ایستگاه اندازه گیری زیاد باشد (مثلا 1000Km)، سیگنال ارسالی از ماهواره در زمانی واحد در آنتن گیرنده های مستقر در این دو ایستگاه دریافت نمی شود.
- با توجه با این نکات در محاسبه اختلاف فاصله $\Delta\rho^j_{AB}$ می بایست موقعیت ماهواره در محاسبه هریک از شبه فواصل ρ^j_A و ρ^j_B دقیقا در اپک مربوطه (لحظه ارسال سیگنال مربوطه) صورت پذیرد.
- به طوریکه از معادله (29) می توان دید با افزایش وابستگی بایاس های اتمسفری (یونوسفر و تروپوسفر) در دو ایستگاه A و B، اثرات این منابع بایاس در معادله تک تفاضلی کاهش می یابد. باقیمانده اثر تروپوسفر (differential troposphere bias) در شبکه های با ابعاد تقریبا کوچکتر از 30Km قابل اغماض است. باقیمانده اثر یونوسفر (differential ionosphere bias) در شرایط آرام خورشیدی و در شبکه ای با این ابعاد قابل اغماض است.
- **روش ترکیب دو تفاضلی (Double Differencing):**

مطابق شکل دو مشاهده تک تفاضلی زیر را در نظر بگیرید:

$$\Delta L_{AB}^j = \Delta\rho_{AB}^j + c\Delta\tau_{AB} + \Delta Z_{AB}^j - \Delta I_{AB}^j + \Delta B_{AB}^j$$
$$\Delta L_{AB}^k = \Delta\rho_{AB}^k + c\Delta\tau_{AB} + \Delta Z_{AB}^k - \Delta I_{AB}^k + \Delta B_{AB}^k \qquad (30)$$

از کم کردن این دو معادله به ترکیب جدیدی از مشاهدات خواهیم رسید که به مشاهدات دو تفاضلی (Double difference) معروف است:



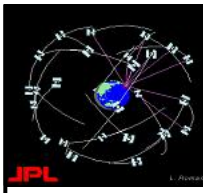
تکنیک های ترکیب مشاهدات در تعیین موقعیت با GPS – ترکیب دو تفاضلی

برای مشاهدات فاز این ترکیب به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}\nabla\Delta L_{AB}^{jk} &= \Delta L_{AB}^{j} - \Delta L_{AB}^{k} \\ &= \left(\Delta\rho_{AB}^{j} + c\Delta\tau_{AB} + \Delta Z_{AB}^{j} - \Delta I_{AB}^{j} + \Delta B_{AB}^{j}\right) - \left(\Delta\rho_{AB}^{k} + c\Delta\tau_{AB} + \Delta Z_{AB}^{k} - \Delta I_{AB}^{k} + \Delta B_{AB}^{k}\right) \\ &= \left(\Delta\rho_{AB}^{j} - \Delta\rho_{AB}^{k}\right) + \left(c\Delta\tau_{AB} - c\Delta\tau_{AB}\right) + \left(\Delta Z_{AB}^{j} - \Delta Z_{AB}^{k}\right) - \left(\Delta I_{AB}^{j} - \Delta I_{AB}^{k}\right) - \left(\Delta B_{AB}^{j} - \Delta B_{AB}^{k}\right) \\ &= \nabla\Delta\rho_{AB}^{jk} + \nabla\Delta Z_{AB}^{jk} - \nabla\Delta I_{AB}^{jk} + \nabla\Delta B_{AB}^{jk}\end{aligned} \tag{31}$$

به نظر می رسد که در این ترکیب از مشاهدات خطای ساعت گیرنده نیز حذف می شود. حذف کامل خطای ساعت گیرنده از این طریق به دلیل خطای سیستماتیک موجود در ثبت زمان دریافت سیگنال (time-tag) نسبت به زمان GPS امکان پذیر به نظر نمی رسد. این مشکل از طریق محاسبه شبه فاصله بین ماهواره و گیرنده در لحظه ارسال سیگنال به کمک معادله نور زمان بر طرف می شود. با این وجود چنانچه فاصله بین دو گیرنده زیاد باشد به دلایلی که قبلا اشاره شد ردیابی همزمان دو ماهواره از ایستگاه های زمینی ممکن نیست.

- نکته مهم دیگری که در ارتباط با رابطه (31) باید به آن اشاره کرد افزایش نویز در (شبه) مشاهدات دو تفاضلی در مقایسه با مشاهدات تک تفاضلی و مشاهدات خام فاز است. این موضوع به سادگی به کمک قانون انتشار خطا ها از معادله (31) قابل دریافت می باشد. می توان نشان داد که در ترکیب دو تفاضلی در مقایسه با ترکیب تک تفاضلی سهم خطای سیستماتیک مدل نشده ناشی از شکست امواج در جو تا حدود 40% افزایش می یابد. علاوه بر این نویز (خطای اتفاقی مشاهدات) شبه مشاهدات این ترکیب در مقایسه با خطای اتفاقی مشاهدات خام فاز تا دو برابر افزایش می یابد.
- یکی از مزایای این ترکیب صحیح بودن عدد ابهام فاز در معادلات مشاهده دو تفاضلی مشاهدات فاز حامل است:



تکنیک های ترکیب مشاهدات در تعیین موقعیت با GPS – ترکیب دو تفاضلی

$$\begin{aligned}\nabla\Delta B_{AB}^{jk} &= \Delta B_{AB}^{j} - \Delta B_{AB}^{k} \\ &= \left(B_{A}^{j} - B_{B}^{j}\right) - \left(B_{A}^{k} - B_{B}^{k}\right) \\ &- \lambda_0\left(\varphi_{0A} - \varphi_0{}^{j} - N_{A}^{j}\right) - \lambda_0\left(\varphi_{0B} - \varphi_0{}^{j} - N_{B}^{j}\right) - \lambda_0\left(\varphi_{0A} - \varphi_0{}^{k} - N_{A}^{k}\right) + \lambda_0\left(\varphi_{0B} - \varphi_0{}^{k} - N_{B}^{k}\right) \\ &- -\lambda_0\left(N_{A}^{j} - N_{B}^{j} - N_{A}^{k} + N_{B}^{k}\right) \\ &= \lambda_0\nabla\Delta N_{AB}^{jk}\end{aligned} \tag{32}$$

بنابراین معادله مشاهده در مشاهدات دو تفاضلی را می توان به فرم زیر نوشت:

$$\nabla\Delta L_{AB}^{jk} = \nabla\Delta\rho_{AB}^{jk} + \nabla\Delta Z_{AB}^{jk} - \nabla\Delta I_{AB}^{jk} - \lambda_0\nabla\Delta N_{AB}^{jk} \tag{33}$$

- روش ترکیب سه تفاضلی (Triple Differencing):

مشاهدات دو تفاضلی انجام شده در دو اپک i و i+1 را مطابق معادلات (شکل) زیر در نظر بگیرید:

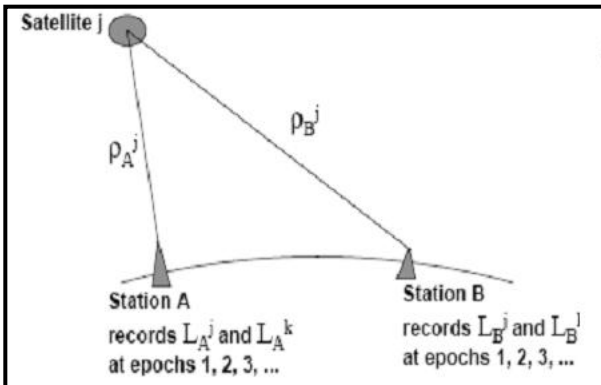
$$\begin{aligned}\nabla\Delta L_{AB}^{jk}(i) &= \nabla\Delta\rho_{AB}^{jk}(i) + \nabla\Delta Z_{AB}^{jk}(i) - \nabla\Delta I_{AB}^{jk}(i) - \lambda_0\nabla\Delta N_{AB}^{jk} \\ \nabla\Delta L_{AB}^{jk}(i+1) &= \nabla\Delta\rho_{AB}^{jk}(i+1) + \nabla\Delta Z_{AB}^{jk}(i+1) - \nabla\Delta I_{AB}^{jk}(i+1) - \lambda_0\nabla\Delta N_{AB}^{jk}\end{aligned} \tag{34}$$

تکنیک های ترکیب مشاهدات در تعیین موقعیت با GPS
– ترکیب سه تفاضلی

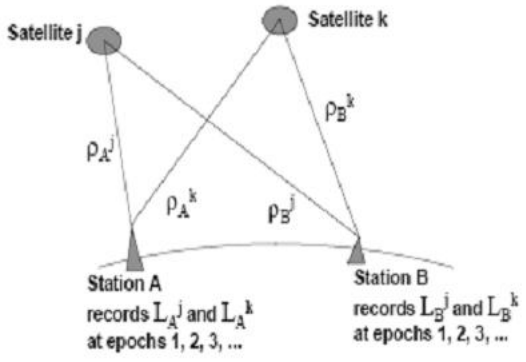
ترکیب سه تفاضلی از ترکیب این دو مشاهده دو تفاضلی به صورت زیر به دست می آید:

$$\delta(i,i+1)\nabla\Delta L_{AB}^{jk} \equiv \nabla\Delta L_{AB}^{jk}(i+1) - \nabla\Delta L_{AB}^{jk}(i)$$
$$= \delta(i,i+1)\nabla\Delta\rho_{AB}^{jk}(i) + \delta(i,i+1)\nabla\Delta Z_{AB}^{jk}(i) - \delta(i,i+1)\nabla\Delta I_{AB}^{jk}(i) \qquad (35)$$

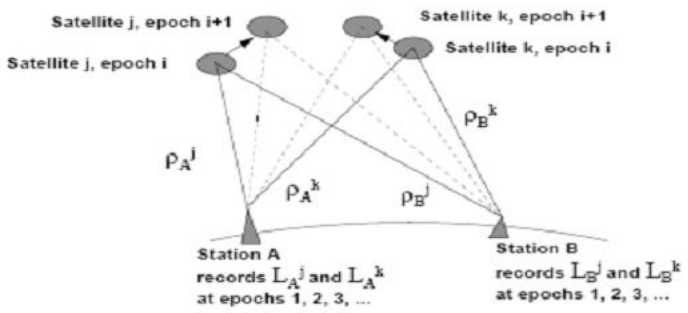
- مطابق با رابطه فوق چنانچه در فاصله زمانی [i,i+1] ابهام فاز تغییر نکرده باشد (جهش فاز رخ ندهد) از طریق این ترکیب از مشاهدات فاز می توان به شبه مشاهده ای رسید که در آن ابهام فاز حذف می گردد.
- در صورت وجود جهش فاز در مشاهدات فاز حامل، این جهش در فاز حامل مربوطه از این ترکیب به صورت مشاهده اشتباه رفتار کرده و بنابراین به سادگی قابل تشخیص است.
- مشابه با ترکیب دو تفاضلی، با ترکیب مشاهدات دو اپک در ترکیب سه تفاضلی؛ نویز شبه مشاهدات این ترکیب باز هم افزایش می یابد. به همین دلیل این ترکیب در کار های دقیق نقشه برداری ترکیب مناسبی از مشاهدات ممکن (به ویژه مشاهده فاز-چراکه مزیت این ترکیب در حذف پارامتر ابهام فاز است) محسوب نمی شود. با این وجود برای محاسبه مقادیر اولیه مورد نیاز برای خطی کردن معادلات مشاهدات در ترکیب دو تفاضلی، این ترکیب ترکیبی مناسب از مشاهدات است.



