

فصل اول : ژئودزی ماهواره ای و سیر تکوینی آن

- ❖ ژئودزی عبارتست از علم اندازه گیری و تعیین شکل و ابعاد زمین و بررسی تغییرات زمانی آنها
- ❖ یکی از وظایف اصلی ژئودزین ها و مهندسين نقشه بردار تعیین مختصات نقاط واقع بر سطح زمین و تغییرات زمانی آنها می باشد.
- ❖ ژئودزی فضایی صورت کلی تری از ژئودزی ماهواره ای است که در آن علاوه بر ماهواره های مصنوعی از ماه ، سیارات، اوج رادیویی ستاره ها و کوازرها نیز استفاده می شود.
- ❖ اهداف عمده ژئودزی ماهواره ای عبارتند از: ۱- تعیین دقیق مختصات سه بعدی در مقیاس های جهانی، منطقه ای و محلی ۲- تعیین میدان ثقل زمین ۳- اندازه گیری و مدلسازی پدیده های ژئودینامیکی نظیر حرکت قطبی، دوران زمین و تغییر شکل پوسته ای زمین
- ❖ ماهواره های مصنوعی در ژئودزی ماهواره ای به دو صورت ممکن است مورد استفاده قرار گیرند: ۱- نشانه های هندسی قرار گرفته در ارتفاع مداری بالا و قابل رویت در فواصل بلند ۲- حسگر های میدان ثقل زمین
- ❖ ارتباط بین ایستگاه های مشاهداتی و ماهواره ها در سه روش دسته بندی شده اند: ۱- روش های زمین به فضا (مانند SLR , TRANSIT, GNSS) ۲- روش های فضا به زمین (مانند Radar, Altimetry, InSAR) ۳- روش های فضا به فضا
- ❖ سابقه استفاده از سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای در ایران به سال ۱۳۶۶ بر می گردد و عملیاتی شدن آن از سال ۱۳۶۷ شروع شده و تا سال ۱۳۶۹ ادامه یافت که شامل ۲۴۲ ایستگاه درجه یک بود.
- ❖ اندازه گیری ها در ژئودزی ماهواره ای به دو روش متمایز هندسی و دینامیکی بدست می آیند. در روش هندسی ماهواره ها به عنوان یک هدف هندسی معلوم در فضا قرار گرفته و از ایستگاه های زمینی مورد مشاهده قرار می گیرند که منجر به تعیین موقعیت می شود. در روش دینامیکی، حرکت ماهواره تابعی از میدان ثقل زمین است و با توجه به ارتباط بین مشاهدات حاصل از این روش و مختصات ایستگاه های مورد اندازه گیری می توان به موضوع تعیین موقعیت پرداخت.
- ❖ کاربردهای ژئودزی ماهواره ای شامل: ۱- ایجاد شبکه های مرجع مختصات جهانی، منطقه ای و ملی ۲- امور ناوبری و تهیه نقشه ۳- کنترل پایداری سازه ها و بناهای مهم ۴- مشارکت در اندازه گیری ها و پایش های جوی ۵- بررسی رفتار پوسته زمین و مسائل ژئودینامیکی

فصل دوم : آشنایی با برخی سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای

- ❖ سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای بر پایه آن دسته از ماهواره هایی که در حال چرخش به دور زمین هستند و با کمک دریافت امواج ارسالی یا انعکاسی از آنها در گیرنده ها، موقعیت نقاط تعیین می شود. و سابقه آن به سال ۱۹۷۰ بر می گردد.

