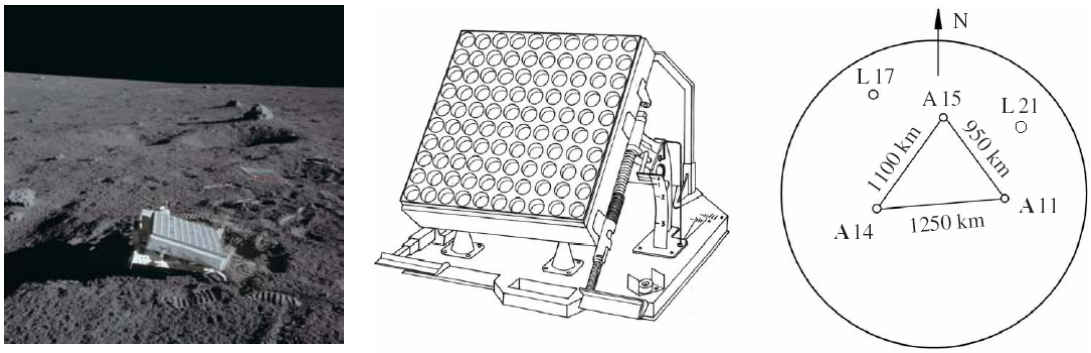
مبانی و اصول کار سامانه فاصله یابی لیزری با ماه کاملا مشابه با سامانه فاصله یابی لیزری ماهواره ای است با این تفاوت که بازتابنده های لیزری به جای ماهواره های مصنوعی بر روی کره ماه قرار گرفته اند. البته بر خلاف ماهواره های مصنوعی SLR که تقریبا تمام سطح خارجی آنها پوشیده از بازتابنده های لیزری است، در سامانه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



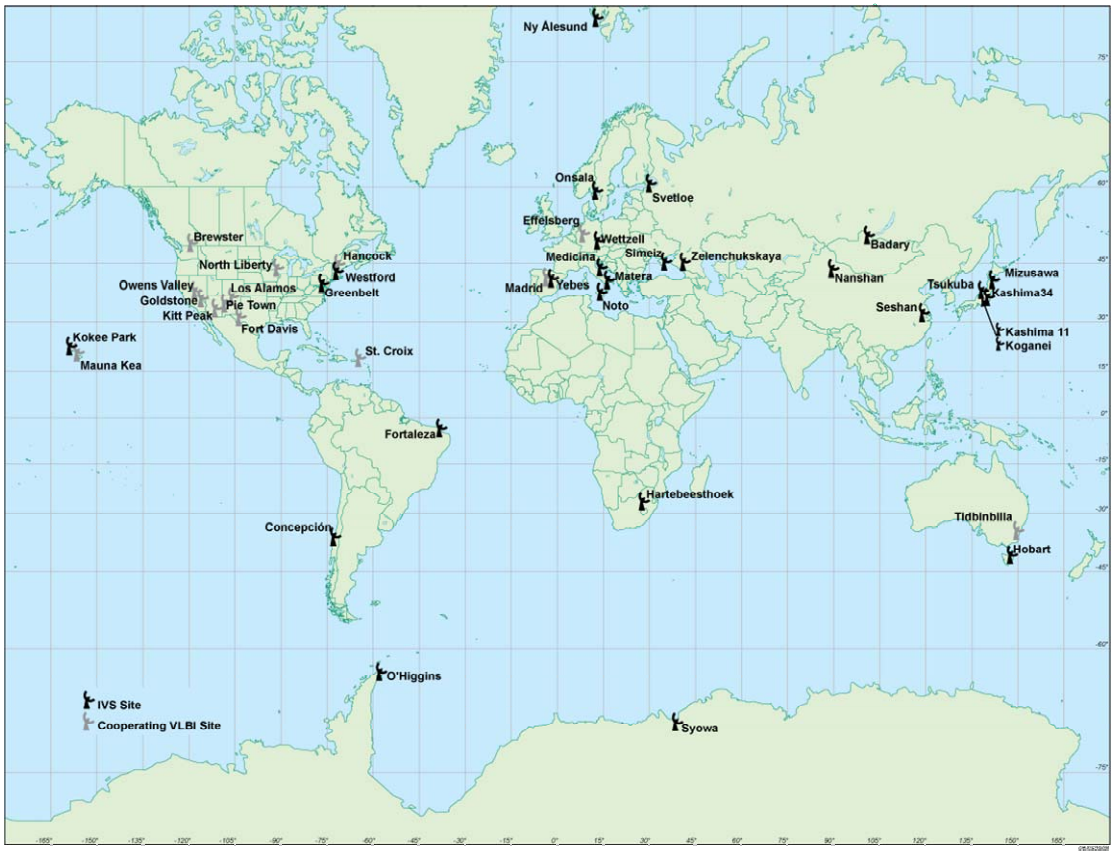
نگاره ۸- بازتابنده های مخصوص فاصله یابی لیزری حمل شده توسط Apollo11، Apollo14 و Apollo15 و چگونگی توزیع آنها در سطح کره ماه (عکس مربوط به مجموعه بازتابنده های لیزری Apollo14 است)