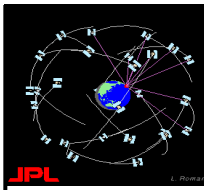
Single differencing geometry



Double differencing geometry.



Triple differencing geometry

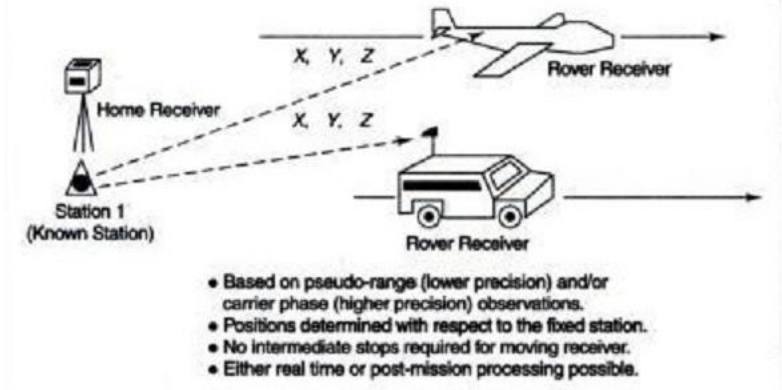


روش های تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای

- چنانکه در جلسات نخست این درس اشاره شد، تکنیک های تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای را می توان به دو گروه عمده تکنیک های تعیین موقعیت مطلق و تکنیک های تعیین موقعیت نسبی طبقه بندی کرد. در دو جلسه گذشته نیز با مدل های ریاضی تعیین موقعیت با هریک از این دو روش به کمک مشاهدات فاز و شبه فاصله آشنا شدیم.
- روش های فوق را می توان به دو گروه کلی روش های استاتیک (مطلق و یا نسبی) و روش های کینماتیک (مطلق و یا نسبی) تقسیم بندی کرد. منظور از تعیین موقعیت استاتیک، تعیین موقعیت گیرنده ای ثابت و منظور از تعیین موقعیت کینماتیک تعیین موقعیت گیرنده ای متحرک است. شکل بعد ویژگی های تعیین موقعیت کینماتیک را در مقایسه با تعیین موقعیت استاتیک نمایش می دهد. به طوریکه خواهیم دید نکته کلیدی در امکان دستیابی به دقت های قابل قبول در تعیین موقعیت به روش های کینماتیک – روش هایی که مبتنی بر اندازه گیری هایی کوتاه مدت تر از اندازه گیری به روش استاتیک هستند- در حل پارامتر ابهام فاز پیش از شروع اندازه گیری ها است
- از نظر سرعت دسترسی به موقعیت نقاط، روش های تعیین موقعیت در ژئودزی ماهواره ای را می توان به دو گروه روش های آنی (Real Time) و غیر آنی (Post Processing یا Post Mission) طبقه بندی کرد. در روش های آنی تعیین موقعیت، موقعیت ایستگاه اندازه گیری بلافاصله پس از اندازه گیری معلوم است در حالیکه در روش های غیر آنی تعیین موقعیت، دستیابی به موقعیت گیرنده مستلزم پردازش داده ها پس از انجام اندازه گیری است.
- روش های استاتیک و کینماتیک تعیین موقعیت از دو تفاوت مهم برخوردارند:

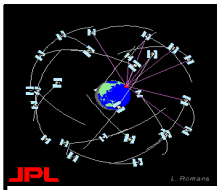
۱) مدت زمان اندازه گیری مورد نیاز در روش های استاتیک طولانی تر از مدت زمان اندازه گیری در روش های کینماتیک تعیین موقعیت است. در روش استاتیک متناسب با دقت مورد نیاز و طول بیس لاین (در تعیین موقعیت نسبی) معمولا این زمان از حدود ۳۰ دقیقه تا ۲۴ ساعت متغییر است در حالیکه این زمان در تعیین موقعیت کینماتیک از یک ثانیه تا چند دقیقه است.

۲) در روش استاتیک، جهش فاز قابل ترمیم بوده و یا اینکه حداکثر باعث افزایش تعداد مجهولات مدل ریاضی تعیین موقعیت می گردد در حالیکه در روش های کینماتیک جهش فاز عملیات تعیین موقعیت را مختل می کند.



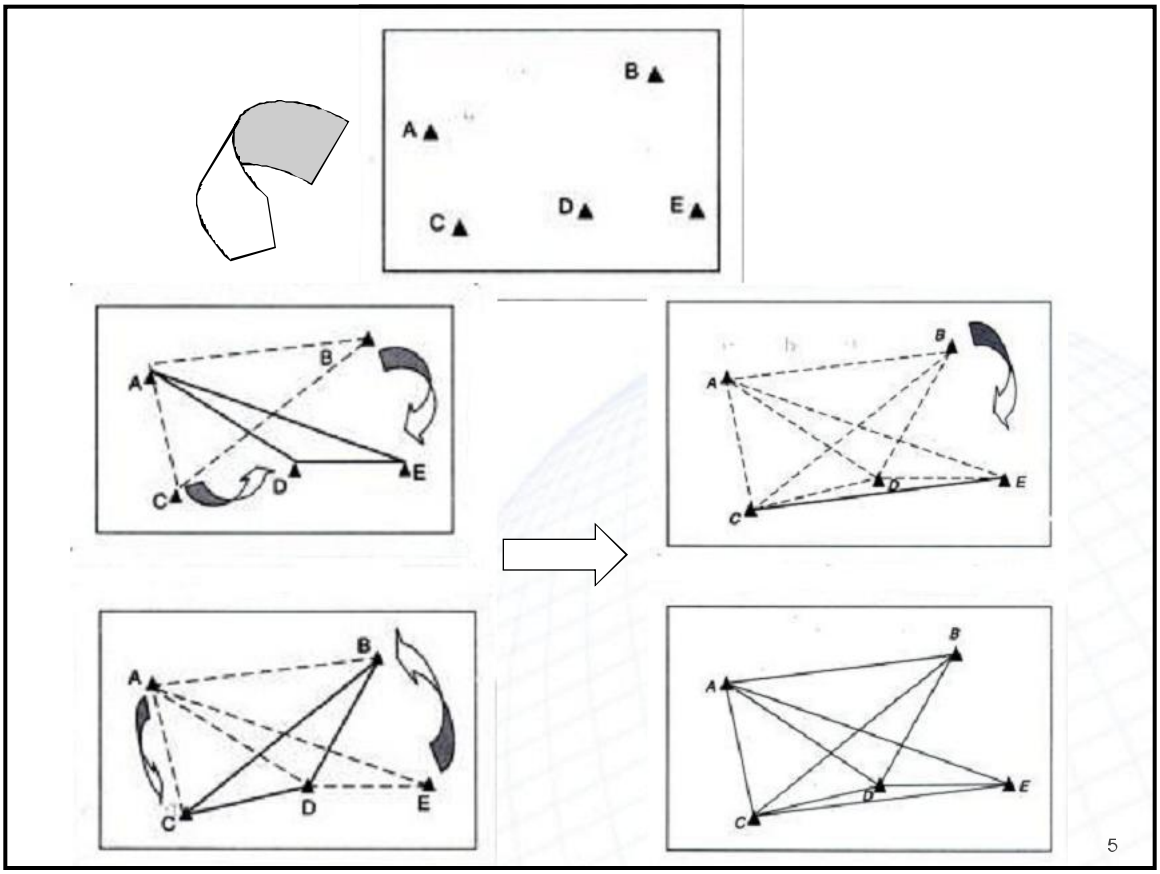
- Based on pseudo-range (lower precision) and/or carrier phase (higher precision) observations.
- Positions determined with respect to the fixed station.
- No intermediate stops required for moving receiver.
- Either real time or post-mission processing possible.