- ❖ سامانه فاصله یابی لیزری ماهواره ای (SLR): این سامانه بر پایه اندازه گیری زمان رفت و برگشت یک پالس لیزری ارسالی از ایستگاه زمینی به ماهواره کار می کند. شکل گیری آن به سال ۱۹۶۴ میلادی بر می گردد. دقت قابل اکتساب در این سامانه وابسته به طول پالس و قدرت تفکیک پالس های لیزری است. SLR یک روش اندازه گیری رفت و برگشت فاصله است. اجزای اصلی ایستگاه زمینی آن عبارتند از: ۱- واحد تولید و ارسال پالس های لیزری ۲- واحد تشخیص و تجزیه و تحلیل پالس ها ۳- واحد اندازه گیری زمان رفت و برگشت پالس ها
- ❖ فاصله یابی لیزری تنها با ماهواره هایی امکان پذیر است که مجهز به بازتابنده های خاصی به نام Retro Reflector باشند. این نوع بازتابنده ها نور لیزر دریافتی را دقیقا در همان مسیری که آمده است بر می گردانند. ابعاد آنها باید به اندازه ای بزرگ باشد تا پالس های لیزری بتوانند به انرژی کافی به سوی ایستگاه های زمینی منعکس شوند.
- ❖ مدل سازی دینامیکی داده های فاصله یابی لیزری ماهواره ای امکان برآورد موقعیت های سه بعدی ایستگاه های زمینی را فراهم می سازد. پردازش نسبی داده های SLR در یک بازه زمانی معین نیز اختلاف مختصات دقیق بین هر دو نقطه را بدست می آورد. به کمک پایش تغییرات زمانی موقعیت ها و خطوط مبنا ها می توان به نرخ حرکات تکتونیکی رسید. دقت حاصل از SLR در تعیین موقعیت ها و برآورد نرخ حرکات تکتونیکی به ترتیب حدود ۶ میلی متر و ۲ میلی متر در سال گزارش شده است.
- ❖ سامانه فاصله یابی لیزری با ماه (LLR): اصول آن شبیه به 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. این سامانه از سال ۱۹۶۹ برای اولین بار روی سطح ماه نصب شدند.
- ❖ سامانه تداخل سنجی فاصله خیلی بلند (VLBI): این سامانه به کمک امواج رادیویی تولید شده از منابع بسیار در فضا به نام کوازرها صورت می پذیرد. اساس این روش اندازه گیری اختلاف زمان بین دریافت امواج رادیویی از یک منبع توسط دو آنتن می باشد و هدف از آن اندازه گیری فاصله دقیق بین دو آنتن است. برای اولین بار در سال ۱۸۹۰ میلادی عرضه شد.
- ❖ سیستم VLBI بعلت وابستگی به شرایط آب و هوایی به SLR برتری دارد و از آنجا که از دقت بسیار بالایی برخوردار است، کاربردهای بسیار وسیعی در ژئودزی، ژئوفیزیک و نجوم دارد. مهمترین کاربرد آن: ۱- مطالعات مربوط به حرکت های پوسته ای و پیش بینی زلزله ۲- بررسی سرعت دورانی و حرکت قطبی زمین ۳- توسعه و نگهداری چارچوب مرجع سماوی ۴- توسعه و نگهداری چارچوب مرجع زمینی جهانی ۵- تعریف سیستم زمانی وابسته به پارامت های حرکت زمین
- ❖ سیستم VLBI متاثر از خطای مداری ماهواره ها به علت جاذبه نیست. متاثر از تغییر مرکز جرم نیست. متاثر از عدم قطعیت ثابت جاذبی زمین و بنابراین مشکلات مقیاس مرتبط با آن نیست
- ❖ معایب VLBI شامل: ۱- هزینه بسیار بالای تهیه، راه اندازی و نگهداری تجهیزات ۲- خطاهای دستگاهی مثل تغییر شکل تلسکوپ ۳- غیر قابل دسترس بودن و عدم توانایی ارائه نتایج به صورت آنی ۴- عدم توانایی محاسبه موقعیت مطلق ایستگاه ها

