

بسم الله الرحمن الرحيم

جزوه

سیستم های مخابرات

ماهواره های

فصل اول : مقدمه

فصل دوم : مبانی مخابرات ماهواره ای

فصل سوم : مدارهای ماهواره ای

فصل چهارم : مدار زمین ثابت

فصل پنجم : محاسبات لینک

فصل ششم : تداخل های مضر فرکانسی

فصل هفتم : بخش زمینی

فصل هشتم : بخش فضایی

فصل نهم : سرویس های مخابرات ماهواره ای

فصل اول : مقدمه

استفاده از ماهواره ها در سیستم های مخابراتی یک حقیقت انکار ناپذیر در زندگی ماست و شاهد آن هم تعداد بسیار زیادی از خانه هایی است که تجهیزات آنتن های گیرنده یا دیش ها را برای دریافت سیگنال های تلویزیون های ماهواره ای به کار می برند اما آنچه که چندان شناخته شده نیست ماهواره هایی هستند که بخش مهمی از سیستم های مخابراتی جهان را تشکیل داده و بخش وسیعی از ترافیکهای تلفنی و دیتا را جابجا می کند .

ماهواره ها دارای مشخصاتی هستند که در دیگر سیستم های مخابراتی وجود ندارند . از آنجا که نواحی بسار زیادی از زمین از یک ماهواره قابل رویت هستند ماهواره ها می توانند نقطه اصلی و مرکزی یک شبکه مخابراتی که تعداد زیادی کاربر را به طور همزمان به هم متصل می کند شناخته شود . کاربرانی که از لحاظ جغرافیایی ممکن است با هم فاصله زیادی داشته باشند . همین مشخصه ماهواره ها را قادر می سازد تا لینک های ارتباطی را در مناطقی که به طور پراکنده دارای جمعیت هستند و دسترسی به آنها توسط سیستم های ارتباطی دیگر مشکل است فراهم آورد . علاوه بر این سیگنال های ماهواره ای مرزهای سیاسی و فرهنگی را همانند مرزهای جغرافیایی طی می کنند که البته دقیقاً مشخص نیست مشخصه مطلوبی باشد یا خیر .

یک مشخصه دیگر سیستم های ماهواره ای این است که هزینه راه اندازی آنها مستقل از کابل است (Distance Insensitive) بدین معنا که هزینه ایجاد یک لینک ماهواره ای در فاصله های نزدیک با هزینه آن در فاصله های دور یکسان است (منظور هزینه راه اندازی یک لینک است) و بنابراین با توجه به هزینه های بالای راه اندازی ماهواره ها یک سیستم ماهواره ای در صورتی مقرون به صرفه خواهد بود که به طور پیوسته مورد استفاده قرار گیرد و هزینه ها بین تعداد بسیار زیادی از کاربران تقسیم گردد .

ماهواره ها همچنین برای تشخیص و سنس کردن از راه دور به کار می روند . مانند تشخیص آلودگی آبها و مونیتور کردن شرایط آب و هوایی .

برخی از ماهواره ها همچنین یک لینک حیاتی در عملیات جستجو و نجات هواپیماهای سقوط کرده و مشابه آن ایجاد می کنند .

از دیگر مشخصات و مزایای ارتباط ماهواره ای پوشش همه جانبه (Broad Casting) ، تنوع سرویس ، استقلال از عوارض و موانع طبیعی ، سرعت عمل در برقراری ارتباط ، پوشش دهی وسیع و هزینه نسبتاً کم در فاصله های طولانی است و همین خصوصیات باعث شده علی الرغم رشد و پیشرفت سیستم های ارتباطی دیگر و همچنین هزینه های اولیه قابل توجه سیستم های ماهواره ای تاکنون جایگزین بهتری برای برخی خدمات سیستم های مخابراتی پیدا نشود . به عنوان مثال در بخش تلویزیونی .

ایران کشوری است که منطقه وسیعی از آن کوهستانی و صعب العبور بوده و در مناطق کویری نیز فاصله روستا بسیار زیاد می باشد لذا راه اندازی و برقراری سرویس های ماهواره ای در ایران بسیار مقرون به صرفه است . به همین دلیل کشور ما از جمله اولین استفاده کنندگان از سیستم ماهواره قرار دارد .

فصل دوم : مبانی مخابرات ماهواره ای

1 - ظهور و توسعه مخابرات ماهواره ای :

جنگ جهانی دوم موجب توسعه دو فناوری متفاوت شد : فناوری موشک و فناوری مایکروویو .

متخصصین از ترکیب این دو تکنیک مخابرات ماهواره ای را ابداع کردند .

عصر فناوری در سال 1957 با پرتاب اولین ماهواره مصنوعی شروع شد و در سال های بعد ادامه یافت . در سال 1965 اولین ماهواره زمین ثابت تجاری (INTELSAT I (Early Bird) سر آغاز سری طولانی INTELSAT ها بود . در همان سال اولین ماهواره مخابراتی روسیه از سری Molnya پرتاب شد . اولین ماهواره ها با هزینه بسیار زیاد ، ظرفیت کمی را فراهم می کرد . کاهش هزینه نتیجه کوشش بیشتری بود که منجر به تولید پرتاب گر هایی شد که می توانستند ماهواره های سنگین تر را در مدار قرار دهند . به علاوه افزایش تخصص در روش های مایکروویو باعث ساخت آنتن هایی گردید که پرتو آنها با شکل قاره ها تطبیق دارد و فرکانس می تواند مجدداً از یک پرتو به پرتو دیگر استفاده شده و همچنین در آنها از تقویت کننده های ارسال با قدرتهای بالاتر استفاده می شود . علاوه بر کاهش هزینه مخابراتی برجسته ترین خصوصیت تنوع سرویس هایی است که توسط مخابرات ماهواره ای ارائه می گردد .

در ابتدا این سیستم ها برای حمل ارتباطات از یک نقطه به نقطه دیگر آن چنان که توسط کابل ها انجام می شد ابداع شدند . و در حقیقت پوشش گسترده ماهواره برای لینک های مسافت طولانی استفاده شده بود . اما به دلیل عملکرد محدود ماهواره ، استفاده از ایستگاههای زمینی مجهز به آنتن های بزرگ و با هزینه بالا ضروری بود . اندازه و توان رو به افزایش آنتن ها باعث کوچک شده ایستگاههای زمینی شد . و بنابراین هزینه آنها کاهش یافت و در نتیجه تعداد آنها زیاد شد . بدین ترتیب استفاده از خصوصیات دیگر ماهواره که توانایی آن در جمع آوری و پخش سیگنال ها از یک یا چند موقعیت بود ممکن شد .

به جای ارسال سیگنال از یک نقطه به نقطه دیگر ارسال می تواند از یک فرستنده به تعداد زیادی گیرنده که در ناحیه وسیعی پخش شده اند انجام گیرد .

همچنین برعکس ارسال می تواند از تعداد زیادی ایستگاه مرکزی انجام شود . به این طریق شبکه های ارسال داده چند نقطه ای و شبکه های جمع آوری داده تحت نام شبکه های VSAT (Very Small Operoture Terminal) (پایانه با دهانه خیلی کوچک) گسترش یافتند . در مورد سرویس های تلویزیونی ، ماهواره ها دارای اهمیت جهانی برای جمع آوری اخبار ماهواره ای (SNG : Satellite News Gathering) (مبادله برنامه های پخش کننده های تلویزیونی ، توزیع برنامه ها به ایستگاههای پخش زمینی و سر کابل ها یا مستقیماً به هر مشتری هستند .

مورد آخری به نام پخش مستقیم ماهواره ای (DBS : Direct Broad Casting Satellite) یا سیستم های مستقیم به منزل (DTH : Direct To Home) خوانده می شود .

در گذشته ایستگاههای مشتری تنها از نوع ایستگاههای دریافتی (RCVO : Receive Only) بودند . با معرفی ایستگاههای مخابراتی دو طرفه ماهواره یکی از اجزا کلیدی در تامین سرویس های تلویزیونی سوال و جوابی و اینترنت باند پهن شد . دلیل آن داشتن یک کانال برگشتی ماهواره ای نرخ پایین در حدود چند کیلو بیت بر ثانیه در تجهیزات پخش کننده می باشد .