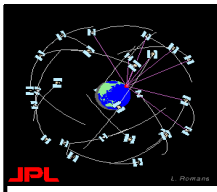




تعیین موقعیت به روش استاتیک

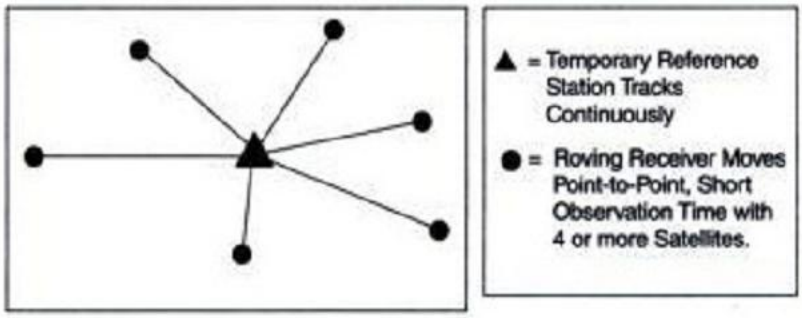
- این روش تعیین موقعیت نخستین روش تعیین موقعیت با این سیستم و همچنان پر کاربرد ترین روش تعیین موقعیت با آن محسوب می شود.
- به لحاظ دقت و در مقایسه با سایر روش های تعیین موقعیتی که مورد بررسی قرار خواهد گرفت، تعیین موقعیت استاتیک دقیق ترین روش تعیین موقعیت با GPS محسوب می شود. بطوریکه خواهید دید، این تفاوت در سطح دقت قابل انتظار از این روش به دلیل مدت زمان اندازه گیری زیادتر در این روش در مقایسه با سایر روش های تعیین موقعیت با GPS است.
- **روش اندازه گیری:** تعیین موقعیت نسبی به روش استاتیک متشکل از تعدادی گیرنده ثابت است که طی مدت تقریبا 30min تا چندین ساعت حداقل تعداد چهار ماهواره را ردیابی می کنند.در این روش به کمک حداقل دو گیرنده و به طور همزمان مشاهدات (ضربان) فاز و شبه فاصله به ماهواره های قابل دید در طول مدت اندازه گیری انجام شده، مشاهدات مربوطه پس از انداز گیری به صورت post mission پردازش می شوند. بنابراین، این روش تعیین موقعیت یکی از روش های غیر آنی تعیین موقعیت محسوب می شود.
- از این روش در تعیین موقعیت شبکه نقاط کنترل و به طور کلی در تعیین موقعیت دقیق استفاده می شود. متناسب با طول باز مورد نظر (اندازه شبکه) و مدت زمان اندازه گیری در این روش دقت تا زیر سانتیمتر را می توان انتظار داشت.
- چنانکه در مثال جلسه قبل ملاحظه شد، در اندازه گیری های طولانی مدت تر به این روش (مثلا ۲۴ ساعته) نقش هندسه فضایی سیستم در دقت نتایج به دلیل ردیابی ترکیب های متنوعی از هندسه بخش فضایی کم اهمیت است. با این وجود در صورت انجام اندازه گیری ها در بازه های زمانی کوتاه (مثلا 30min) توجه به هندسه فضایی می تواند دستیابی به دقت های بهتر را ضمانت نماید.
- مراحل مختلف یک نمونه اندازه گیری شبکه ای متشکل از پنج ایستگاه به روش استاتیک در شکل بعد نمایش داده شده است.

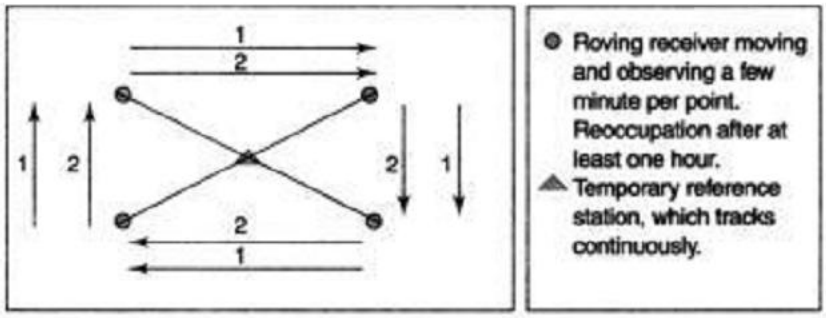


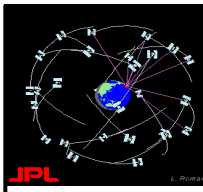


تعیین موقعیت به روش استاتیک سریع – شبه کینماتیک

- در این روش تعیین موقعیت با GPS سعی شده تا با مدت زمان اندازه گیری کوتاهتری (10 تا 20 دقیقه) به دقت های مورد انتظار در اندازه گیری به روش استاتیک (تا حد سانتیمتر) رسید. از این رو این روش تعیین موقعیت به روش استاتیک سریع (rapid static) و شبه کینماتیک (pseudo-kinematic) معروف است. استفاده از طول های باز کوتاهتر از یک طرف و حل سریعتر ابهام فاز از طریق ترکیب مشاهدات فاز و کد و یا استفاده از ترکیب wide-lane باعث کاهش مدت زمان مورد نیاز در این روش برای رسیدن به سطح دقتی قابل مقایسه با سطح دقت قابل حصول در روش استاتیک است.
- در این روش مدت زمان اندازه گیری مشابه قبل به طول باز مورد اندازه گیری و تعداد ماهواره های قابل دید (هندسه بخش فضایی سیستم) بستگی دارد.
- **روش اندازه گیری:** یکی از گیرنده های مورد استفاده در نقطه مرجع (نقطه ای با موقعیت معلوم) مستقر و از یک یا چند گیرنده متحرک دیگر در اندازه گیری نقاط نسبت به این نقطه مرجع استفاده می شود (شکل بعدی را ببینید). به عبارت دیگر بیس لاین های تشکیل شده از ایستگاه مرجع و هر ایستگاه متحرک (rover) مستقلا پردازش خواهند شد. این موضوع ضرورت اطمینان از عدم حضور مشاهدات اشتباه در اندازه گیری را به خوبی روشن میکند: از آنجا که در سرشکنی هر بیس لاین به طور مجزا هیچ کنترلی بر روی خطاهای اندازه گیری وجود نخواهد داشت، ضروری است از عدم وجود مشاهدات اشتباه اطمینان حاصل کرد. یکی از راه های پیشنهادی برای این منظور استقرار مجدد بر روی ایستگاه های اندازه گیری است (شکل بعدی را ببینید).
- از این روش برای تکثیر نقاط کنترل استفاده می شود.
- نکته دیگر اینکه در استفاده از بیش از یک گیرنده متحرک، همزمانی رديابی ماهواره ها در گیرنده های rover امکان تشکیل بیس لاین های جدید بین این نقاط و در نتیجه کنترل بهتر خطا های اندازه گیری را فراهم خواهد کرد.

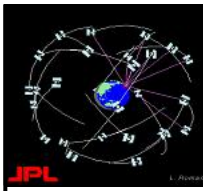






تکنیک های مختلف تعیین موقعیت به روش کینماتیک

- تعیین موقعیت به روش کینماتیک به روش های مختلفی انجام پذیر است. این روش ها عبارتند از:
  - روش متداول تعیین موقعیت کینماتیک (Common Kinematic)
  - روش ایست – رو یا نیمه کینماتیک (Semi-Kinematic or Stop & Go)
  - روش شبه کینماتیک یا استقرار مجدد (Pseudo-Kinematic): قبلا بررسی شد
  - روش OTF (On The Fly) و LRK (Long Range Kinematic)
  - روش های RTK (Real Time Kinematic) و روش DGPS (Differential GPS)
- روش کینماتیک در تعیین موقعیت یا GPS نخستین بار توسط Remondi در سال 1983 ابداع شد. تکنیک های مختلف کینماتیک در تعیین موقعیت مبتنی بر استفاده از فاز حامل (تنها مشاهده دقیق در دسترس کاربران غیر نظامی سیستم GPS) و حل پارامتر ابهام فاز پیش از انجام اندازه گیری ها است.
- روش های مختلفی برای حل ابهام فاز اندازه گیری شده در تعیین موقعیت به این روش ها وجود دارد. متداول ترین تکنیک های حل ابهام فاز عبارتند از:
  - استفاده از ترکیب Wide-Lane
  - استفاده از ترکیب مشاهدات فاز و شبه فاصله
  - استفاده از یک طول باز معلوم
  - جابجایی آنتن ها
  - استفاده از طول باز نا معلوم
- چگونگی حل پارامتر ابهام فاز با دو روش نخست در جلسه قبل مورد بررسی قرار گرفت. در ادامه ضمن معرفی چگونگی حل ابهام فاز به کمک یک طول باز معلوم، حل ابهام فاز با یک طول باز نامعلوم و روش جابجایی آنتن ها و تکنیک های مختلف تعیین موقعیت به روش کینماتیک بررسی خواهند شد.



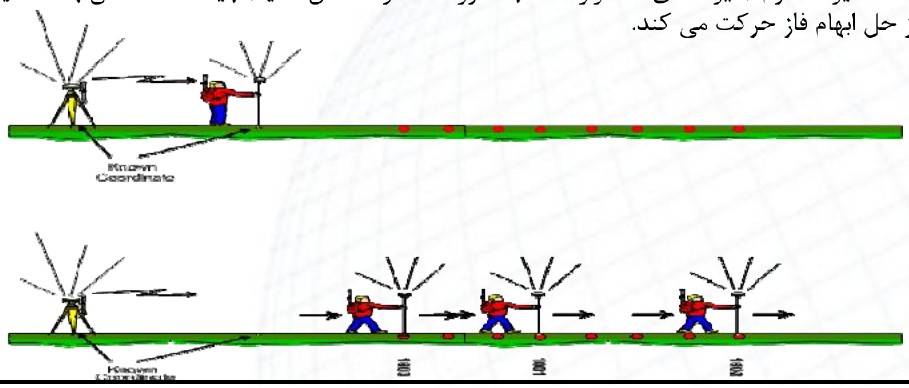
حل ابهام فاز به کمک طول باز معلوم

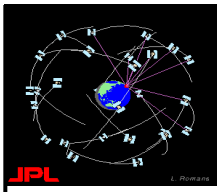
- در این روش دو گیرنده در دو انتهای طول بازی که موقعیت نقاط دو انتهای معلوم است (و یا دارای طول کاملا مشخصی است) مستقر شده و اندازه گیری فاز به مدت چند دقیقه انجام می پذیرد. برای کاهش زمان اندازه گیری لازم برای حل ابهام فاز ضروری است طول باز مورد استفاده تا حد امکان کوچک (مثلا 10m) باشد. به دلیل کوتاه بودن طول باز مورد استفاده در سطح دو تفاضلی می توان از باقی مانده اثر منابع بایاس مختلف صرف نظر کرده و به کمک رابطه زیر به برآوردی از مقدار پارامتر ابهام فاز رسید:

$$\nabla\Delta\Phi(t)=\nabla\Delta\rho+\lambda\nabla\Delta N \Rightarrow \nabla\Delta N=\{\nabla\Delta\Phi(t)+\nabla\Delta\rho\}/\lambda \qquad (1)$$

با ردیابی s ماهواره می توان $s-1$ مجهول ابهام فاز $\nabla\Delta N$ را تعیین کرد.

- با نرخ اندازه گیری 1s حداقل زمان اندازه گیری لازم برای حل ابهام فاز در این روش 10 تا 15 دقیقه است. در طول این مدت، گیرنده دوم (گیرنده ای که قرار است به صورت متحرک عمل نماید) باید کاملا ساکن بماند. گیرنده متحرک پس از حل ابهام فاز حرکت می کند.