- ❖ سامانه ترانزیت (TRANSIT): یا NNSS این سامانه بر اساس اصل تغییر فرکانس ناشی از حرکت نسبی بین فرستنده و گیرنده امواج بنا شده است. این اصل را یک فیزیک دان اتریشی به نام Doppler کشف کرد و به همین دلیل گاهی این سامانه را داپلر می نامند.
- ❖ 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. با توجه به اصل بالا در صورت انتشار و دریافت سیگنال در چنین ترکیبی شاهد پدیده داپلر و تغییر فرکانس خواهیم بود. میزان داپلر شیفت به سرعت و جهت حرکت ماهواره نسبت به گیرنده بستگی دارد. سال شروع ۱۹۶۴ و پایان خدمات رسانی ۱۹۹۶
- ❖ سامانه مدار نگاری داپلر و موقعیت یابی رادیویی به همراه ماهواره (DORIS)، یک سامانه فوق دقیق یکطرفه برای تعیین مدار ماهواره ها است که از سال ۱۹۹۰ فعال شده است و هدف نهایی آن رسیدن به دقت ۱ سانتی متر است. توسط سازمان هوایی فرانسه ایجاد شده است.
- ❖ سامانه تجهیزات فاصله و نرخ فاصله دقیق (PRARE)، همانند سامانه DORIS برای تعیین مدار ماهواره ها به کار می رود. در سال ۱۹۹۶ توسط دولت آلمان ایجاد شده و یک سامانه دو طرفه است. این سامانه دو سیگنال با فرکانس های ۲۲۴۸ و ۸۴۸۹ مگاهرتز تولید و منتشر می کند. ۲۹ ایستگاه زمینی با توزیع جهانی سیگنالها را دریافت و پس از تعیین فواصل و نرخ فواصل اندازه گیری شده تا ماهواره ها، آنها را به همراه داده های تروپوسفر و یونسفر به ماهواره بر گردانده و سپس ماهواره ها مجددا اطلاعات مذکور را به ایستگاه اصلی زمینی ارسال تا موقعیت ماهواره را با دقت حدود ۵ سانتی متر و سرعت آنها را با دقت حدود ۱ میلی متر بر ثانیه تعیین نماید.

فصل سوم: دستگاه های مرجع مختصات

- ❖ در ژئودزی ماهواره ای همواره به دو دستگاه مرجع مختصات نیاز است: ۱- دستگاه مرجع سماوی یا اینرشیال قراردادی (CIS) که برای توصیف حرکت ماهواره ها ضروری است. ۲- دستگاه مرجع زمینی قراردادی (CTS) که برای مشخص ساختن موقعیت ایستگاه های مشاهداتی و بیان نتایج حاصل از ژئودزی ماهواره ای لازم است. از آنجا که تفسیر برخی پدیده ها و نتایج حاصل از ژئودزی ماهواره ای در یک دستگاه بیضی وار راحت تر و قابل غم تر است، لذا می توان گفت به یک دستگاه مختصات دیگری موسوم به سطح مبنای ژئودتیک مانند بیضوی مرجع WGS-۸۴ نیاز باشد.
- ❖ تعیین موقعیت دقیق در دستگاه های مرجع مختصات 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، جابجایی های ناشی از بارگذاری مختلف روی پ.سته زمین و همچنین حرکات رقص محوری پرسشن و ناتیشن می باشد.
- ❖ دستگاه مرجع مختصات ماهیت ثنوری و مفهومی شامل تعریف مبدا و توجیه محورهای مختصات دارد و 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.