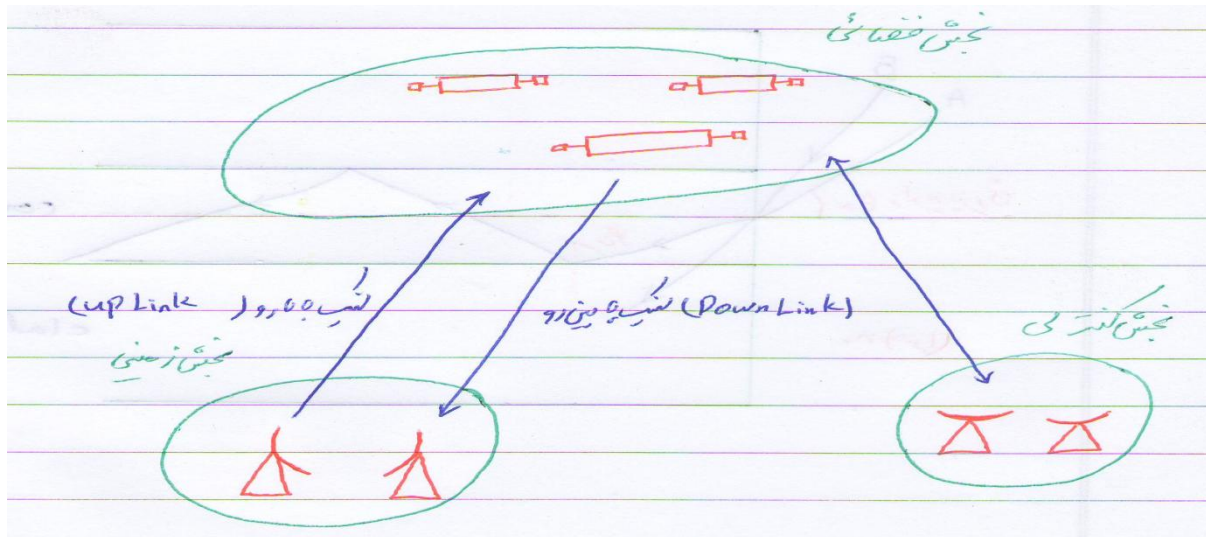
این سیستم TCP/IP نامتقارن جهت اینترنت ، ذخیره صفحه وب را از طریق ماهواره هایی که کانال هایی با سرعت چند مگا بیت بر ثانیه در مسیر رفت دارد در بر می گیرد .

و بالاخره ماهواره ها در مخابرات بسیار به کار می روند . سیستم های سیار شخصی با استفاده از گوشی ها در حال حاضر توسط منظومه های ماهواره های غیر زمین ثابت و همچنین ماهواره های زمین ثابت مجهز به آنتن های بزرگ قابل دسترسی است .

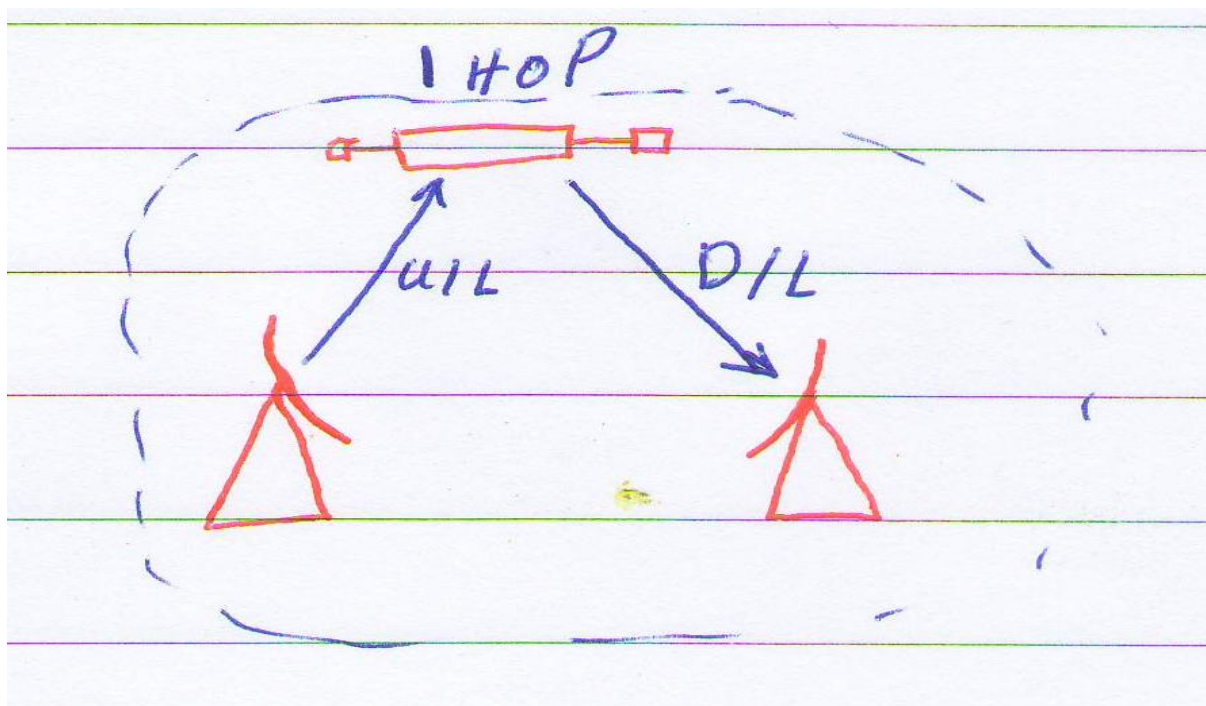
2 - آرایش دهی یک سیستم مخابرات ماهواره ای :

سیستم های ماهواره ای از یک بخش فضایی ، یک بخش کنترلی و یک بخش زمینی تشکیل می شوند .

- بخش فضایی از یک یا چند ماهواره فعال و تعدادی یدکی به شکل یک منظومه تشکیل می شود .
- بخش کنترلی از همه امکانات زمینی لازم برای کنترل و مونیتور کردن ماهواره ها تشکیل می شود که به نام ایستگاههای TTC (Telemetry) (سنجش از دور) ، Tracking (ردیابی) ، Command (فرمان) شناخته شده و برای مدیریت ترافیک و منابع مربوط روی برد ماهواره ها استفاده می شود .
- بخش زمینی از همه ایستگاههای زمینی ترافیکی تشکیل می گردد . بسته به نوع سرویس مورد نظر این ایستگاهها می توانند دارای اندازه های مختلف از چند سانتیمتر تا دهها متر باشد .