حل ابهام فاز به روش جابجایی آنتن ها- حل ابهام فاز به روش طول باز نا معلوم

- **جابجایی آنتن ها (Antenna Swap)**: در این روش حل ابهام فاز دو گیرنده به فاصله کمی (مثلا 10m) از یکدیگر قرار می گیرند. بعد از مدت کوتاهی جمع آوری داده و بدون اینکه قطعی فاز رخ دهد جای دو آنتن تغییر کرده و مجددا اندازه گیر ها در مدتی کوتاه ادامه می یابد. به این ترتیب در سطح دو تفاضلی و برای مشاهدات فاز انجام شده در دو اپک t_1 و t_2 از دو وضعیت آنتن می توان نوشت:

$$\nabla\Delta\Phi(t_1)=\nabla\Delta\rho+\lambda\nabla\Delta N \quad (2)$$

$$\nabla\Delta\Phi(t_2)=-\nabla\Delta\rho+\lambda\nabla\Delta N \quad (3)$$

و در نتیجه

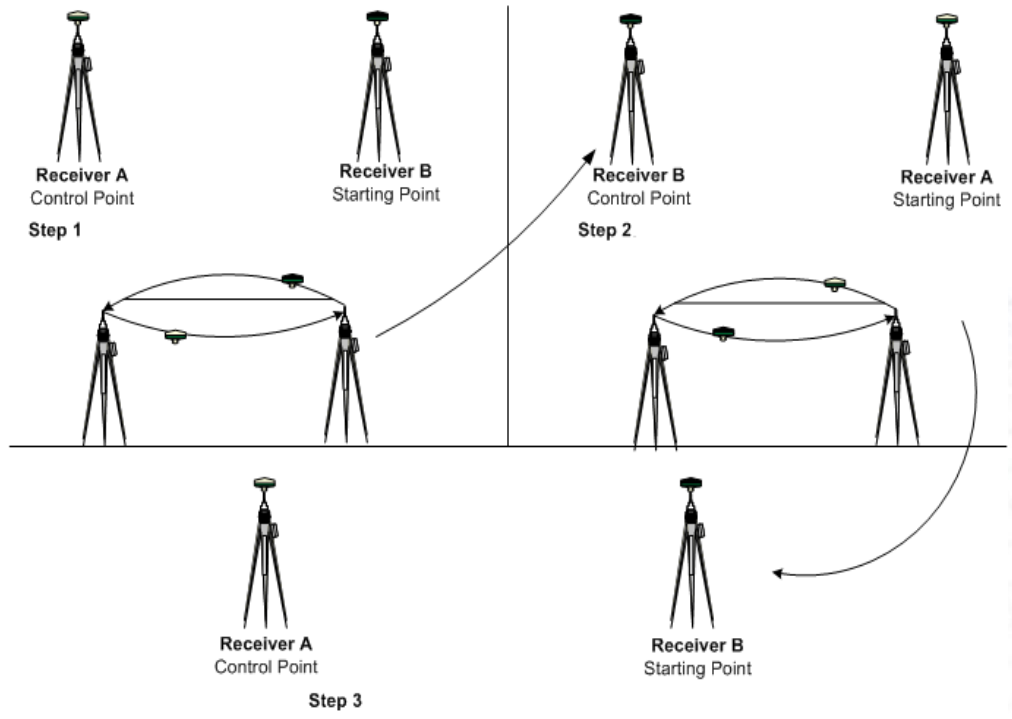
$$\nabla\Delta N=\{\nabla\Delta\Phi(t_1)+\nabla\Delta\Phi(t_2)\}/(2\,\lambda) \quad (4)$$

- در معادلات (2) و (3) تاثیر منابع خطای مختلف به ویژه منابع اتمسفری ایجاد بایاس به دلیل کوچک بودن فاصله بین دو گیرنده با دقتی قابل قبول از معادلات مشاهدات دو تفاضلی حذف می شود. شکل بعد مراحل حل ابهام فاز با این روش را نمایش می دهد.
- **طول باز نامعلوم**: در این روش تعداد پارامترهای مجهول نسبت به روش طول باز معلوم 3 پارامتر افزایش می یابد. به عبارت دیگر با ردیابی s ماهواره تعداد s-1 پارامتر ابهام فاز و 3 مولفه طول باز نامعلوم مورد نظر تعیین می گردند.

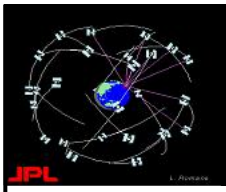
$$\nabla\Delta\Phi(t)=\nabla\Delta\rho+\lambda\nabla\Delta N \quad (5)$$

- حل ابهام فاز با این روش به اندازه گیری طولانی تری نیازمند است. این زمان متناسب با طول باز اندازه گیری تقریبا 10 تا 30 دقیقه است. در این روش نیز انتخاب طول باز نامعلوم کوچک امکان استفاده دقیق تر از معادله مشاهده (5) برای حل ابهام فاز را ممکن می سازد.

10

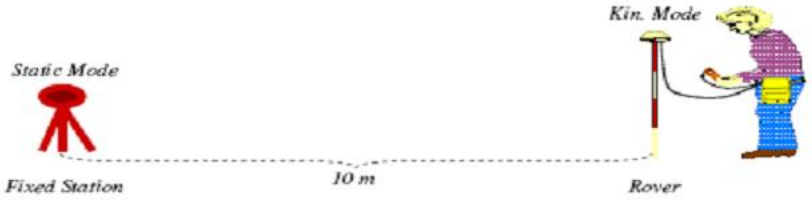


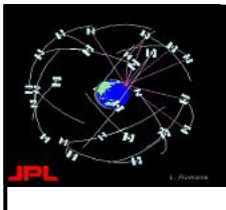
11



روش متداول تعیین موقعیت کینماتیک

- **روش اندازه گیری:** در این روش از مشاهدات (ضربان) فاز استفاده می شود. در تعیین موقعیت نسبی به این روش، یکی از دو گیرنده در مد استاتیک (ساکن) بر روی ایستگاهی معلوم و گیرنده دیگر در مد کینماتیک (متحرک) به فاصله معلوم و کوتاهی (در حد 10m و یا کمتر) از یکدیگر قرار گرفته و با نرخ اندازه گیری 1s به مدت 10 تا 15 دقیقه اندازه گیری مشاهدات فاز حامل انجام می شود. غالبا میله ای به طول معلوم موسوم به Initialization Bar توسط کارخانه سازنده سیستم GPS تولید و در اختیار کاربران سیستم قرار می گیرد. از این میله به عنوان طول باز اولیه استفاده می شود. بعد از حل ابهام فاز می توان گیرنده مورد استفاده در مد کینماتیک را جابجا کرد. مادامی که که در گیرنده متحرک (rover) قطعی فاز رخ نداده است، اندازه گیری ها ضمن حرکت این گیرنده ادامه می یابد. با ایجاد قطعی فاز در گیرنده در حال حرکت، ابهام فاز حل شده قبلی تغییر کرده و معتبر نخواهد بود. لذا می بایست مجددا با روشی مشابه با یکی از روش های حل ابهام فاز (مثلا استفاده از روش طول باز نا معلوم) پارامتر ابهام فاز را مجددا حل کرد. شکل زیر تعیین موقعیت کینماتیک به این روش را نمایش می دهد.
- این روش یکی از روش های غیر آنی و نسبی تعیین موقعیت محسوب می شود. به عبارت دیگر موقعیت گیرنده متحرک نسبت به گیرنده ساکن و پس از انجام محاسبات دفتری تعیین می شود.





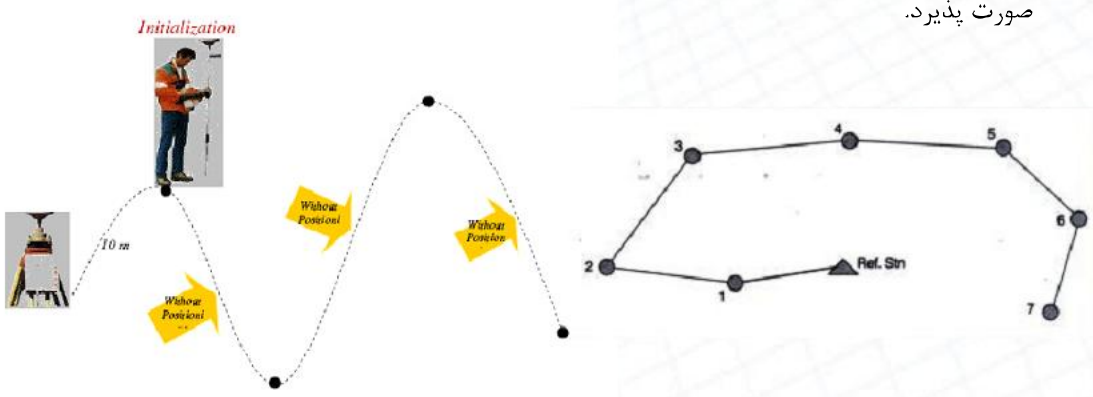
تعیین موقعیت کینماتیک به روش ایست-رو یا نیمه کینماتیک

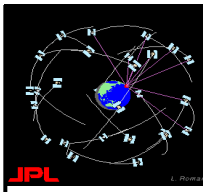
- روش ایست-رو دو تفاوت با روش متداول کینماتیک دارد:

۱) در هر ایستگاه مشاهدات با نرخ 15s و در چهار اپک (جمعا یک دقیقه) انجام می شود.

۲) در بین راه تا ایستگاه بعدی هیچ مشاهده ای انجام نمی شود. به عبارت دیگر برخلاف روش متداول کینماتیک trajectory یا مسیر حرکت گیرنده در حال حرکت تعیین نشده در عوض تنها موقعیت نقاطی معین از این مسیر تعیین می گردد. شکل زیر این روش تعیین موقعیت را نمایش می دهد.

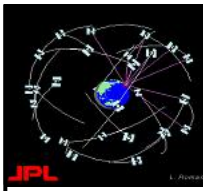
- حل ابهام فاز می تواند مشابه با روش متداول کینماتیک از طریق طول بازی معلوم و یا سایر روش های قبل صورت پذیرد.