- ❖ حرکات رقص محوری پرسیشن و نوتیشن زمین: شتاب جاذبی اجرام سماوی، بویژه ماه و خورشید، باعث 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 از دو بخش دوران با دوره تناوب بسیار بلند (حدود ۲۶۰۰۰ سال بنام پرسیشن و دوران با دوره تناوب کوتاه (۱۸/۶ سال) بنام نوتیشن تشکیل شده است.
- ❖ پارامترهای دوران زمین یا پارامترهای توجیه زمین عبارتند از: ۱- مختصات قطبی زمین X_p و Y_p و زمان نجومی ظاهری گرینویچ
- ❖ 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.
- ❖ برای پرهیز از تغییرات حدودا ۱۰ متری ناشی از حرکت قطبی در عرض و طول ژئودتیک، یک قطب زمینی قرار دادی CTP که چسبیده به پوسته زمین باشد را تعریف می کنیم.
- ❖ محور چرخش لحظه ای زمین معمولا با استفاده از مختصات حرکت قطبی نسبت به CTP بیان می گردد.
- ❖ حرکت تکتونیک ورقه های سنگ کره را می توان با مدل های ژئوفیزیکی کروی یا ژئودتیکی نظیر محاسبه کرد.
- ❖ جزر و مدها به سبب تغییرات زمانی اثر نیروی جاذبه خورشید و ماه بر میدان ثقل زمین، موجب برخی آشفتگی ها در حرکت مداری ماهواره می شوند. در حالی که جزر و مد های اقیانوسی به طور قابل ملاحظه ای تحت تاثیر خطوط ساحلی و شکل کف اقیانوس ها در سواحل قرار دارند، جزر و مد های زمینجامد به طور نسبتا دقیقی قابل مدلسازی و پیش بینی می باشند.
- ❖ در جزر و مد ها باید متذکر شد که برای تعیین موقعیت تفاضلی بر روی خطوط مبنای کوتاه (کمتر از ۱۰۰ کیلومتر) هر دو ایستگاه تقریبا جابجائیهای جزر و مدی یکسانی دارند و بنا براین موقعیت های نسبی بر روی خطوط مبنای کوتاه بطور قابل ملاحظه ای تحت تاثیر جزر و مد زمین جامد قرار نمی گیرد.
- ❖ بارگذاری اقیانوس اساسا ناشی از چگونگی توزیع آب اقیانوس ها در هنگام جزر و مد می باشد که تابع شکل کف دریا و اراضی ساحلی است. هنگام بارگذاری اقیانوس، پوسته ی زمین تحت وزن آب جزر و مد دچار جابجایی و تغییر شکل عمودی می گردد. جابجایی عمودی پوسته زمین در اثر بار جزر و مد اقیانوسی ممکن است به چندین سانتی متر برای مناطق ساحلی برسد. برای یک خط مبنا با طول ۱۰۰ کیلومتر در جهت دور از ساحل، تاثیر بار جزر و مد اقیانوسی نسبی، ممکن است به ۱ سانتی متر برسد.
- ❖ قوانین حرکت نیوتن تنها در یک دستگاه مختصات اینرشیا معتبر هستند، یعنی در یک دستگاه مختصات ساکن یا دستگاه مختصات با حرکت مستقیم الخط یکنواخت. تئوری حرکت ماهواره ها بر اساس چنین دستگاه مختصاتی شکل گرفته است.
- ❖ دستگاه مختصات اینرشیا فضا-چسب معمولا با اشیاء فزایمینی مانند ستاره ها، کوازرها، سیارات یا ماه مرتبط می باشد. از این رو چنین دستگاه مختصاتی را دستگاه مرجع مختصات سماوی CRS نیز می نامند.

- ❖ یک دستگاه مرجع مختصات سماوی بر پایه دینامیک یا کینماتیک استوار است. دستگاه مختصات سماوی کینماتیک بر اساس موقعیت ستاره ها یا کوازرها و دستگاه مختصات دینامیک بر اساس حرکت سیاره ها، ماه و یا ماهواره بیان می گردد.
- ❖ دستگاه مختصات استوایی یا بعدی در اپک TO که سال ها در نجوم کروی مورد استفاده بوده است با تقریب خوب از یک دستگاه مرجع اینرشیال قراردادی است. مبدا این دستگاه مختصات منطبق بر مرکز زمین و راستای مثبت محور Z در جهت قطب شمال و راستای محور X مثبت به سمت نقطه اعتدال بهاری یا نقطه گاما و راستای Y به گونه ای است که دستگاه مختصات دست راستی باشد. با توجه به اینکه مرکز جرم زمین به علت حرکت سالیانه اش به دور خورشید دارای شتاب است این دستگاه مختصات را شبه اینرشیال گویند.
- ❖ حرکت ورقه های سنگ کره باعث عدم سازگاری مختصات تثبیت شده ی ایستگاه ها نسبت به یکدیگر می شود. راه حل رفع مشکل مذکور تعریف یک دستگاه مختصات مرجع با استفاده از مختصات و سرعت یک مجموعه ی سازگار و مستحکمی از یک شبکه جهانی از ایستگاه ها در یک زمان مشخص می باشد. مرکز جرم زمین یک انتخاب طبیعی برای مختصات $CTRS$ می باشد. زیرا دینامیک و معادلات حرکت ماهواره ها نسبت به مرکز جرم زمین بیان می شوند.
- ❖ امروزه هر یک از سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای برای ارائه مختصات ایستگاه های مورد اندازه گیری از یک دستگاه مختصات مرجع زمینی قراردادی کارترین و بیضوی دو محوره دورانی مربوط به خود استفاده می کنند که به یکدیگر نزدیک هستند. شناخته شده ترین آنها دستگاه مختصات زمینی و بیضوی مرجع $WGS-84$ مورد استفاده در سامانه GPS است. این دستگاه در واقع از نوع $CTRS$ است که بنا بر تعریف زمین مرکز و زمین چسب می باشد و محور Z آن از قطب قراردادی زمین CTP نسخه مربوط به سال ۱۹۸۴ با دقت $0,0005$ ثانیه می گذرد. محور X آن فصل مشترک نصف النهار گرینویچ و صفحه استوای تعریف شده و در سال ۱۹۸۴ با دقت $0,005$ می باشد و محور Y آن نیز به گونه ای تعریف شده است که از یک دستگاه مختصات سه بعدی دست راستی بدست آید.
- ❖ در حال حاضر سه مقیاس زمانی در ژئودزی ماهواره ای مورد بحث می باشند : ۱- زمان نجومی و خورشیدی ۲- زمان دینامیکی ۳- زمان اتمی
- ❖ این سه زمان به ترتیب به دلیل ارتباط مشاهدات زمینی به یک چهارچوب فضا چسب و تبیین حرکت مداری ماهواره ها و اندازه گیری دقیق زمان ارسال و دریافت امواج مورد نیاز می باشند.
- ❖ زمان نجومی و زمان خورشیدی بر پایه دوران زمین تعریف شده اند و ارتباط آن ها بوسیله روابط ریاضی مشخص می شود. در حالیکه زمان دینامیکی و زمان اتمی مستقل از دوران زمین می باشند.
- ❖ به منظور دستیابی به دقت های مورد نظر در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای، می بایست ارتباط بین دستگاه های مختلف زمانی با بالاترین دقت مشخص باشد.