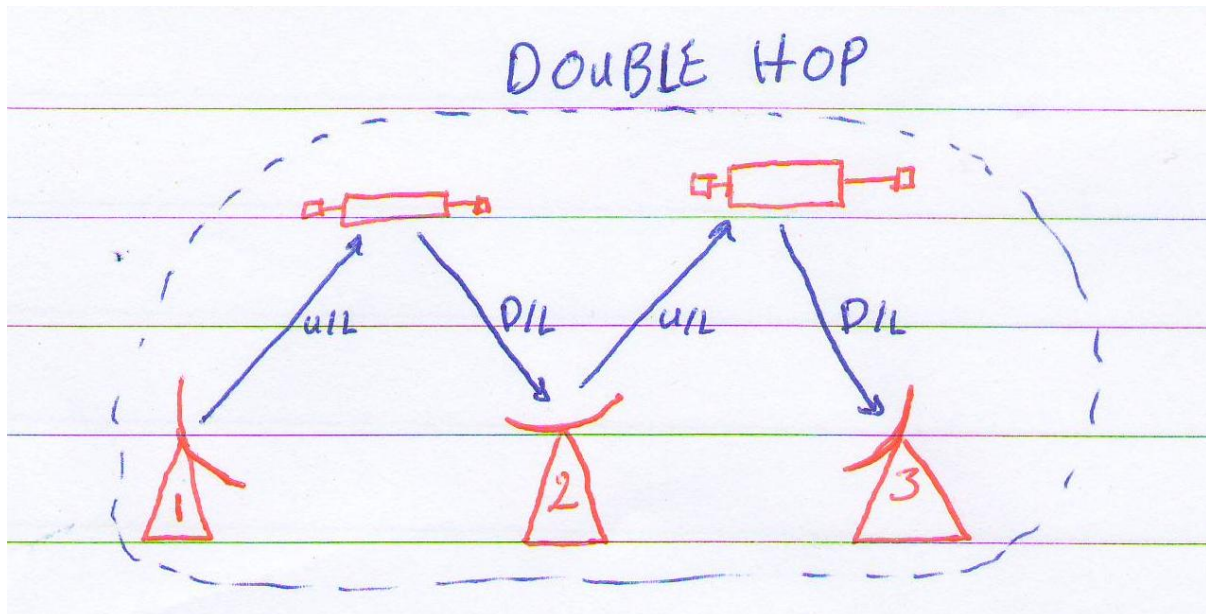


- لینک بالارو (UP Link) : از سمت ایستگاههای زمینی به ماهواره ها
 - لینک پایین رو (Down Link) : از سمت ماهواره ها به ایستگاه های زمینی
- به یک مسیر (U/L) UP Link و یک مسیر (D/L) Down Link ، HOP گفته می شود .



یک HOP در مخابرات ماهواره ای ، اگر ماهواره در مدار زمین ثابت (GSO) باشد ، دارای تاخیر انتشار (Propagation Delay) حدود 250 میلی ثانیه خواهد بود .

با توجه به اینکه امکان دارد ایستگاههای زمینی ارسال و دریافت تحت پوشش یک ماهواره نباشد ، بایستی از یک ماهواره دوم استفاده کنیم تا سیگنال به مقصد نهایی برسد . در این ساختار به لینکی که از دو ماهواره استفاده می کند Double HOP می گویند چون از دو HOP (دو U/L و دو D/L) استفاده شده است . (Propagation Delay = 500ms = 0.5us)



3 - تخصیص فرکانس و سرویس های مخابرات ماهواره ای :

تخصیص فرکانس به سرویس های ماهواره ای فرآیند پیچیده ای است که به تصمیم گیری و هماهنگی بین المللی نیاز دارد و به همین علت تحت نظر و توجه واحد مخابرات بین المللی (ITN : International Telecommunication Union) می باشد . برای تسهیل پلان تخصیص فرکانسی ، جهان به سه ناحیه تقسیم شده است :

- ناحیه یک : اروپا - آفریقا - خاورمیانه - اتحاد شوروی سابق
- ناحیه دو : آمریکای شمالی و جنوبی
- ناحیه سه : آسیا و اقیانوسیه به غیر از خاور میانه و اتحاد شوروی سابق

در این سه ناحیه ، باندهای فرکانسی به سرویس های مختلف ماهواره ای اختصاص می یابند . با این حال ممکن است یک سرویس مشخص در نواحی مختلف به باندهای فرکانسی مختلف اختصاص داده شود .

برخی از سرویس های ماهواره ای عبارتند از :

- سرویس ماهواره ای ثابت FSS : Fixed Satellite Service
- سرویس ماهواره ای سیار MSS : Mobile Satellite Service
- سرویس ماهواره ای پخش برنامه رادیو و تلویزیونی BSS : Broad Casting Satellite Service
- سرویس ماهواره ای هدایت و ناوبری NSS : Navigational Satellite Service
- سرویس ماهواره ای هواشناسی MSS : Meteorological Satellite Service

جدول زیر متداول ترین باند های فرکانسی در مخابرات ماهواره ای را نشان می دهد :

ویژگی کاربردی	فرکانس D/L	فرکانس U/L	نام باند کاربردی
مخابرات دریایی و سرویس های مخابرات سیار	1.5GHZ	1.6GHZ	L-Band
سرویس های ماهواره ای ثابت	4GHZ	6GHZ	C-Band
سرویس های پخش گسترده مستقیم (DBS) و برخی سرویس های ماهواره ای ثابت	11-12GHZ	14GHZ	Kv-Band
جز جدیدترین باندهای فرکانسی مخابرات ماهواره ای	20GHZ	30GHZ	Ka-Band

همانطور که مشخص شده است تقریباً در تمام موارد فرکانس بالاتر به UP LINK اختصاص داده شده است . علت اینکه فرکانس UP LINK از DOWN LINK بیشتر است این است که هر چه فرکانس بالاتر باشد افت مسیر آزاد یا FSL (FREE SPACE LOSS) و افت های دیگر بیشتر خواهد بود نسبت به حالتی که فرکانس پایین تر است . در ایستگاه زمینی می توان با آنتن های بزرگ این افتها را جبران کرد ولی در سمت down link ماهواره دارای محدودیت اندازه و توان می باشد بنابراین فرکانس را پایین می آوریم . تنها در سرویس های تلفن موبایل بین المللی برای کوچک شدن هندست ها فرکانس up link از down link کمتر می باشد . (S-Band : U/L : 2GHZ , D/L: 2.2GHZ)

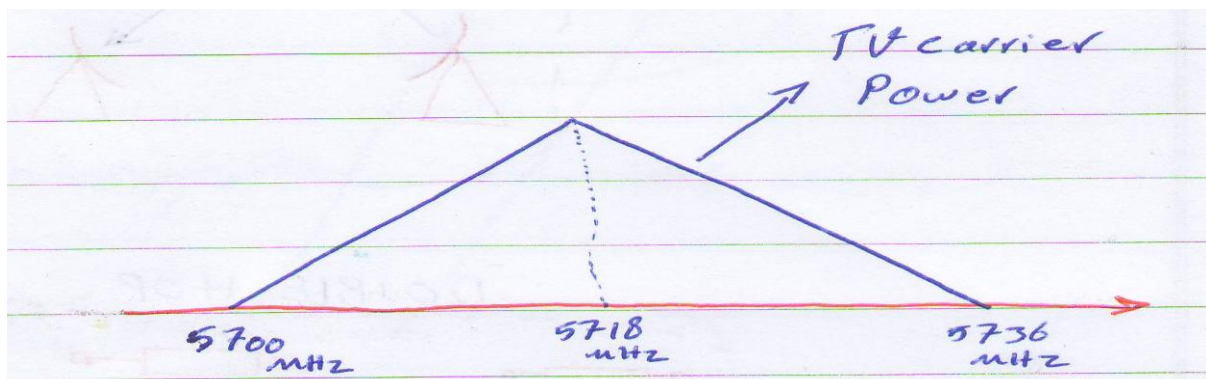
4 - استفاده مکرر از فرکانس (Frequency Reuse) :

ابتدا مقداری در مورد ترانسپاندر توضیح می دهیم .

ترانسپاندر به یک تکه فرکانسی از بخش فضایی ماهواره گفته می شود که دارای یک عرض باند و یک قدرت خاص است . دو ویژگی مربوط به یک ترانسپاندر قدرت (power) و پهنای باند (B.W.) آن می باشد .

فرض کنید ایستگاه زمینی با ماهواره در باند C-Band در تماس است . فرکانس (U/L) up link حدود 6GHz می باشد . اگر پهنای باندی در حدود 500MHz داشته باشیم ، باند مورد نظر از 5700MHz تا 6200MHz و در اطراف فرکانس U/L باند C-Band می باشد . این عرض باند برای یک کاربر زیاد می باشد .

حال فرض کنید یک ترانسپاندر با عرض 36MHz داریم . بنابراین فرکانس ابتدای آن 5700MHz و انتهای آن 5736MHz و فرکانس مرکزی آن 5718MHz خواهد بود .