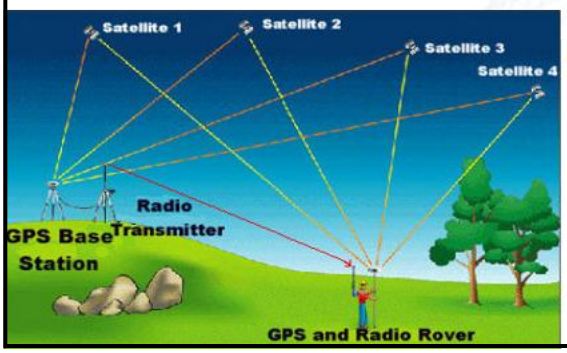
تعیین موقعیت به روش OTF - روش LRK

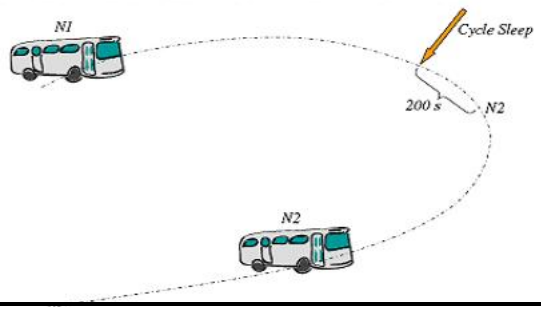
- **روش OTF**: بر خلاف روش های قبل در این روش تعیین موقعیت کینماتیک پارامتر ابهام فاز در حین حرکت ایستگاه متحرک (rover) حل می شود. به عبارت دیگر در این روش نیازی به Initialize کردن گیرنده متحرک نیست. این روش حل ابهام فاز اصطلاحا به On The Fly Ambiguity Resolution یا حل ابهام فاز به روش OTF معروف است. از این رو از این روش کینماتیک تعیین موقعیت نیز به روش OTF شناخته می شود. این روش در شکل بعد نمایش داده شده است.
- در این روش مشاهدات فاز با نرخ 1s ثبت می شوند. غالبا الگوریتم OTF قادر است پس از 200s از شروع اندازه گیری ابهام فاز را حل نماید. این ابهام فاز تا زمانیکه هیچ جهش فازی رخ نداده است معتبر خواهد بود.در صورت وقوع جهش فاز مشابه قبل، بدون نیاز به Initialize کردن گیرنده متحرک؛ مجددا پس از 200s ابهام فاز حل خواهد شد. شکل زیر کلیات این روش را نمایش می دهد.
- حل ابهام فاز با روش OTF مستلزم استفاده از گیرنده های دو فرکانسه است.
- دقت این روش 10cm است. این دقت در شرایط ایده آل (استفاده از گیرنده های با نویز کمتر، عدم وجود خطای چند مسیری شدن و پوشش مناسب فضایی ماهواره ها) قابل ارتقا است
- **روش LRK**: در طول های باز بلند (1000Km) روش OTF به روش LRK یا Long Range Kinematics شناخته می شود.
- بر خلاف روش OTF، در روش LRK از مختصات مداری دقیق ماهواره ها استفاده می شود.

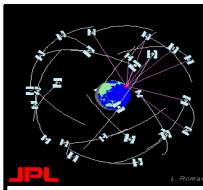


تعیین موقعیت به روش RTK

- در این روش مختصات معلوم ایستگاه مرجع به گیرنده مستقر در این ایستگاه معرفی و اختلاف مختصات حاصل از مقایسه این مختصات با مختصاتی که این گیرنده از انجام مشاهدات فاز به ماهواره تعیین می کند محاسبه و به ایستگاه متحرک جهت تصحیح موقعیت مربوطه مخابره می گردد.
- به این ترتیب با تصحیح موقعیت ایستگاه rover می توان به دقت هایی در حد 2cm در موقعیت ایستگاه متحرک رسید.
- این روش یکی از روش های آنی تعیین موقعیت محسوب می شود که در آن از مشاهدات فاز تصحیح شده استفاده می شود. تصحیحات در فرمتی خاص (موسوم به فرمت RTCM) و از طریق ارتباط رادیویی در اختیار ایستگاه متحرک قرار می گیرد.
- به طوریکه خواهیم دید، این روش یکی از روش های دیفرانسیلی تعیین موقعیت (DGPS) محسوب می شود.
- در این روش، حل ابهام فاز غالبا طی مدت 5s و به کمک ترکیب wide-lane امکان پذیر است. شکل زیر روش های OTF و RTK را مقایسه می کند.

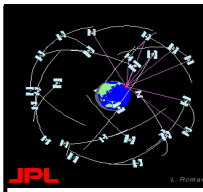






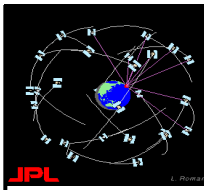
تعیین موقعیت به روش RT-DGPS

- چنانکه قبلا ملاحظه شد روش های مختلفی برای تعامل با منابع مختلف خطا در سیستم GPS وجود دارد. به عنوان مثال در تعیین موقعیت نسبی چنانچه فاصله بین دو ایستگاه کوچک باشد، خطاهای وابسته به فاصله بین دو ایستگاه از طریق تشکیل مشاهدات تفاضلی تا حد قابل ملاحظه ای کاهش می یابد. تعیین موقعیت آنی تفاضلی با GPS که به RT-DGPS (Real Time-Differential GPS) شناخته می شود، یکی از روش های تعیین موقعیت آنی است که از این ویژگی برخی از منابع بایاس در این سیستم تعیین موقعیت بهره می گیرد.
- تعیین موقعیت آنی تفاضلی با GPS یا RT- DGPS یکی از روش های تعیین موقعیت آنی است که در آن تصحیحات مشاهدات شبه فاصله کد و فاز به طریقی مثلا با مقایسه فاصله بین ماهواره و گیرنده حاصل از مشاهدات شبه فاصله کد و یا فاز با فاصله محاسباتی که از مختصات ایستگاه مرجع و پارامتر های مداری مخابره شده از طریق پیغام ناوبری محاسبه می گردند تعیین و با مخابره این تصحیحات به ایستگاه متحرک دقت تعیین موقعیت آنی در این ایستگاه افزایش قابل ملاحظه ای می یابد.
- **عوامل موثر بر دقت یک سیستم DGPS**: با توجه به مطالب فوق سه عامل بر دقت یک سیستم تعیین موقعیت آنی DGPS موثر است:
  - نزدیک بودن گیرنده مستقر در ایستگاه مجهول به گیرنده مستقر در ایستگاه معلوم شرط لازم برای استفاده موفق از یک سیستم DGPS است. افزایش بیش از حد فاصله بین ایستگاه مرجع و گیرنده متحرک از کارایی تصحیحات تعیین شده می کاهد.
  - علاوه بر این در این سیستم لزوم مخابره هرچه سریعتر اطلاعات از ایستگاه مرجع به ایستگاه متحرک از یک سو
  - توانایی های گیرنده های مورد استفاده از سوی دیگر از جمله سایر عوامل محدود کننده دقت یک سیستم RT-DGPS است.
- دقت این سیستم تعیین موقعیت در شرایط مختلف از چند سانتیمتر تا چند متر متغییر است.
- **روش های تولید تصحیحات**: تولید تصحیحات به سه شکل مختلف امکان پذیر است: الف) تولید تصحیحات در فضای موقعیت، ب) تولید تصحیحات در فضای مشاهدات و پ) تولید تصحیحات در فضای وضعیت