- ❖ حرکت روزانه زمین نسبت به ستاره ها و خورشید به ترتیب مبنای زمان نجومی و زمان خورشیدی است. یک روز خورشیدی فاصله زمانی میان دو گذر متوالی خورشید از نصف النهار محل و یک روز نجومی فاصله زمانی میان دو گذر متوالی یک ستاره از نصفالنهار محل است.
- ❖ به دلیل حرکت سالیانه زمین به دور خورشید طول روز خورشیدی و روز نجومی یکسان نمی باشد و در واقع یک روز در سال با هم اختلاف دارند.
- ❖ زمان ظاهری خورشیدی، فاصله میان گذرهای متوالی خورشید است که از یک طول جغرافیایی مشخص مشاهده می شود. به صورت قراردادی ۱۲ ساعت به لحظه گذر خورشید نصف النهار محلی یا گرینویچ اضافه می شود تا شروع یک شبانه روز در نیمه شب قرار گیرد.
- ❖ از آنجا که مدار حرکت زمین به دور خورشید، دایره ای شکل نمی باشد، لذا شاهد تغییر طول روزها در طی سال هستیم. این بی نظمی ها موجود در حرکت ظاهری خورشید سبب ایجاد مشکل در محاسبات می شود. از اینرو زمان جهانی UT بر مبنای خورشید ظاهری متوسط که دارای حرکت یکنواخت می باشد تعریف می شود.
- ❖ زمان های اتمی: ۱- زمان اتمی بین المللی TAI ۲- زمان جهانی هماهنگ UTC ۳- زمان GPS ۴- زمان دینامیکی
- ❖ در این دستگاه مرجع زمان از ساعت های اتمی استفاده می شود و زمان اتمی که مقیاس زمانی پایه را برای سرویس های نگهداری زمان تعیین می نماید را زمان اتمی بین المللی TAI می گویند. این زمان بر اساس شمارش سیکل های یک جریان الکتریکی با فرکانس بالا استوار است.
- ❖ اثرات نسبیتی مانند موقعیت ساعت نسبت به ژئوئید بر نرخ این سیکل ها اثر می گذارند. واحد زمان اتمی در سطح آبهای آزاد ثانیه SI است.
- ❖ $UT_1 = UTC + DUT_1$ و $TAI = GPST + 19S$ و $TAI = TDT - 32, 184S$ و $TAI = UTC + 1S * n$
- ❖ تاریخ ژولین JD تعداد روزهای خورشیدی متوسط سپری شده از ساعت ۱۲ روز اول ژانویه سال ۴۷۱۳ قبل از میلاد در یک دوره ۷۹۸۰ سالی می باشد. تاریخ ژولین از ظهر هر روز آغاز می گردد تا ستاره شناسان بتوانند تمامی مشاهدات خود را در یک روز انجام دهند.