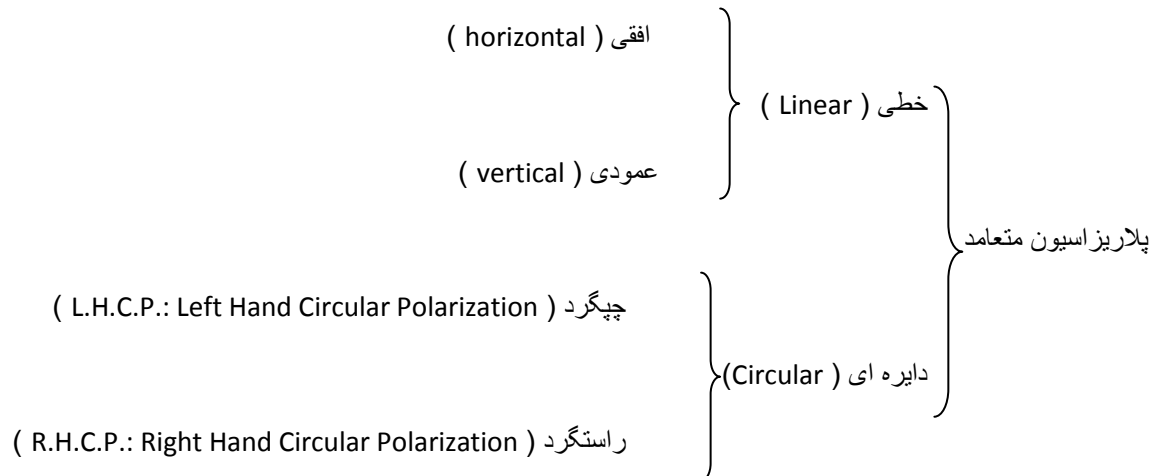


مثلا اگر ترانسپاندر در اختیار صدا و سیمای ایران باشد ، یک کانال تلویزیونی با فرکانس مرکزی 5718MHz خواهیم داشت .

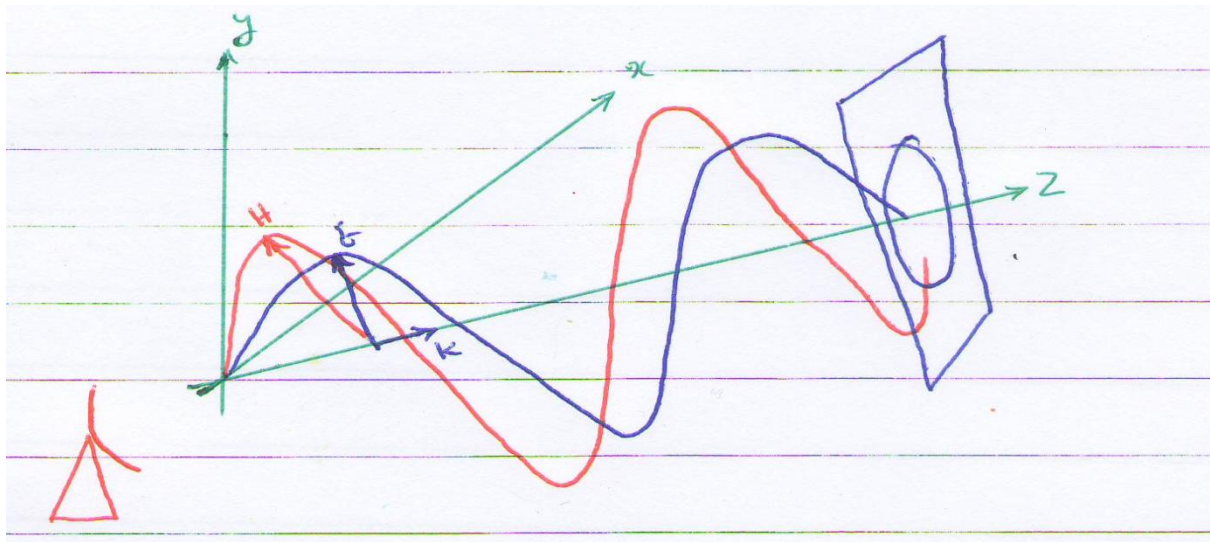
هزینه ساخت و پرتاب ماهواره ها بسیار زیاد می باشد . هزینه ای که برای ساخت ماهواره ای در اندازه Inetelsat (ماهواره ای بزرگ در مدار GSO) صرف می شود در حدود 150 میلیون دلار و هزینه پرتاب آن در حدود 100 میلیون دلار می باشد و برای کنترل و نگهداری آن نیز مخارجی نیاز می باشد . از طرفی عمر مفید ماهواره ای بسیار گران قیمت بوده و اگر بتوانیم روشهایی را به کار ببریم تا از باند فرکانسی مکررا استفاده کنیم ، خواهیم توانست در برابر هزینه گزاف نتیجه بهتری بگیریم .

دو روش به منظور استفاده از فرکانس وجود دارد :

- استفاده از پلاریزاسیون های متعامد .



موجی که به آنتن تشعشع می کند شامل یک مولفه الکتریکی و یک مولفه مغناطیسی می باشد . این دو مولفه متعامد و عمود برای انتشار موج هستند .



K : ثابت انتشار

E : میدان الکتریکی

H : میدان مغناطیسی

این دو مولفه با فرکانس موج نوسان می کنند . طبق قرارداد ، پلاریزاسیون موج همان راستای میدان الکتریکی تعریف می شود . راستای میدان الکتریکی ثابت نیست . مثلاً در طول یک پریود ، تصویر انتهای بردار میدان الکتریکی در صفحه عمود بر انتشار موج به صورت یک بیضی رسم می شود . این پلاریزاسیون را بیضی می گویند . دو موج هنگامی در پلاریزاسیون متعام هستند که میدان الکتریکی آنها به شکل بیضی های یکسانی و در خلاف جهت هم هستند .

وقتی بیضی یک دایره می شود ، پلاریزاسیون دایروی نامیده می شود ، و وقتی به یک خط تبدیل می شود به آن پلاریزاسیون خطی گفته می شود .

آننتی که برای ارسال و دریافت موج با یک نوع پلاریزاسیون خاص طراحی شده است در پلاریزاسیون متعام نمی تواند ارسال و یا دریافت داشته باشد . این ویژگی برقراری دولینک همزمان و در یک فرکانس بین دو نقطه را امکان پذیر می کند و این موضوع به عنوان استفاده مجدد از فرکانس با پلاریزاسیون متعام شناخته می شود .

به عنوان مثال اگر از پلاریزاسیون خطی استفاده کنیم می توانیم مولفه های عمودی و افقی داشته باشیم . به شرطی که جدایی بین دو مولفه فرکانسی یا به تعبیری Polarization Separation از حد معینی بیشتر باشد ، این دو مولفه می توانند به موازات هم کار خود را انجام دهند . برای تفکیک پلاریزاسیون از OMT (Ortho Mode Transducer) استفاده می کنند .

- استفاده از تنوع مکانی (Space Diversting) :

اثر ماهواره بر روی زمین را Contour یا Foot Print ماهواره می گویند که در واقع همان نقطه پوشش ماهواره روی زمین است .

مناطق پوشش برای مخابرات ماهواره ای عبارتند از :

- Global Beam (ماهواره ها تمام منطقه تحت اثر خود را پوشش می دهند)
- Hemi Beam (ماهواره ها نصف منطقه تحت اثر خود را پوشش می دهند)
- Zone Beam (منطقه پوشش عبارتست از چند کشور یا بخش بزرگی از یک کشور)
- Spot Beam (منطقه پوشش عبارتست از یک کشور یا بخشی از یک کشور)

آنچه به عنوان استفاده از تنوع مکانی در میحث Ferquency Reuse مطرح می گردد این است که مثلاً اگر 500MHz مربوط به ماهواره ای در West Hemi مورد استفاده قرار گیرد ، همین فرکانس می توان در East Hemi هم مورد استفاده قرار گیرد .

و بدین ترتیب عرض باند 500MHz را عملاً به 1000MHz تبدیل کرده ایم . یا اگر یک Spot Beam را در ایران و یک Spot را در منطقه شمالی نیمکره غربی داشته باشیم ، کلیه فرکانس هایی که در Spot Beam دوم دارد ، در آنچه هم می تواند مورد استفاده قرار گیرد . این مفهوم بسیار شبیه به مفهوم Cellular در شبکه های موبایل و سلولی است .