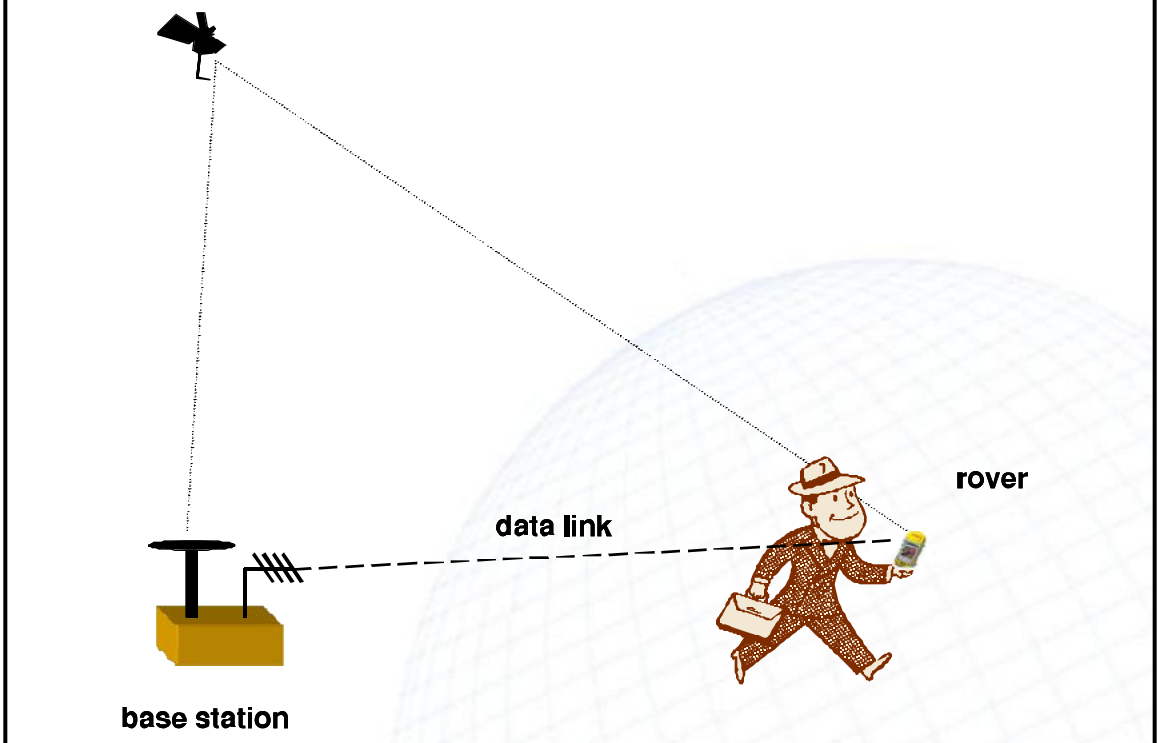
تعیین موقعیت به روش RT-DGPS

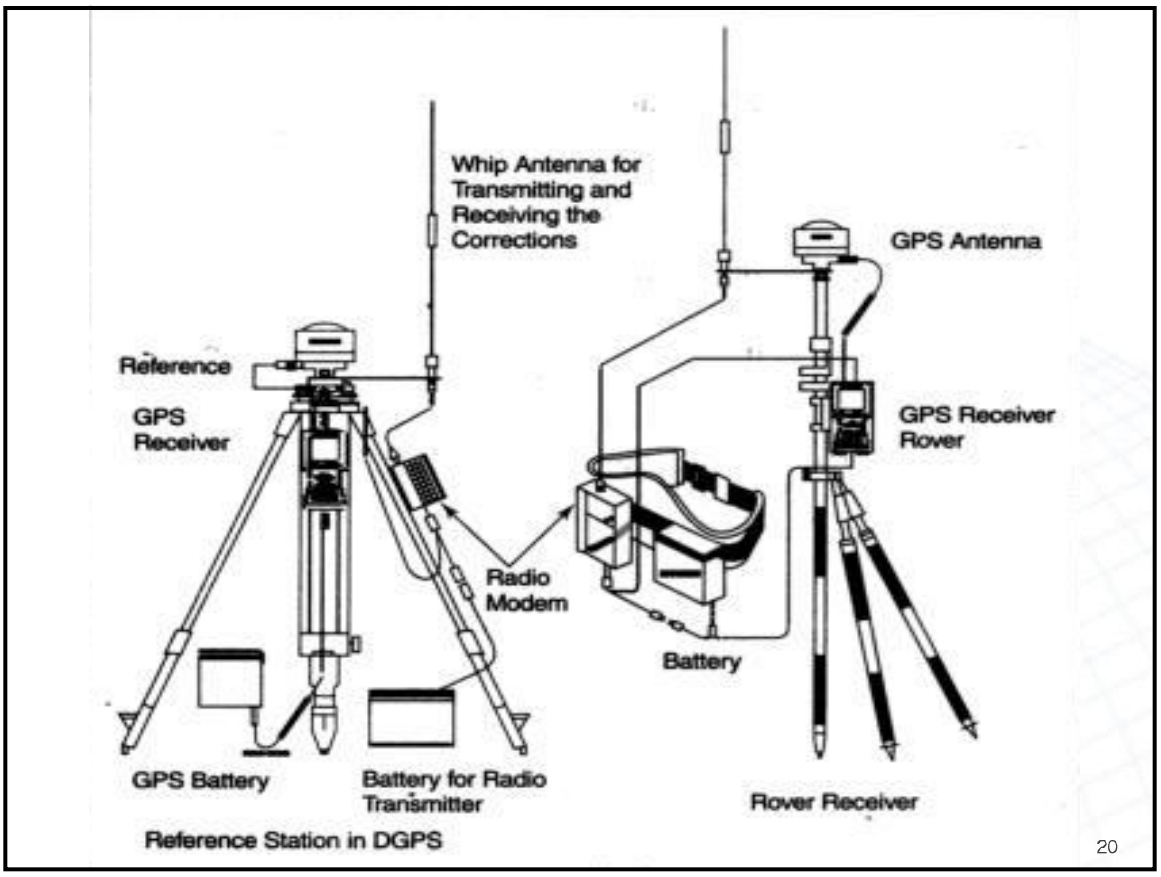
- **تولید تصحیحات در فضای موقعیت**: در این روش از مقایسه مختصات معلوم ایستگاه مرجع با مختصات آنی تعیین شده در گیرنده مستقر در آن تصحیحات DGPS به صورت تصحیحات مختصات تعیین و به مختصات ایستگاه متحرک اعمال می گردند. از این طریق مختصات نهایی گیرنده متحرک محاسبه می شود.
- **تولید تصحیحات در فضای مشاهدات**: در این روش، تصحیحات DGPS از طریق مقایسه مشاهدات شبه فاصله کد و فاز با مقادیر محاسباتی مربوطه (چنانکه در تعریف سیستم معرفی شد) تعیین می گردند. این تصحیحات و نرخ آنها (تغییرات زمانی آنها) جهت اعمال به مشاهدات شبه فاصله کد و فاز در ایستگاه متحرک، به این ایستگاه مخابره و موقعیت ایستگاه متحرک تعیین می شود.
- **تولید تصحیحات در فضای وضعیت**: در این روش سهم منابع مختلف بایاس موثر بر دقت آنی ایستگاه متحرک (نظیر تاخیر های یونوسفری و ترپوسفری، خطای ساعت ماهواره و ...) مستقلا محاسبه و در قالب بردار تصحیحات به ایستگاه متحرک مخابره می گردند.
- **بخش های مختلف یک سیستم آنی تعیین موقعیت با GPS**: با توجه به مطالب فوق یک سیستم RT-DGPS از بخش های زیر تشکیل می شود:
  - بخش تولید اطلاعات
  - بخش ارسال اطلاعات
  - بخش کنترل و نظارت بر عملکرد سیستم
  - بخش کاربری (دریافت و استفاده از اطلاعات)
- در بخش ارسال اطلاعات از تجهیزات مختلف و استاندارد خاصی برای تبادل اطلاعات تولید شده در بخش تولید تصحیحات استفاده می شود. این تجهیزات عبارتند از: الف) لینک های رادیویی زمینی، ب) سلولار فون ها، پ) ارتباط ماهواره ای و ت) اینترنت



تعیین موقعیت به روش RT-DGPS

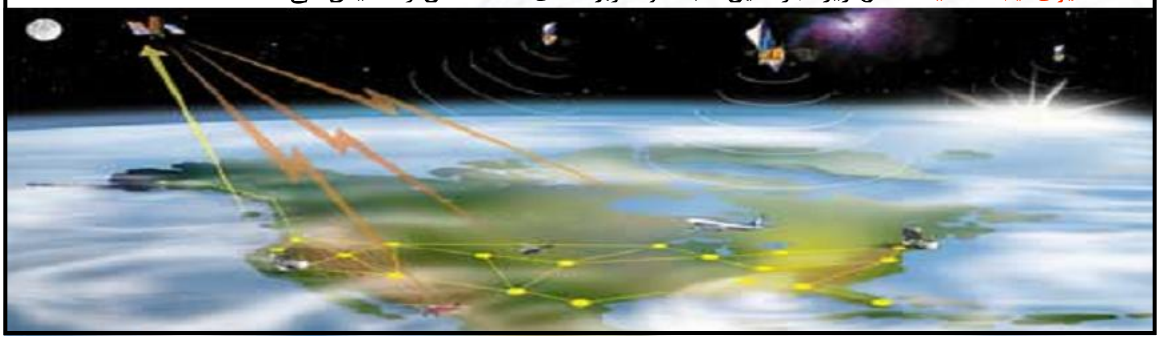
- برای ارتباط اطلاعاتی در سیستمDGPSاستانداردهائی از سوی کمیته ای ویژه برای سرویسهای دریانوردی در سال ۱۹۸۳مطرح شدکه تحت عنوان RTCM SC 104یا بطور خلاصه RTCM از آن یاد می شود. معرفی ساختار و اجزاء این فرمت خارج از حوصله این درس است.
- **لینک های رادیویی زمینی:** در این روش، تصحیحات از طریق ایستگاه های مخابراتی زمینی مخابره می شوند. مخابره تصحیحات در سه باند فرکانسی پائین، متوسط و بالا امکان پذیر است. سیستم های مخابراتی که با فرکانس بالا کار می کنند ارزانتر و در عین حال دارای برد مسافت کوتاه تری نسبت به سیستم های مخابراتی هستند که با فرکانس پائین و برد بیشتری کار می کنند.
- **سلولار فون:** این ابزار از سرویس های ارتباطی موبایل برای ارسال اطلاعات استفاده می کند.استفاده از این ابزار توام با هزینه بالا وتعداد کاربران محدود به تعداد مودم های موجود در ایستگاه مرجع می باشد که از جمله مشکلات این روش مخابره تصحیحات محسوب می شود. این ابزار گذشته از اینکه دارای توان ارسال بالا و پوشش مسافت متفاوت است، قابلیت ایجاد ارتباط دو طرفه میان کاربران و سیستم را فراهم می کند.
- **ارتباط ماهواره ای:** در این روش انتشار تصحیحات از طریق ماهواره صورت می گیرد. از مزایای این روش می توان به توان ارسال بالا و قابلیت پوشش بسیار وسیع در حد وسعت جهانی اشاره کرد.
- **اینترنت:** ارسال تصحیحات به کاربر می تواند از طریق اینترنت صورت پذیرد.
- **انواع یا کلاس های سیستم تعیین موقعیت آنی DGPS:** بسته به تعداد ایستگاه های مرجع مورد استفاده برای مخابره تصحیحات سیستم های تعیین موقعیت آنی DGPS به دو دسته سیستم های تک مرجعی و چند مرجعی طبقه بندی می شوند. در سیستم های تک مرجعی تصحیحات تنها از طریق یک ایستگاه مرجع به کاربران مخابره می گردد (شکل بعد). افزایش فاصله کاربر از ایستگاه مرجع از میزان اعتبار تصحیحات مخابره شده می کاهد.
- بنابراین، برد یا حوزه عمل در سیستم های تک مرجعی محدود تر از برد یا حوزه عمل در سیستم های چند مرجعی است. شکل بعد تجهیزات مورد استفاده در یک سیستم تعیین موقعیت آنی و تک مرجعی DGPS را نمایش می دهد.

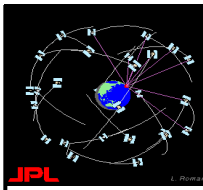






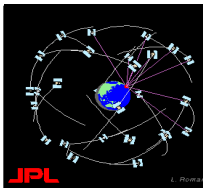
- WAAS (Wide Area Augmented System) نمونه ای از سیستم های تعیین موقعیت آنی چند مرجعی که در ایالات متحده امریکا راه اندازی شده است. این شبکه متشکل از 25 ایستگاه مرجع ردیابی ماهواره های سیستم GPSاست که ایالات متحده را پوشش می دهند. دو ایستگاه واقع در سواحل غربی و شرقی ایالات متحده ایستگاه های کنترلی هستند که تصحیحات مربوطه در آنها به کمک اطلاعات ردیابی سایر ایستگاه های این شبکه در فضای وضعیت محاسبه می گردند. بردار تصحیحات از طریق دو ماهواره ساکن geo-stationary به کاربران سیستم مخابره می گردد. با وجود اینکه تصحیحات مخابره شده در سایر نقاط کره زمین نیزدریافت می شوند، به دلیل در نظر نگرفتن مشاهدات ردیابی این مناطق انتظار نمی رود که در خارج از ایالات متحده استفاده از تصحیحات WAAS بهبود قابل ملاحظه ای را در موقعیت آنی ایستگاه های اندازه گیری ایجاد نماید. شکل زیر اجزاء این شبکه و کاربرد های مختلف آن را نمایش می دهد.