فصل چهارم : حرکت مداری ماهواره ها

- ❖ موقعیت لحظه ای دقیق ماهواره ها در فضا تقریبا در تمام مسائل ژئودزی ماهواره ای مورد نیاز است.
- ❖ عامل اصلی حرکت مداری ماهواره ها نیروی جاذبه مرکزی زمین تحت قوانین کپلر است.
- ❖ حرکت واقعی ماهواره ها علاوه بر نیروی جاذبه مرکزی زمین متاثر از نیروهای دیگری مانند نیروی جاذبه غیر مرکزی زمین، جاذبه خورشید و ماه، جزر و مد زمین و فشار وارد بر ماهواره ها به دلیل تشعشعات خورشیدی به عنوان نیروهای اغتشاشی می باشد. نیروی اصطکاک اتمسفری نیز وجود دارد که برای ماهواره های با ارتفاع زیاد قابل چشم پوشی است.

- ❖ نیروهای اغتشاشی به دو بخش نیروهای جاذبی و نیروهای غیر جاذبی تقسیم می شوند. نیروهای جاذبی شامل (جاذبه غیر کرووی زمین - جاذبه ماه و خورشید و سایر سیارات منظومه شمسی - جاذبه جزر و مد پوسته ای و اقیانوسی) و نیروهای غیر جاذبی شامل (اصطکاک اتمسفر - تشعشعات خورشیدی و اثر غیر مستقیم تشعشعات خورشیدی) می باشد.
- ❖ از دیدگاه ریاضی، معادلات حرکت مداری ماهواره ها بصورت معادلات دیفرانسیل نوشته می شود که بوسیله انتگرال گیری عددی نسبت به زمان حل می شوند.
- ❖ اغلب برای بیان موقعیت ماهواره ها در فضا از عنصر یا پارامتر کپلری استفاده می شود. از آنجا که نیروی جاذبه مرکزی زمین بیشترین نقش را در حرکت مداری ماهواره ها دارد، لذا برای بررسی حرکت ماهواره ها از این واقعیت استفاده کرده و به جای مدارات واقعی از مدارهای ساده تری موسوم به مدارهای نرمال استفاده می کنیم.
- ❖ ماهواره ها در یک صفحه مداری حرکت می کنند که در فضا ثابت می باشند. با این فرض بر اساس قوانین کپلر از نقطه نظر ریاضی مسیر ماهواره ها در صفحه مداری یک بیضی است و یکی از کانون های بیضی مداری در مرکز زمین واقع می شود.
- ❖ فرضیات مربوط به مدارهای نرمال شامل: ۱- زمین یک نقطه مادی یا به عبارت دیگر یک کره با توزیع چگالی ثابت است. میدان جاذبه چنین جسمی بصورت شعاعی متقارن می باشد و تمام خطوط شاقولی بصوت مستقیم به مرکز کره منتهی می شوند. ۲- از جرم ماهواره در مقایسه با جرم زمین چشم پوشی می شود. ۳- حرکت ماهواره ها در خلاء کامل انجام می شود ۴- هیچ نیروی جاذبه ای از طرف خورشید، ماه و دیگر اجرام سماوی بر ماهواره ها وارد نمی شود.
- ❖ با در نظر گرفتن فرضیات فوق و قانون جاذبه نیوتن قوانین سه گانه کپلر که بر اساس آنها حرکت مداری ماهواره ها به دور زمین توصیف می شود به شرح زیر می باشند.
- ❖ قانون اول کپلر: مسیر حرکت هر ماهواره به دور زمین یک بیضی است که زمین در یکی از کانون های آن قرار دارد.
- ❖ قانون دوم کپلر: در طی حرکت ماهواره ها به دور زمین، بردار موقعیت ماهواره در زمان های مساوی، مساحت های مساوی جاروب می کند. بنابراین هر گاه اندازه بردار موقعیت ماهواره کوتاه تر شود، سرعت ماهواره بیشتر می شود و هر گاه اندازه بردار موقعیت ماهواره بلند تر شود سرعت ماهواره کمتر می شود. این قانون به این معنی است که حداکثر سرعت ماهواره در نزدیک ترین نقطه بیضی مدار به مرکز زمین یعنی پریچی و حداقل سرعت ماهواره در دورترین نقطه بیضی مدار به مرکز زمین یعنی آپوچی رخ می دهد.
- ❖ قانون سوم کپلر: مکعب نیم قطر بزرگ مدار بیضی ماهواره a متناسب با مرجع دوره تناوب حرکت ماهواره به دور زمین T است.
- ❖ پارامترهای مداری کپلر شامل (f و e و a و ω و i و Ω) می باشند.