5 - سازمانهای ماهواره ای :

ماهواره ها و سازمانهای ماهواره ای به سه دسته تقسیم می شوند :

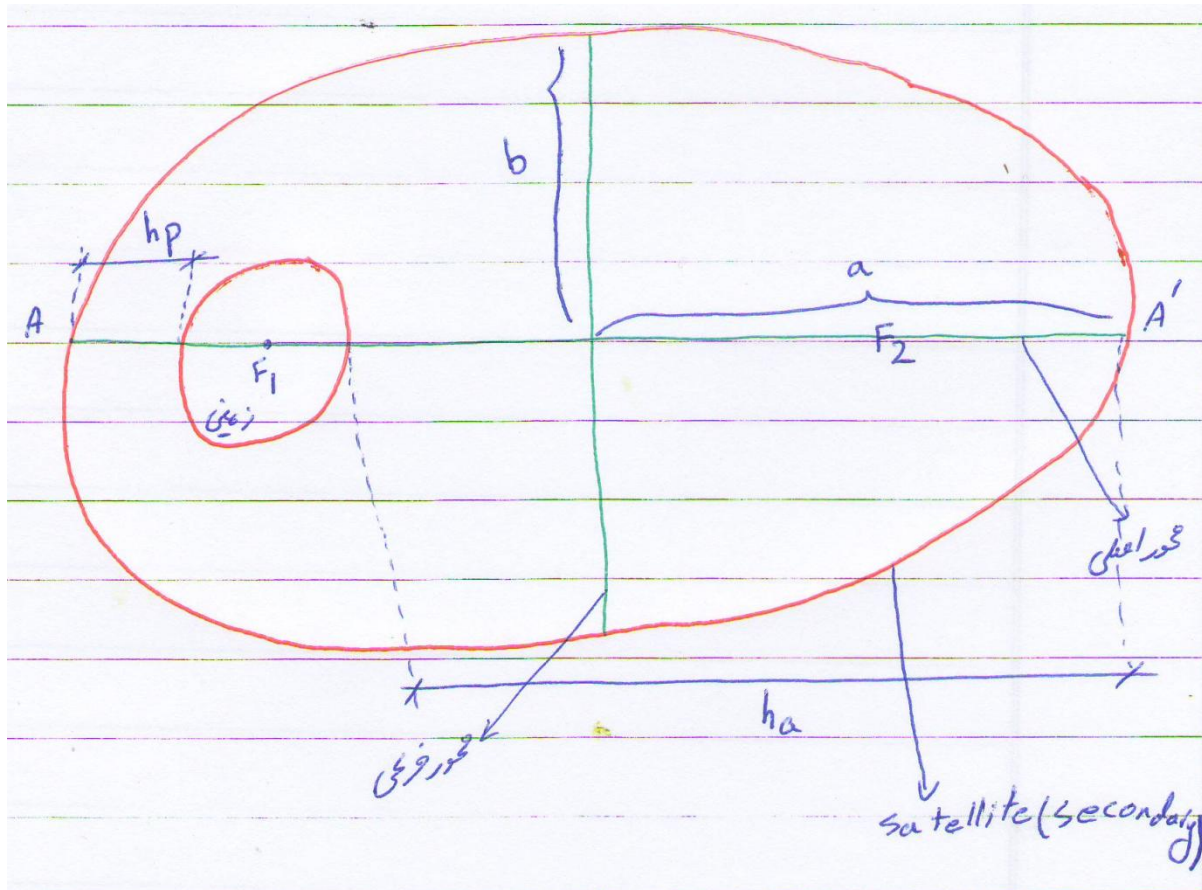
- ماهواره های ملی : ماهواره هایی هستند که برای پوشش یک کشور مورد استفاده قرار می گیرند (ماهواره های Domestic)
مثلاً در هند : Insat – در اندونزی : Palapa
- ماهواره های منطقه ای : یک منطقه از دنیا را تحت پوشش قرار می دهد . مانند : Utelsat – Asiasat – Arabsat
- ماهواره های بین المللی : کل دنیا را تحت پوشش قرار می دهند مانند : Intelsat – Inmarsat (International Maritime Organization : ارتباط بین کشتی ها و ایستگاههای ساحلی)

فصل سوم : مدارهای ماهواره ای :

چرخش ماهواره ها به دور زمین از همان قوانین حرکت سیاره ها به دور خورشید پیروی می کنند . قوانین کپلر به هر دو جسمی که در فضا وجود داشته و بین آنها جاذبه برقرار باشد ، اعمال می گردد . از بین این دو جسم به جرم سنگینتر پرایمری (اولیه) و به دیگری ثانویه (Secondary) اطلاق می گردد .

1 - قوانین کپلر :

- قانون اول کپلر : این قانون بیان می کند که مسیر طی شده به وسیله یک ماهواره (ثانویه) به دور پرایمری (زمین) به صورت یک بیضی می باشد . یک بیضی دارای دو نقطه کانونی بوده که با F_1 و F_2 در شکل نمایش داده شده است . مرکز جرم این سیستم که دارای دو جسم می باشد ، بر روی یکی از نقاط کانونی مستقر شده است . در این مورد خاص به علت اختلاف بیش از حد بین جرم های زمین و ماهواره ، مرکز جرم سیستم تقریباً برابر جرم زمین بوده که در یکی از کانونها واقع می گردد .



a : نصف محور اصلی بیضی (Semimajor Axis)

b : نصف محور فرعی بیضی (Semiminor Axis)

A : نقطه اوج : نقطه ای است که بیشترین فاصله از ماهواره تا زمین را دارد (Apogee)

A' : نقطه حضیض : نقطه ای است که کمترین فاصله از ماهواره تا زمین را دارد (Perigee)

h_a : ارتفاع اوج و h_p ارتفاع حضیض R_E شعاع زمین که برابر 6378 کیلومتر است .

R_E : شعاع زمین

$$R_a = h_a + R_E$$

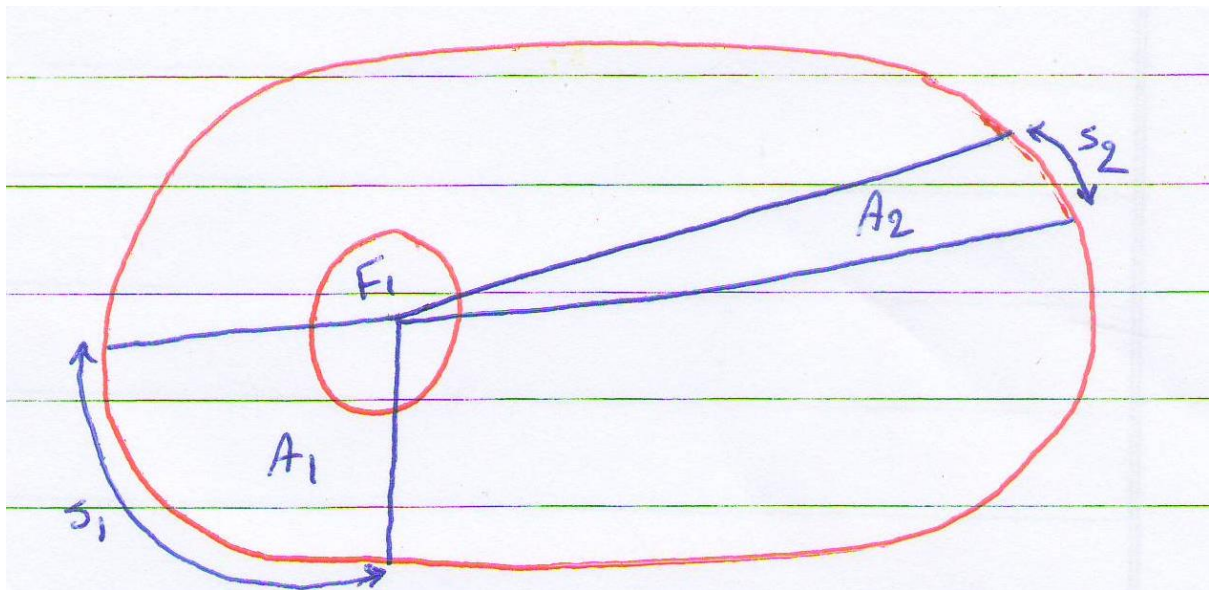
$$R_p = h_p + R_E$$

$$AA' = h_a + h_p + 2R_E \quad \text{قطر محور اصلی}$$

$$e = \frac{R_a - R_p}{R_a + R_p} = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad \text{میزان بیضوی بودن (Eccentricity)}$$

میزان بیضوی بودن (e) و نصف محور اصلی (a) دو پارامتر مداری هستند که برای ماهواره های در حال چرخش به دور زمین مشخص می گردند. برای یک مدار بیضوی $0 < e < 1$ می باشد و زمانی که $e=0$ باشد، مدار دایروی خواهد شد.