تعیین موقعیت به روش RT-DGPS

- یکی از نکات مهم در ارتباط با تصحیحات DGPS مدت اعتبار این تصحیحات است. غالبا اعتبار زمانی این تصحیحات 10s در نظر گرفته می شود. افزایش زمان اعتبار تصحیحات می تواند اعتبار آن را مخدوش نماید چراکه بعضی از منابع بایاس نظیر تاخیر های اتمسفری با گذشت زمان تغییر میکنند.
- به لحاظ دقت، سیستم های RT-DGPS به دو دسته سیستم های متداول و دقیق طبقه بندی می شوند. در سیستم های متداول RT-DGPS از مشاهدات شبه فاصله کد و یا شبه فواصل کد نرم شده با مشاهدات فاز استفاده می شود در حالیکه RT-DGPS دقیق مبتنی بر مشاهدات فاز و تصحیحات آن است. بررسی مدل های ریاضی مورد استفاده در تعیین موقعیت آنی با DGPS از حوصله این درس خارج است. در RT-DGPS متداول و با نرخ ارسال اطلاعات (تصحیحات) 50-100 بیت در ثانیه به دقت 2 تا 5m می توان رسید. در حالیکه در RT-DGPS دقیق و با نرخ ارسال تصحیحات 1000-2000 بیت در ثانیه می توان موقعیت نقاط به صورت آنی با دقتی بهتر از یک متر تعیین کرد.



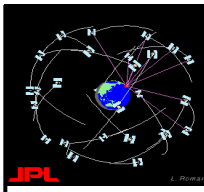
سیستم تعیین موقعیت GLONASS

GLObala NAvigatsionaya Sputnikovaya Sistema

- این سیستم مشابه با GPS یکی از سیستم های ناوبری ماهواره ای با پوشش جهانی یا GNSS (Global Navigation Satellite System) است که برای مقاصد نظامی در اتحاد جماهیر سابق شوروی ساخته و راه اندازی شد. در سیستم GPS با الگو گرفتن از این سیستم سعی شده تا معایب موجود در این سیستم ناوبری ماهواره ای برطرف گردد. در حال حاضر فدارسیون روسیه مسئولیت نگهداری و مدیریت این سیستم را عهده دار است. گرچه سیستم GLONASS نیز از ابتدا جهت تامین اهداف نظامی طراحی و اجرا شد، هیچگاه محدودیت هایی مشابه با محدودیت های سیستم GPS برای کاربران غیر نظامی در آن پیش بینی و اعمال نشده است.
- بخش فضایی سیستم متشکل از 24 ماهواره است که در سه صفحه مداری (هر صفحه شامل 8 ماهواره) قرار دارند. این صفحات در استوا به فاصله 120^0 از یکدیگر قرار دارند. زاویه میل این صفحات 64.8^0است. ماهواره های این سیستم در ارتفاع 19120km (تقریبا 1000km پائین تر از ماهواره های سیستم GPS) از سطح زمین در حرکتند.
- در این سیستم برای تشخیص ماهواره های مختلف از تکنیک FDMA (Frequency Division Multiple Access) استفاده می شود. بنابراین بر خلاف سیستم GPS کد های اراسالی از ماهواره های این سیستم برای ماهواره های مختلف مشابه است. تغییر فرکانس امواج حامل از یک ماهواره به ماهواره ای دیگر به صورت زیر است:

$$f_{L1}=f_0+(k-1)\Delta f_{L1} \quad k=1,2,\ldots,24 \qquad (6)$$

$$f_{L1}/f_{L2}=9/7 \qquad (7)$$



سیستم تعیین موقعیت GLONASS

- از جمله سایر موارد اختلاف این دو سیستم می توان به موارد زیر نیز اشاره کرد:
- ماهواره های این سیستم از طول عمر کوتاه تری در مقایسه با ماهواره های سیستم GPS برخوردارند.
- بر خلاف سیستم GPS هیچ مدل یونوسفری بر روی سیگنال های این سیستم مدوله و به کاربران سیستم مخابره نمی شود.
- آلمانک ماهواره های سیستم هر روز به هنگام می شوند در حالیکه این کار در سیستم GPS هر شش روز یکبار صورت می پذیرد. علاوه بر این دقت پارامترهای مداری آلمانک در این سیستم بالاتر از دقت پارامتر های مداری آلمانک سیستم GPS است.
- جزئیات بیشتری از مقایسه دو سیستم، به ویژه دیتوم های مسطحاتی مورد استفاده و سیستم های زمانی مربوطه در جدول بعد ارائه شده است.

- برای اطلاعات بیشتر در خصوص وضعیت حاضر سیستم GLONASS به سایت زیر مراجعه کنید
www.glonass-ianc.rsa.ru

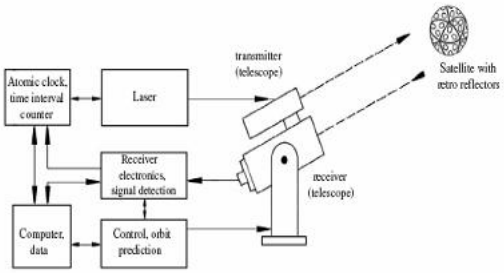
Comparison of the GLONASS with the GPS

	GLONASS	GPS
Nominal number of satellites	24	24
Operational satellites (April 2004)	10	30
Orbital planes	3 (separated by 120°)	6 (separated by 60°)
Satellites per orbital plane	8 (equally spaced)	4 (unequally spaced)
Orbital radius	25'510 km	26'560 km
Inclination of orbital planes	64.8°	55°
Revolution period	~ 11 h 16 min	~ 11 h 58 min
Nominal eccentricity	0	0
Ground track repeatability	after eight sidereal days	after one sidereal day
Constellation repeatability	~ 23 h 56 min	~ 23 h 56 min
Satellite Laser Ranging (SLR) reflectors	all satellites	two satellites
Signal separation technique	FDMA	CDMA
Carrier L_1 (n=1...12)	1602.5625 – 1608.75 MHz	1575.42 MHz
Carrier L_2 (n=1...12)	1246.4375 – 1251.25 MHz	1227.60 MHz
C/A-code (L_1)	0.511 MHz	1.023 MHz
P-code (L_1,L_2)	5.110 MHz	10.23 MHz
Reference system	PZ-90	WGS–84
Time reference	UTC (SU)	UTC (USNO)

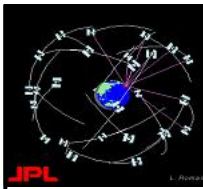


فاصله یابی لیزری به ماهواره ها
Satellite Laser Ranging

- **اساس کار سیستم:** اندازه گیری فاصله بین ماهواره و 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 امتدا 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 کابردهای 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 کارواجزاء این سیستم به عنوان مثال مراجعه کنید به:

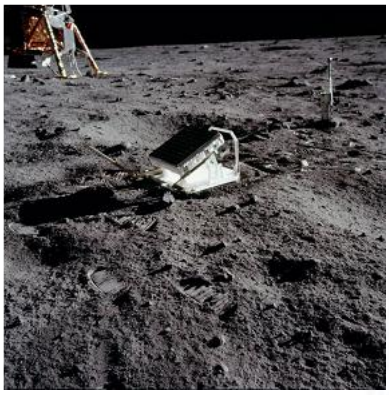
http://www.gfz-potsdam.de/pb1/slr/



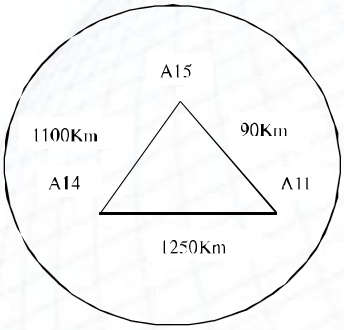


فاصله یابی لیزری به ماه
LLR: Lunar Laser Ranging

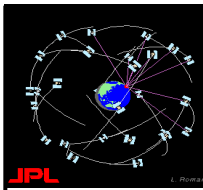
- **اساس کار سیستم:** اندازه گیری فاصله بین ماهواره و رفلکتور هایی خاص (retro-reflectors) است که بر روی ماه نصب شده اند.
- این رفلکتورها در سه دسته توسط فضا پیما های Apollo در سطح ماه نصب شده اند به نحوی که مطابق شکل زیر رئوس یک مثلث را تشکیل می دهند.



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



- دقت فعلی سیستم در حد چند سانتیمتر است

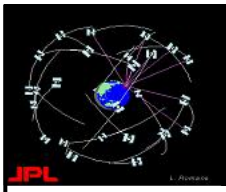


فاصله یابی لیزری به ماه
Lunar Laser Ranging

- **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 پرسشن و نوتیشن 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

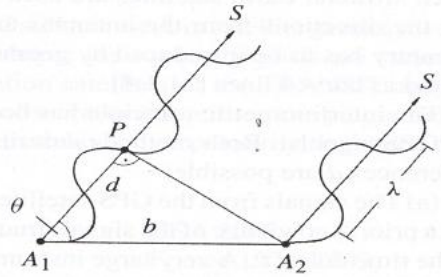
- اصول اندازه گیری فاصله به روش تداخل سنجی در شکل زیر نمایش داده شده است. در این شکل A_1 و A_2 آنتن هایی هستند که امواج ارسالی از فضا (مثلا از یک سیستم ماهواره ای) را دریافت می کنند. S فاصله هر آنتن از منبع ارسال موج است. چنانچه فاصله بین آنتن ها از منبع ارسال موج در مقایسه با طول بردار نسبی موقعیت دو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

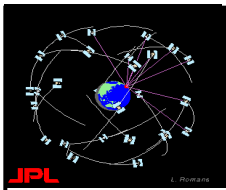
$$d = \left|\vec{A_1 P}\right| = b\cos\theta$$

اما چنانکه از درس طولیاب به خاطر دارید

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

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 هریک از پارامترهای طول باز b و زاویه طول مبنای A_1A_2 و منبع ارسال موج را تعیین کرد.

- روشهای مختلفی برای تعیین عدد صحیح N که اصطلاحا 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 دو مرحله زیر باشد:

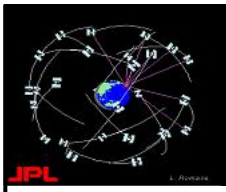
۱. در مرحله نخست سرشکنی مدل غیر خطی بالا با در نظر گرفتن پارامترهای N، b و θ به عنوان پارامتر مجهول مقداری غیر صحیح (اعشاری) برای ابهام فاز N تعیین می گردد.

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. نهایتا 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 کوازر ها موسوم اند.

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

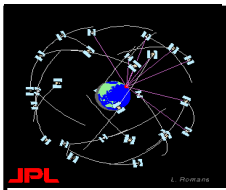


تداخل سنجی طول مبنای خیلی بلند
VLBI: Very Long Baseline Interferometry

- 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.



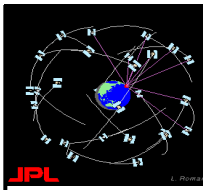
- **کاربرد های این سیستم:**
  - مطالعه حرکت روزانه زمین
  - مطالعه حرکات تکتونیکی پوسته زمین
  - تعیین سیستم های رفرانس



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.