- ❖ Ω : زاویه بین نقطه گرهی صعودی و نقطه اعتدال بهاری در جهت خلاف عقربه های ساعت است. بعد نقطه گرهی صعودی که از آن به بعد ماهواره وارد فضای نیمکره شمالی و یا جنوبی می شود
- ❖ i : زاویه میل، زاویه بین صفحه حرکت مداری و صفحه استوا در جهت خلاف عقربه های ساعت است.
- ❖ ω : آرگون پریچی که زاویه بین نقطه گرهی صعودی و نقطه پریچی در صفحه حرکت مداری در جهت خلاف عقربه های ساعت است. بیان کننده توجیه بیضی مدار ماهواره در صفحه حرکت مداری است.
- ❖ a : نیم قطر بزرگ بیضی مدار ماهواره که قطعا بزرگتر از نیم قطر بزرگ مرجع زمین است.
- ❖ e : خروج از مرکزی اول بیضی مدار ماهواره، که عددی بسیار کوچک است و بیانگر انحراف جزئی بیضی مدار ماهواره از یک دایره است.
- ❖ f : آنومالی که نشان دهنده موقعیت لحظه ای ماهواره در مدار بیضی شکل خود باشد.
- ❖ از بین پارامترهای فوق بعد نقطه گرهی صعودی و زاویه میل (i و Ω) نشان دهنده موقعیت صفحه حرکت مداری در یک فضای اینرشیال یا دستگاه مرجع سماوی می باشد.
- ❖ $(a$ و e و f) نشان دهنده موقعیت لحظه ای ماهواره در بیضی است.
- ❖ گاهی موقعیت ماهواره با عناصر کپلری مشخص نمی شود و به جای آن از برداری موقعیت و بردار سرعت در دستگاه مختصات سماوی استفاده می شود.
- ❖ تئوری مدارهای نرمال بطور مشخص برای درک و تصور حرکت های فضایی ماهواره ها بسیار مفید هستند و در آنها جواب های معادلات حرکت ماهواره ها بطور ساده بصورت معادلات تحلیلی ارائه می شوند.
- ❖ مدار های نرمال تنها بصورت تابعی از بخش مرکزی میدان جاذبه زمین در نظر گرفته می شوند و فقط برای پیش بینی های مداری کوتاه مدت با دقت های پایین قابل استفاده می باشند و برای اجرای یک عملیات اندازه گیری با GPS مناسب هستند.
- ❖ حرکت اغتشاشی ماهواره: به دلیل وجود سایر نیرو های اثر گذار بر حرکت مداری ماهواره هیچ یک از پارامتر های کپلری ماهواره ثابت نیستند و در محاسبه دقیق موقعیت های آن بایستی نیروهای اعوجاج دهنده در نظر گرفته شوند.
- ❖ نیروهای اعوجاج دهنده یا همان نیروهای اغتشاشی، نیروهایی هستند که باعث انحراف ماهواره ها از مسیر ساده نرمال خود می شوند. انحراف در میدان نرمال توسط غیر کروی بودن میدان جاذبه زمین، وجود جاذبه خورشید و ماه و سایر اجرام، فشار تشعشعات خورشیدی، نیروهای جزر و مدی و کشش اصطکاک اتمسفری بوجود می آید. هر چه ارتفاع مداری ماهواره ها پایین تر باشد اثر نیروی اغتشاشی بر حرکت مداری آنها بیشتر می شود.
- ❖ فشار تشعشعات خورشیدی ناشی از برخورد فوتون های نوری خورشید روی بدنه ماهواره است. پارامترهای اصلی در محاسبه اثر این شتاب، سطح موثر ماهواره، قابلیت انعکاس سطح، درخشش خورشید و فاصله ماهواره تا خورشید است. در ماهواره هایی که در منطقه سایه قرار دارند فشار تشعشعات خورشیدی صفر می شود. بر اساس فاصله ماهواره تا زمین نیروی اغتشاشی نیز متغیر است.