- قانون دوم کپلر: این قانون بیان می کند که در دوره های زمانی برابر، یک ماهواره نواحی برابری در مدار گردش خود به دور زمین جاروب می کند.



به عنوان مثال اگر ماهواره طی مدت یک ثانیه مسافت های S_1 و S_2 را طی کند، نواحی A_1 و A_2 برابر خواهند بود. سرعت متوسط در هر مورد S_1 و S_2 متر بر ثانیه خواهد بود. بنابراین سرعت در S_2 از سرعت در S_1 کمتر خواهد بود. (در یک مدار دایروی $S_1 = S_2$ است) یک نتیجه مهم از این قانون این است که ماهواره یک فاصله معین را زمانی که از زمین دورتر باشد، در مدت زمان بیشتری می پیماید.

- قانون سوم کپلر: این قانون بیان می کند که مربع زمان دوره ای (پریودیک) چرخش متناسب با مکعب متوسط فاصله بین دو جسم (زمین و ماهواره) می باشد. متوسط فاصله برابر با نصف محور (قطر) اصلی (a) می باشد.

$$T^2 \propto a^3$$

$$a^3 = \frac{\mu}{n^2}, \quad T = \frac{2\pi}{n} \Rightarrow a^3 = \frac{\mu}{\left(\frac{2\pi}{T}\right)^2} \Rightarrow T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{\mu}$$

T^2 : زمان دوره ای چرخش ماهواره به دور زمین - a^3 : نصف محور اصلی (Meandistance)

$$\mu = 3.986 * 10^{14} \frac{m^3}{s^2} = 3.986 * 10^5 \frac{Km^3}{s^2}$$

n^2 : سرعت زاویه ای ماهواره با دوره تناوب T (mean notion of satellite $\left(\frac{rad}{s}\right)$)

T : زمان چرخش یک دوره کامل ماهواره به دور زمین (Orbital Period)

نکته : در یک مدار دایروی داریم :

$$a = b \Rightarrow e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} = 0$$

$$a = R_E + altitude$$

Altitude : ارتفاع ماهواره از سطح زمین

یکی از مدارات بسیار مهم که به عنوان مدار زمین ثابت (Geostationery) شناخته شده و دارای پریود چرخشی همانند زمین است در مثال زیر تشریح می گردد :

مثال : شعاع یک مدار دایروی که پریود آن یک روز می باشد را محاسبه نمایید ؟

روز خورشیدی (solar day) : 24 hours

روز نجومی (side real day) : 23 hours , 6 mins , 4.1 secs

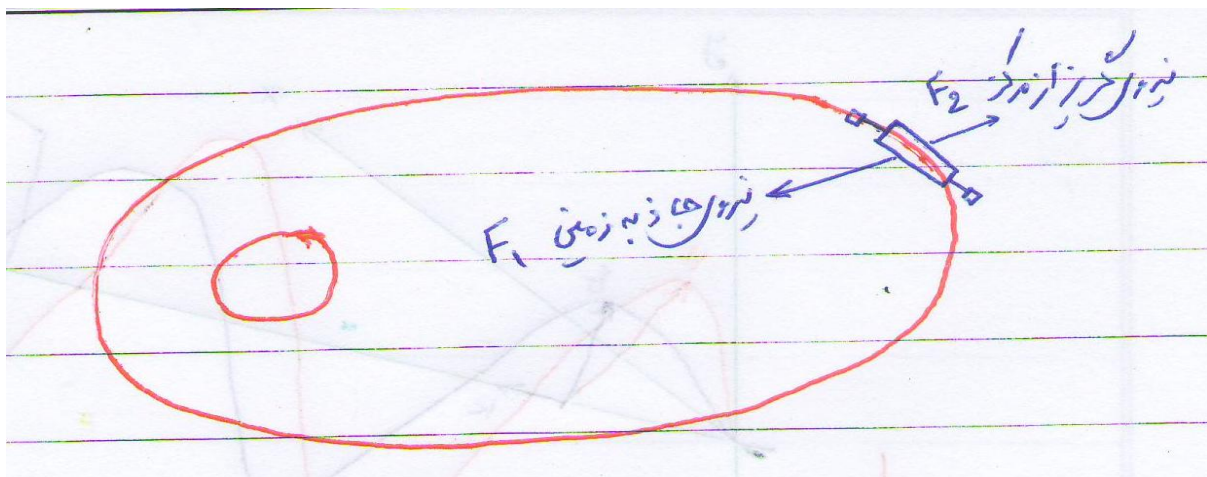
$$T = 23 * 3600 + 56 * 60 + 4 = 86164 \text{ sec}$$

$$a^3 = \frac{\mu T^2}{4\pi^2} = \frac{3.986 * 10^5 \left(\frac{km^3}{sec^2}\right) * 86164^2 (sec^2)}{4\pi^2} = 7.495 * 10^{13} \text{ km}^3$$

$$\Rightarrow a = 42164 \text{ km} \Rightarrow altitude = a - R_E = 42164 - 6378 = 3786 \text{ km}$$

اگر در صفحه استوا از سطح زمین به اندازه مدار GSO (35786 km) پیش برویم ، ماهواره های زمین ثابت خواهیم داشت و امتیاز آنها این است که از روی زمین ثابت دیده می شوند و نیاز به ردیابی (Tracking) ندارند .

اگر ماهواره ای در همین ارتفاع از سطح زمین واقع شود ولی منطبق بر صفحه استوا نباشد و با صفحه استوا زاویه ای بسازد ، GSSO (Geo Synchronous Satellite Orbite) خواهد بود و زاویه ای که این مدار با صفحه استوا می سازد را با حرف i نمایش می دهند و به آن زاویه تمایل (Inclination Angle) گفته می شود .



$$F_1 = \frac{m_{sat} * M_{earth} * G}{r^2} \quad \text{نیروی جاذبه زمین}$$

$$F_2 = \frac{m_{sat} * V^2}{r} \quad \text{نیروی گریز از مرکز}$$

$$F_1 = F_2 \Rightarrow \frac{m_{sat} * M_{earth} * G}{r^2} = \frac{m_{sat} * V^2}{r}, \quad \mu = G * M_{earth} \Rightarrow \frac{m_{sat} * \mu}{r^2} = \frac{m_{sat} * V^2}{r}$$

$$V^2 = \frac{\mu}{r} \Rightarrow V = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{a}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_E + altitude}} \quad \text{در مدار دایروی}$$

m_{sat} : جرم ماهواره - M_{earth} : جرم زمین - G : ثابت گرانش - r : فاصله ماهواره از مرکز زمین - V^2 : سرعت حرکت ماهواره - μ : ثابت کپلر

2 - برخی تعاریف در مورد مدارهای ماهواره ای :

برای مورد خاص ماهواره های دوار به دور زمین ، عبارتها و تعاریف خاصی به کار برده می شود که برای تشریح موقعیت مدار نسبت به زمین مورد استفاده قرار می گیرند :

1-2 Apogee : دورترین نقطه مدار از زمین (h_a : ارتفاع اوج)

2-2 Perigee : نزدیکترین نقطه مدار از زمین (h_a : ارتفاع حضیض)

3-2 Line of Apisdes : خط متصل کننده نقاط اوج و حضیض که از مرکز زمین می گذرد .

4-2 Ascending Node (نود صعودی) : نقطه ای که مدار زمانیکه از جنوب به شمال طی می کند ، با صفحه استوا برخورد می کند.

5-2 Descending Node (نود نزولی) : نقطه ای که مدار زمانیکه از شمال به جنوب طی می کند ، با صفحه استوا برخورد می کند.