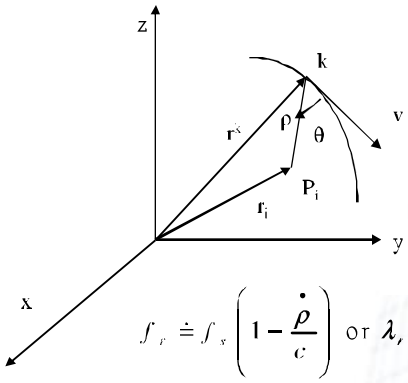
- وابستگی این تغییر فرکانس به سرعت حرکت منبع انتشار موج نسبت به یک نقطه ساکن این امکان را فراهم می کند تا با اندازه گیری تغییر فرکانس و فرموله کردن آن بر حسب سرعت منبع ارسال موج یا به عبارت دیگر نرخ تغییر فاصله آن نسبت به نقطه ساکنی که تغییر فرکانس منبع در آن اندازه گیری می شود و با معلوم بودن موقعیت 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 $v= d\rho/dt$ 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:

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



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

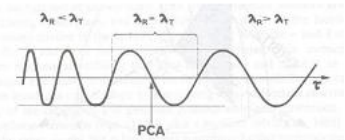
- به سادگی می توان نشان داد که
اگر $c >> v$ (فرضی کاملا قابل قبول):

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



سیستم تعیین موقعیت و ناوبری ترانزیت

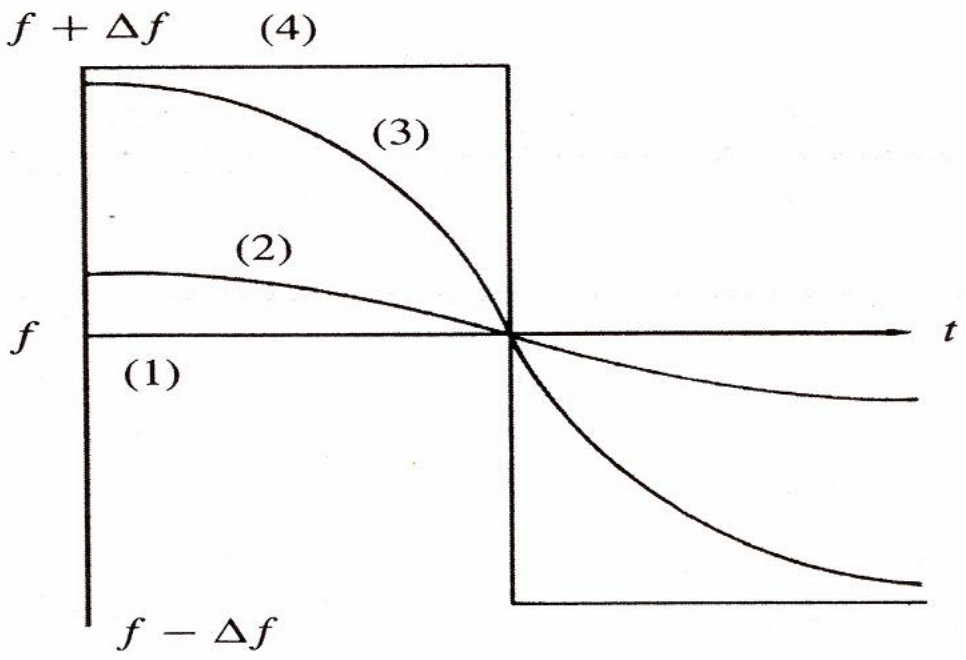
- تفاضل $f_b=f_r-f_T$ اصطلاحا به فرکانس ضربان (beat frequency) معروف است. این فرکانس را فرکانس موج داپلر (Doppler signal) نیز می گویند.
- به این ترتیب با نزدیک شدن منبع ارسال موج به گیرنده ساکنی که در طول مسیر حرکت منبع انتشار موج قرار ندارد ($\theta\neq0$) طول موج موج دریافتی کاهش می یابد (صدای آمبولانس 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 ($\rho\to\infty$)، منحنی داپلر به شکل منحنی (۱) خواهد بود زیرا گیرنده به خاطر میرا شدن موج هیچ فرکانسی را دریافت نخواهد کرد.
  - اگر گیرنده دقیقا 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 اصطلاحا PCA (Point of Closest Approach) و این لحظه به TCA (Time of Closet Approach) شناخته می شود



منحنی داپلر

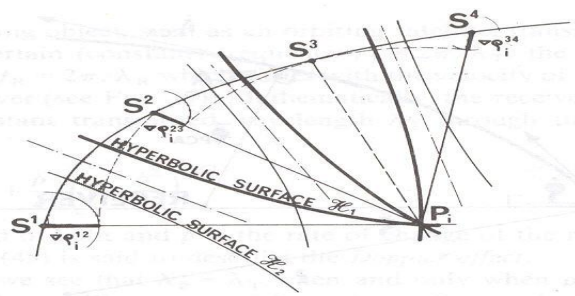


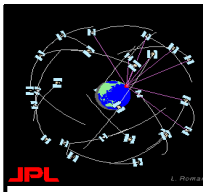
اساس کار سیستم ترانزیت

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

$$\nabla\rho \doteq \frac{c}{f_T}\int_{t_j}^{t_k}\left(f_T - f_r\right)dt \qquad (4)$$

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 هزلولی و قطع دادن آنها از نظر هندسی) است.





اساس کار سیستم ترانزیت

$$\nabla\rho \doteq \frac{c}{f_T}\int_{t_j}^{t_k}\left(f_G - f_r\right)dt - \frac{c}{f_T}\Delta f\,\Delta t \qquad (5)$$

- با جایگزاری $f_T=f_G-f_R=\Delta f$ در رابطه بالا:

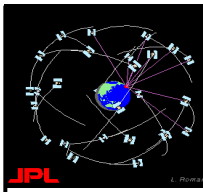
با استفاده از رابطه (۱) و برای ماهواره ای در دو موقعیت j و k

$$\left(\mathbf{e}_i^k - \mathbf{e}_i^j\right)\mathbf{r}_i = \left(\mathbf{e}_i^k\mathbf{r}^k - \mathbf{e}_i^j\mathbf{r}^j\right) - \nabla\rho_i^{jk} \qquad (6)$$

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:

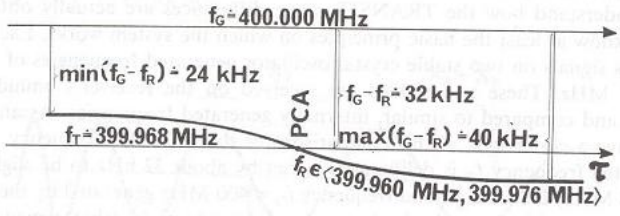
$$\left(\mathbf{e}_i^k - \mathbf{e}_i^j\right)\mathbf{r}_i - \frac{c}{f_T}\Delta t\,\Delta f_i^{\,l} = \left(\mathbf{e}_i^k\mathbf{r}^k - \mathbf{e}_i^j\mathbf{r}^j\right) - \frac{c}{f_T}D_i^{jk}$$

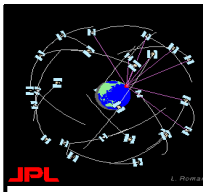
- در عمل پارامتر D_i^{jk} در این رابطه که به شمارنده داپلر (Integrated Doppler Count) شناخته می شود توسط گیرنده هایی که برای این منظور طراحی شده اند اندازه گیری می شود. با معلوم بودن موقعیت ماهواره در چهار اپک زمانی مختلف می توان موقعیت ایستگاه اندازه گیری و پارامتر Δf در این رابطه را تعیین کرد (در رابطه 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≈0)درارتفاع ۱۰۷۴ کیلومتری از سطح زمین (a=6371+1074=7445Km) به دور زمین در گردشند.
- براساس قانون سوم کپلر پرید حرکت مداری ماهواره های این سیستم ۱۰۷ 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 $v = d\rho/dt = 7.1\,Km/s$ است. بنابراین فرض $v << c$ 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 Doppler count (Δf) همواره مثبت باشد. این موضوع در شکل زیر نمایش داده شده است.



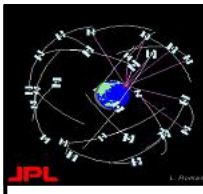


اساس کار سیستم ترانزیت

- **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

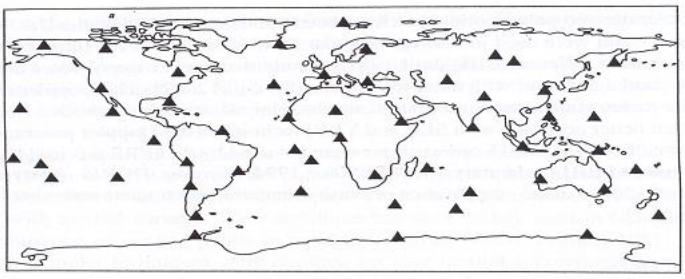
- **محدودیت در دقت قابل حصول:** چنانکه ملاحظه شد به لحاظ هندسی در سیستم ترانزیت موقعیت هندسی نقاط از طریق تقاطع هذلولی هایی به دست می آید که ماهواره های سیستم در کانون آنها قرار دارند. فاصله کم این ماهواره ها از نقاط اندازه گیری در سطح زمین (۱۱۰۰ کیلومتر) سبب می شود تا تعیین موقعیت با این سیستم از هندسه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

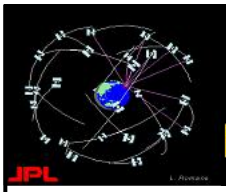
- **نواقص موجود در طراحی سیستم:**
  - فا صله کم ماهواره های این سیستم از سطح زمین سبب می شود تا انحراف میدان ثقل زمین از یک میدان شعاعی بر مدار حرکت این ماهواره اثر بیشتری در مقایسه با سیستم های اندازه گیری مشابه (نظیر GPS) داشته باشد.
  - تعداد کم ماهواره های این سیستم سبب شده تا اندازه گیری با سیستم تنها در بازه های زمانی 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 تقریبا 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 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 Touluse فرانسه است
  - در بخش زمینی شامل مجموعه ای از 50 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 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 باند 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 باند 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 یونوسفر مجددا 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 یونوسفر فاصله هر ماهواره از گیرنده مستقر در ایستگاه تعیین می شود.