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

سامانه تداخل سنجی فاصله خیلی بلند (VLBI)

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

نگاره ۱۰- یک نمونه ایستگاه سامانه VLBI در استرالیا



نگاره ۱۱- توزیع جهانی ایستگاه های سامانه VLBI

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

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

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

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

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

$$\varepsilon \approx \frac{\lambda}{d} \qquad (۴)$$

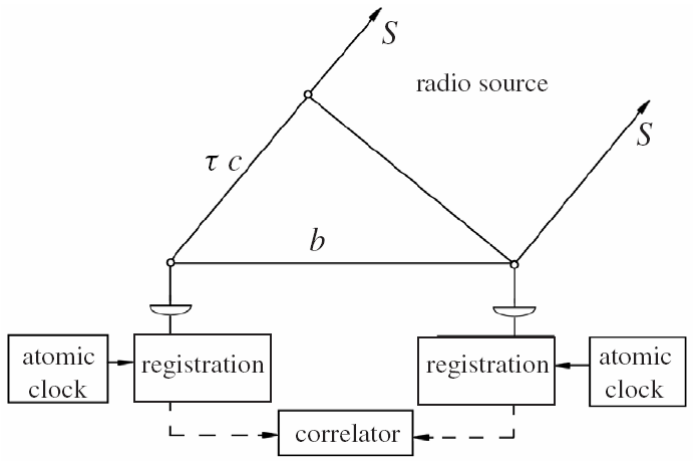
که در آن

ε: قدرت تفکیک پذیری،

λ: طول موج سیگنال های رادیویی، و

d: قطر تلسکوپ است.

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



نگاره ۱۲- اساس کار سامانه VLBI [2]

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

$$\tau(t) = -\frac{1}{c} b.s(t) + \Delta\tau_{Ab}(t) + \Delta\tau_{Instr} + \Delta\tau_{Atm} \qquad (۵)$$

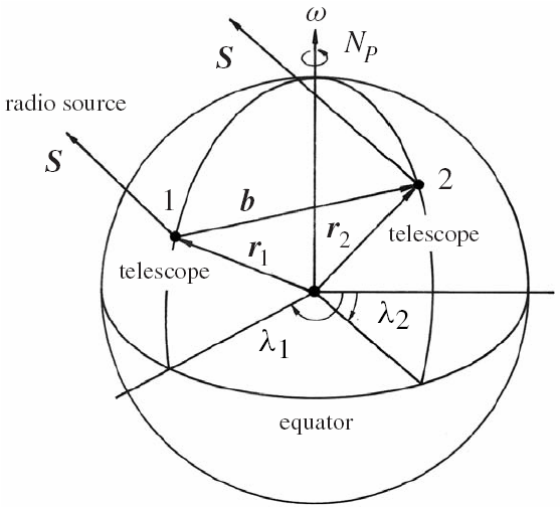
که در آن $\Delta\tau_{Ab}(t)$ ابیراهی شبانه روز به صورت