فصل پنجم: ساختار سیگنال ها و مشاهدات ماهواره ای

- ❖ در سامانه های تعیین موقعیت ماهواره ای که عموماً سامانه های یک طرفه هستند هر ماهواره از طریق نوسان ساز های دقیقی تعدادی موج الکترومغناطیسی تولید و پس از عملیات مدولاسیون به منظور ترکیب امواج حامل، و امواج کد و پیام های ناوبری آنها را به سوی زمین گسیل می کند.
- ❖ فاصله بین گیرنده زمینی و ماهواره بر پایه روش های سنجش همبستگی بین سیگنال های همسان تولیدی در گیرنده با سیگنال های دریافتی از ماهواره بدست می آید.
- ❖ چنانچه فاصله بین گیرنده زمینی و ماهواره از طریق اندازه گیری زمان بین ارسال و دریافت امواج کد بدست آید در این صورت به آن فاصله کدی می گویند و اگر از طریق اندازه گیری اختلاف فاز امواج حاصل بدست آید در این صورت به آن فاصله فازی می گویند.
- ❖ سیگنال های ارسالی از ماهواره ها باید قابلیت تعیین موقعیت آنی برای تعداد نامحدودی از کاربران مختلف را داشته باشد. پایه این نوع تعیین موقعیت اندازه گیری فاصله لحظه ای گیرنده تا ماهواره از طریق همبستگی یابی بین سیگنال دریافتی از ماهواره و سیگنال مشابه تولیدی در گیرنده می باشد.
- ❖ به طور کلی ساختار سیگنال های ناوبری که به صورت یک طرفه از ماهواره به سوی گیرنده ها گسیل می شوند از سه بخش موج حامل، کد و داده های ناوبری تشکیل شده است. موج حامل در واقع یک موج الکترو مغناطیسی با فرکانس F_1 در باند L است. کد نیز یک سیگنال عددی است که امکان اندازه گیری مدت زمان طی شده از لحظه ارسال تا دریافت را برای کاربران فراهم می سازد.
- ❖ اساساً سه نوع مشاهده توسط گیرنده های GNSS ثبت می شوند. یکی شبه فاصله، دیگری فاز موج حامل و بعدی داپلر یا نرخ فاز موج حاصل است.
- ❖ سنجه شبه فاصله در واقع از سنجش اختلاف زمانی بین لحظه ارسال و لحظه دریافت سیگنالهای GNSS بدست می آید.
- ❖ سنجه فاز موج حامل به عنوان دقیقترین مشاهده GNSS عبارتست از اختلاف بین فاز موج حامل دریافت شده از ماهواره و فاز موج حامل تولید شده در گیرنده
- ❖ بر خلاف سنجه های کد و فاز، یا نرخ فاز موج حامل نتیجه مستقیم یک سیگنال ارسالی از ماهواره نیست. که علاوه بر برآورد سرعت لحظه ای گیرنده برای تعیین جهش های فاز یا همان قطعی های فاز در طول زمان اندازه گیری فاز بسیار مناسب است.
- ❖ معمولاً به دلایل مختلف هر ماهواره ناوبری چندین موج تولید و ارسال می کند. بنابراین امکان استخراج انواع سنجه های ترکیبی وجود دارد. ب حضور همزمان چندین ماهواره و چندین گیرنده در لحظات مختلف امکان ترکیب های تفاضلی مختلف وجود دارد.
- ❖ یکی از راه های افزایش دقت و کارایی سنجه کد، هموارسازی آن با سنجه فاز بوسیله ترکیب خطی سنجه کد با سنجه فاز است.
- ❖ ترکیب تفاضلی یگانه دارای نویز $\sqrt{2}$ برابر از نویز سنجه ساده بزرگتر است.

❖ در ترکیب تفاضلی سه گانه خطای ساعت گیرنده حذف می شود و نیز ابهام فاز اولیه حذف می شود و نیز باعث کاهش خطاهای مداری و جوی می شود اما خطاهای چند مسیری و نویز گیرنده نسبت به ترکیب های قبلی تشدید می شود. در این روش جهت کشف جهش فاز ها و برآورد بهترین مختصات اولیه ایستگاه های زمینی استفاده می شود.