6-2 Line of Nodes : خطی که از مرکز زمین می گذرد و نودهای صعودی و نزولی را به هم متصل می کند .

7-2 Inclination (زاویه تمایل) : زاویه بین صفحه مدار و صفحه استوای زمین . این زاویه در نود صعودی بوده و از استوا ، به مدار می باشد (i) .

8-2 Prograde Orbits : مداری که در آن ماهواره در همان جهت چرخش زمین حرکت می کند (مدار مستقیم) $0 < i < 90$

9-2 Retrograde Orbits : مداری که در آن ماهواره در خلاف جهت چرخش زمین حرکت می کند (مدار غیر مستقیم) $90 < i < 180$

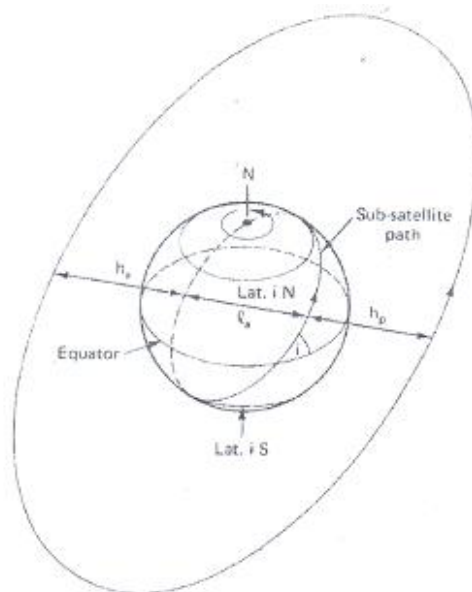


Figure 2.3 Apogee height h_a , perigee height h_p , and inclination i . l_a is the line of apsides.

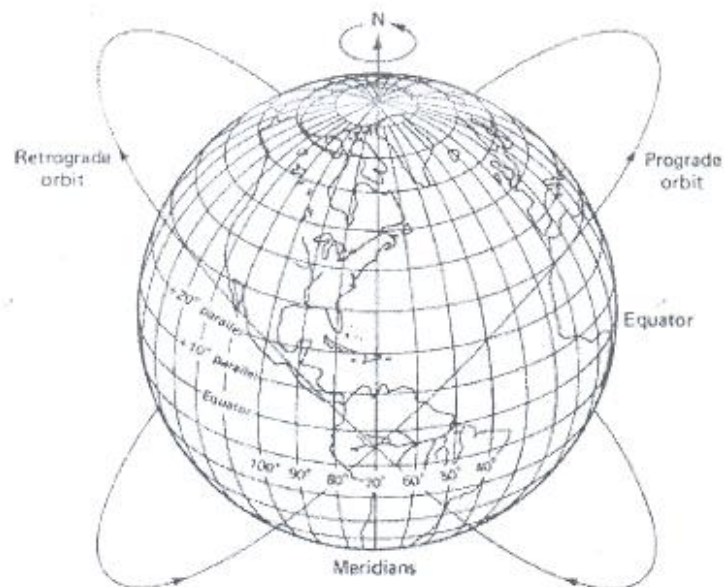


Figure 2.4 Prograde and retrograde orbits.

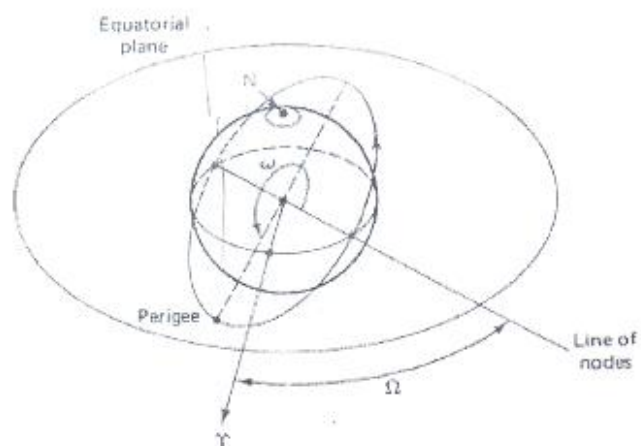


Figure 2.5 The argument of perigee ω and the right ascension of the ascending node Ω .

- زاویه حضیض (Argument of Perigee) : زاویه ای از نود صعودی به نقطه حضیض که در صفحه مداری و در مرکز زمین اندازه گیری شده و در جهت حرکت ماهواره می باشد (w) .
- راستگرد نود صعودی (Right Ascension of Ascending Node) : برای تعریف دقیق موقعیت مدار ماهواره ای در فضا ، موقعیت نود صعودی مشخص گردیده است . با این حال به علت چرخش زمین و ثابت بودن صفحه مدار ، طول جغرافیایی نود صعودی ثابت نبوده و نمی تواند به عنوان یک مرجع ثابت و کامل به کار رود . بدین علت مرجعی که انتخاب شده است First Point of Aries می باشد که به عنوان اعتدال بهاری شناخته می شود . اعتدال بهاری زمانی اتفاق می افتد که خورشید از استوا عبور کرده (از جنوب به شمال) و یک خط فرضی کشیده شده از این نقطه استوایی عبوری به سمت مرکز خورشید Line of Aries ، نامیده می شود . راستگردی نود صعودی زاویه اندازه گیری شده در صفحه استوا و از خط γ تا نود صعودی می باشد که به عنوان (Ω) شناخته می شود .
- آنومالی متوسط (میانگین) : آنومالی میانگین (M) مقداری متوسط از موقعیت زاویه ای ماهواره ها نسبت به نقطه حضیض ارائه می دهد .

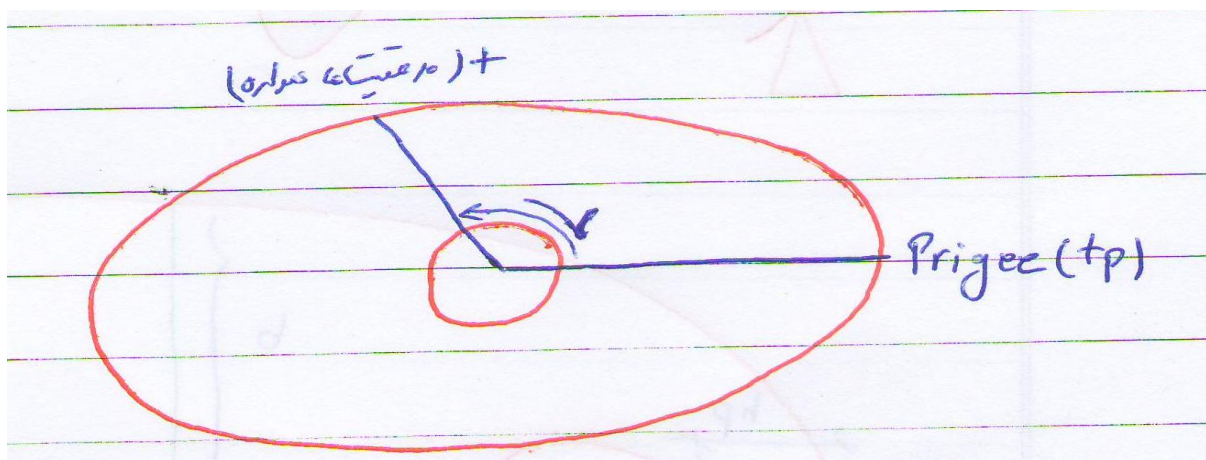
$$M = n(t - t_p) = \frac{2\pi}{T}(t - t_p)$$

N : سرعت متوسط ماهواره

T: زمان یک دوره کامل ماهواره

t_p : لحظه عبور از نقطه حضیض مدار

- آنومالی واقعی : آنومالی واقعی زاویه ای از نقطه حضیض به موقعیت ماهواره است که در مرکز زمین اندازه گیری می شود . این زاویه موقعیت زاویه ای واقعی ماهواره در مدار را به عنوان تابعی از زمان مشخص می کند . مکان ماهواره بر حسب θ که آنومالی واقعی نامیده می شود تعیین می گردد .