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

و $\Delta\tau_{Instr}$ تصحیح اریبی و دریفت ساعت های ایستگاه به صورت

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

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



نگاره ۱۳- ارتباط هندسی در VLBI [2]

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

$$bs(t) = b_x \cos\delta_s \cosh_s + b_y \cos\delta_s \sinh_s + b_z \sin\delta_s \qquad (۶)$$

که در آن

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

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

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

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

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

ب) بررسی سرعت دورانی و حرکت قطبی زمین

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

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

و) تعریف سیستم زمانی وابسته به پارامتر های حرکت زمین

مزایا :

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

ب) VLBI متاثر از تغییر مرکز جرم نیست.

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

معایب :

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

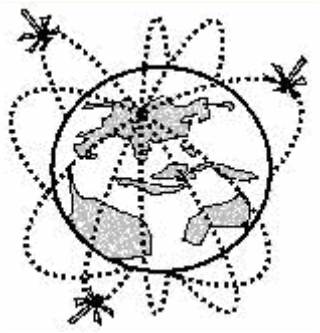
ب) خطاهای دستگاهی مثل تغییرشکل تلسکوپ

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

د) عدم توانایی محاسبه موقعیت مطلق ایستگاه ها

سامانه ترانزیت (TRANSIT)

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



نگاره ۱۴– آرایش فضایی سامانه ترانزیت

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

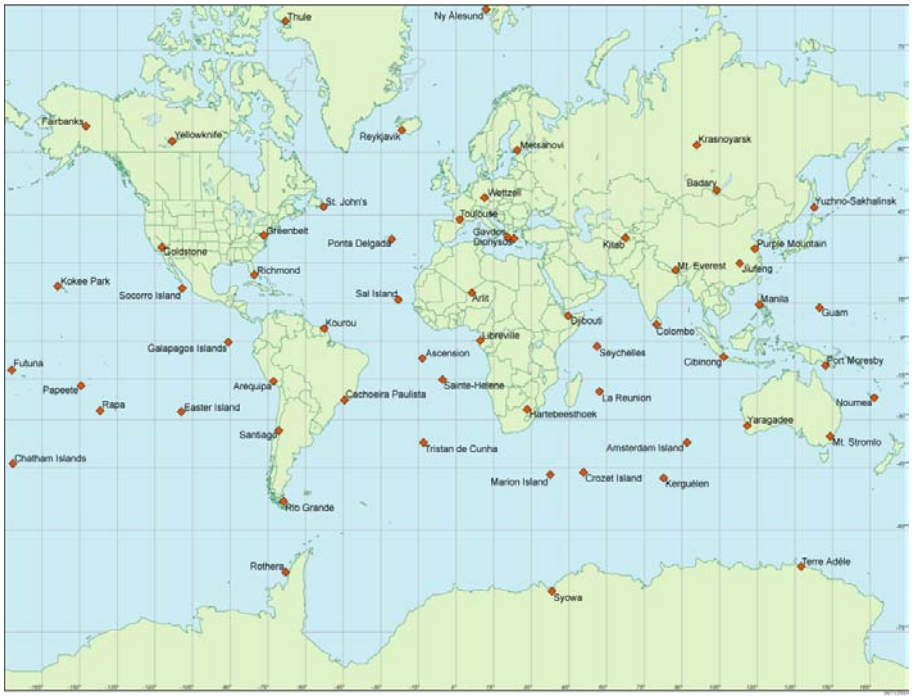
سامانه مدار نگاری داپلر و موقعیت یابی رادیویی به همراه ماهواره (DORIS)

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

MHz و 2036.25 MHz که از ۶۰ ایستگاه زمینی با توزیع جهانی ارسال می شوند را اندازه گیری می کنـد. البته نسل جدید سامانه DORIS علاوه بر داپلر شیفت قادر به اندازه گیری و ثبت فاز نیز می باشـد. ایـستگاه های زمینی علاوه بر تولید و انتشار دو سیگنال رادیویی فوق، مجهز به ریزپردازنده، آنـتن جهـت یـاب، زمـان سنج، دماسنج و فشار سنج دقیق می باشند که به همراه امواج انتشاری به سوی ماهواره ها گسیل مـی شـوند. مرکز کنترل و هدایت این سامانه در شهر تولوز واقع در جنوب فرانسه است کـه مـسئول پـردازش و تجزیـه و تحلیل کلیه اطلاعات دریافتی از ماهواره های مجهز به DORIS می باشد [8].

این سامانه نیز مشابه VLBI در تمام شرایط آب و هوایی فعال و قادر به اندازه گیـری اسـت. از کـاربرد هـای مهم DORIS می توان به تعیین دقیق مدار ماهواره ها، تعیین موقعیـت هـای دقیـق و مـشارکت در تعریـف دستگاه های مرجع مختصات جهانی، تعیین میدان ثقل زمین و مطالعات حرکات پوسته ای اشاره نمود.

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



نگاره ۱۵- توزیع جهانی ایستگاه های زمینی سامانه DORIS

سامانه تجهیزات فاصله و نرخ فاصله دقیق (PRARE)

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

فصل سوم

دستگاه های مرجع مختصات و زمان

دستگاه های مرجع مختصات

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

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

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

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

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

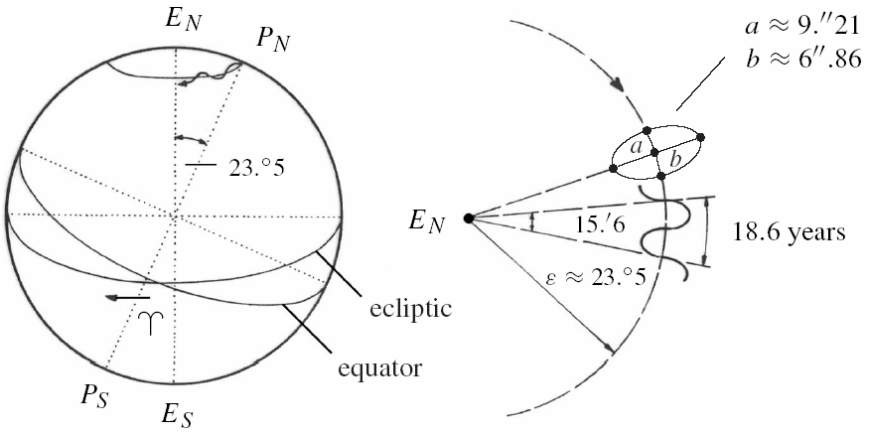
در اینجا لازم است توجه خوانندگان محترم را به تفاوت بین اصطلاحات "دستگاه مرجع مختصات" و "چارچوب مرجع مختصات" جلب نمود. بر خلاف اینکه اصطلاحات "دستگاه مرجع مختصات" و "چارچوب مرجع مختصات" غالبا به صورت معادل و هم ارز مورد استفاده قرار می گیرند، ولی اساسا " دستگاه مرجع" ماهیت تئوری و مفهومی شامل تعریف مبداء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

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

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

حرکات رقص محوری پرسیشن و نوتیشن زمین

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



نگاره ۱- حرکات پرسیشن و نوتیشن: چرخش محور دوران لحظه ای زمین (PN-PS) حول محور اینرشیا (EN-ES) [1]

چنانچه فقط اثر حرکت پرسیشن در نظر گرفته شود، صفحه استوا و نقطه اعتدال بهاری یا نقطه گاما (γ) به صفحه استوای متوسط و نقطه اعتدال بهاری متوسط در یک مقطع زمانی مرجع تبدیل می شوند. اما اگر حرکت نوتیشن نیز در نظر گرفته شود به صفحه استوای واقعی و نقطه اعتدال بهاری واقعی تبدیل می گردند. موقعیت‌های متوسط را به وسیله ماتریس پرسشن (P)، می‌توان از اپک مرجع t0 (J2000) به اپک دلخواه t منتقل نمود [1]:

$$P = R_3(-z)R_2(\theta)R_3(-\xi) \qquad (۱)$$

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

$$\begin{aligned} z &= 0°.6406161T + 0°.0003041T^2 + 0°.0000051T^3 \\ \theta &= 0°.5567530T + 0°.0001185T^2 + 0°.0000116T^3 \\ \xi &= 0°.6406161T + 0°.0000839T^2 + 0°.0000050T^3 \end{aligned} \qquad (۲)$$

که T=(t-t0) بر حسب قرن ژولین یعنی ۳۶۵۲۵ روز محاسبه می شود.

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

$$N = R_1(-\varepsilon - \Delta\varepsilon)R_3(-\Delta\psi)R_1(-\varepsilon) \qquad (۳)$$

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

$$\varepsilon = 23^\circ 26' 21.448'' - 46.815''T - 0.00059''T^2 + 0.001813''T^3 \qquad (۴)$$

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

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

$$\Delta\psi = -17''.1996\sin\Omega - 1''.3187\sin(2F - 2D + 2\Omega) - 0''.2274\sin(2F + 2\Omega) \qquad (۵)$$

$$\Delta\varepsilon = 9''.2025\cos\Omega + 0''.5736\cos(2F - 2D + 2\Omega) + 0''.0977\cos(2F + 2\Omega) \qquad (۶)$$

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

با اعمال تبدیل های (۱) و (۳)، بردار موقعیت حقیقی بدست می آید. برای جزئیات بیشتر به Seidelman (۱۹۹۲) و McCarthy (۲۰۰۰) رجوع شود.

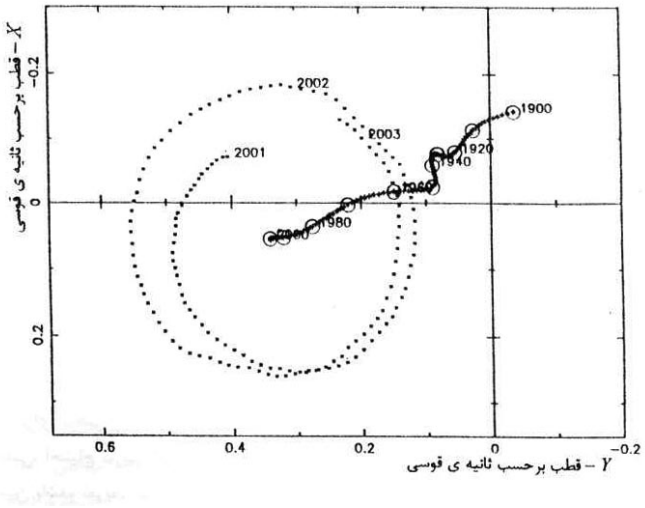
پارامترهای دوران زمین (Earth Rotation Parameters)

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

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

برای پرهیز از تغییرات حدوداً ۱۰ متری ناشی از حرکت قطبی در عرض و طول ژئودتیک، یک قطب زمینی قراردادی (CTP) که چسبیده به پوسته زمین باشد را تعریف می کنیم. برای اولین بار، میانگین قطب لحظه ای در طول سالهای ۱۹۰۰–۱۹۰۵ به عنوان قطب قراردادی معین گردید. این تعریف، با بهبود فناوری های اندازه گیری، به طور مرتب مورد اصلاح قرار می گیرد.

محور چرخش لحظه ای زمین معمولا با استفاده از مختصات حرکت قطبی (X_p, Y_p) نسبت به CTP بیان می گردد. امتداد CTP، در واقع بیانگر جهت محور سوم دستگاه مختصات زمینی قراردادی است و تز طرفی به عنوان مبدا دستگاه مختصات حرکت قطبی دد نظر گرفته می شود. محور x ها در امتداد نصف النهار قراردادی گرینویچ و جهت مثبت محور y های آن در امتداد نصف النهار۲۷۰ درجه است.



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

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

$$S = R_2(-x_p)R_1(-y_p)R_3(GAST) \qquad (۷)$$

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

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

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

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

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

حرکت تکتونیک ورقه های سنگ کره

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

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

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

$$X(t) = \left[I + 4.84813681 * 10^{-9} R(\Omega)(t - t_0)\right] X(t_0) \qquad (۸)$$