3 - پارامترهای (عناصر) مداری :

- ماهواره های مصنوعی گردان به دور زمین توسط شش پارامتر مداری که به پارامترهای کپلری شناخته می شوند ، تعریف می گردند .
- دو تا از این پارامترهای مداری ، نیم قطر اصلی (a) و میزان بیضوی بودن (e) می باشند که مشخص کننده شکل بیضی مدار می باشند و پارامترهای شکل نامیده می شوند .
- پارامتر سوم آنومالی میانگین (M) می باشد که موقعیت ماهواره را در مدارش نسبت به یک مرجع زمانی که به عنوان epoch شناخته می شود .
- پارامتر چهارم زاویه حضیض (w) است که وضعیت مدار را در صفحه مداری آن مشخص می کند . این پارامتر بیانگر چرخش نقطه حضیض مدار نسبت به خط نودهای مدار که در صفحه استوایی زمین می باشد خواهد بود .
- دو پارامتر باقیمانده ، زاویه تمایل (i) و راستگردی نود صعودی (Ω) می باشند که موقعیت صفحه مداری را نسبت به زمین نشان می دهند .

بدین منظور و برای نمایش عناصر مداری ماهواره ها به وسیله NASA ، عناصر مداری دو خطی (TLE : Two Line Orbital Element) تدارک دیده شده است .

TABLE 2.1 Details from the NASA Bulletins (see Fig. 2.6 and App. C)

Line no.	Columns	Description
1	3-7	Satellite number: 25338
1	19-20	Epoch year (last two digits of the year): 00
1	21-32	Epoch day (day and fractional day of the year): 223.79688452 (this is discussed further in Sec. 2.9.2).
1	34-43	First time derivative of the mean motion (rev/day ²): 0.00000307
2	9-16	Inclination (degrees): 98.6328
2	18-25	Right ascension of the ascending node (degrees): 251.5324
2	27-33	Eccentricity (leading decimal point assumed): 0.011501
2	35-42	Argument of perigee (degrees): 113.5534
2	44-51	Mean anomaly (degrees): 246.6853
2	53-63	Mean motion (rev/day): 14.23304826
2	64-68	Revolution number at epoch (rev/day): 11,663

		year		day		$\frac{dn}{dt}$													
1	25338U	98	03	04	00	223	79688452	000000307	000000-0	16447-3	0	6787							
2	25338	98	03	28	251	5324	0011501	113	5534	246	6853	14	23304826	11	663				
3	T 9		16	3819	21	35	37	3200	35	42	44	51	53			63			
				i		e		u		M		n				Rev. No.			

Figure 2.6 Two-line elements for NOAA-15

همانطور که مشاهده می شود نیم قطر اصلی (a) در TLE مشخص نگردیده است . اما این پارامتر از اطلاعات ارائه شده قابل حصول است .

مثال : نیم قطر اصلی را برای پارامترهای مدار جدول زیر محاسبه کنید ؟

TABLE 2.1 Details from the NASA Bulletins (see Fig. 2.6 and App. C)

Line no.	Columns	Description
1	3-7	Satellite number: 25338
1	19-20	Epoch year (last two digits of the year): 00
1	21-32	Epoch day (day and fractional day of the year): 229.79688452 (this is discussed further in Sec. 2.9.2).
1	34-43	First time derivative of the mean motion (rev/day ²): 0.00000307
2	9-16	Inclination (degrees): 98.6328
2	18-25	Right ascension of the ascending node (degrees): 251.5324
2	27-33	Eccentricity (leading decimal point assumed): 0011501
2	35-42	Argument of perigee (degrees): 113.5534
2	44-51	Mean anomaly (degrees): 246.6853
2	53-63	Mean motion (rev/day): 14.23304826
2	64-68	Revolution number at epoch (rev/day): 11,663

$$\text{mean motion} = 14.23304826 \frac{\text{rev}}{\text{day}} = 1.6473 \times 10^{-4} \frac{\text{rev}}{\text{day}}$$

$$\Rightarrow n = 2\pi * 1.6473 \times 10^{-4} = 1.035 \times 10^{-3} \frac{\text{rad}}{\text{sec}}$$

$$a^3 = \frac{\mu}{n^2} = \frac{3.986 \times 10^5 \frac{\text{km}^3}{\text{sec}^2}}{(1.035 \times 10^{-3})^2} = 3.72 \times 10^{11} \Rightarrow a = 7192.3 \text{ km}$$

4 - ارتفاع اوج و حضیض : اگرچه ارتفاع اوج و حضیض در پارامترهای مداری مشخص نگردیده اند ، اغلب مورد نیاز می باشند . عبارتهای زیر از هندسه بیضی بدست می آیند :

$$r_a = a(1 + e)$$

$$r_p = a(1 - e)$$

$$\text{ارتفاع اوج } h_a = r_a - R_E$$

$$\text{ارتفاع حضیض } h_p = r_p - R_E$$

مثال : ارتفاع اوج و حضیض را برای پارامترهای مداری جدول مثال قبل بدست آورید ؟

$$e = 0.00115101 , \quad a = 7192.3 \text{ km}$$

$$r_a = a(1 + e) = 7200.6 \text{ km} \rightarrow h_a = r_a - R_E = 7200.6 - 6371 = 829.6 \text{ km}$$

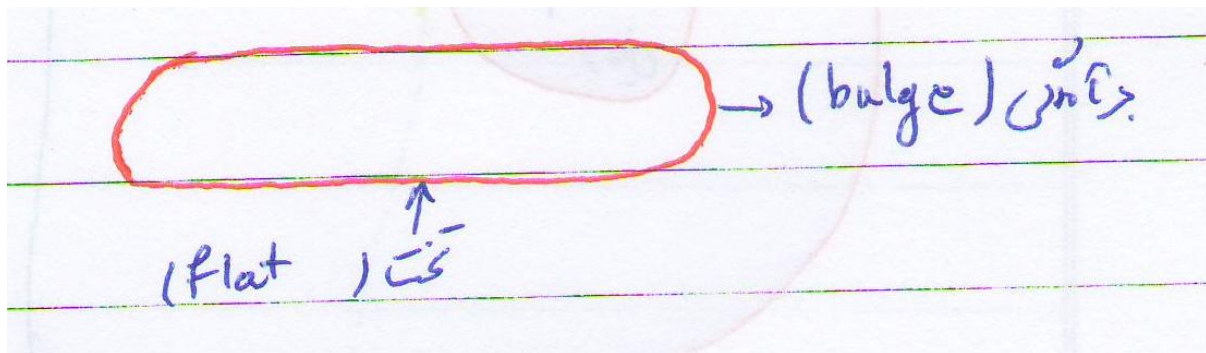
5 - اختلالات مداری : مدارات کپلری زمانی ایده آل خواهند بود که زمین دارای یک جرم کروی متحدالشکل بوده و تنها نیروی تاثیر گذار بر روی ماهواره نیز نیروی جاذبه زمین باشد. اما در عمل زمین یک جرم کروی کامل نبوده و همچنین نیروهای دیگری مانند نیروی جاذبه خورشید و ماه و کشش های اتمسفری نیز وجود دارند. نیروهای جاذبه خورشید و ماه اثر ناچیزی بر روی ماهواره های مدار پایین داشته، اما بر روی ماهواره های مدار ثابت زمین تاثیر گذار خواهند بود. از طرف دیگر کشش های اتمسفری بر روی ماهواره های مدار ثابت زمین تاثیر کمی داشته، اما بر روی ماه واره های مدار پایین کمتر از 1000 کیلومتر موثر می باشند.

اگر زمین به صورت کره ای با جرم uniform در نظر گرفته شود، بر اساس قانون سوم کپلر :

$$n_0 = \text{noninal mean motion} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

کره زمین کره کامل

اما در عمل کره زمین به صورت oblate spheroid (کروی کج) می باشد. بدین معنا که در قطبها تخت و در اطراف دارای برآمدگی می باشد.



در این صورت خواهیم داشت :

$$n = n_0 \left[1 + \frac{k_1(1 - 1.5 \sin^2 i)}{a^2(1 - e^2)^{1.5}} \right]$$

$$k_1 = 66063.1704 \text{ km}^2$$

$$T_A = \frac{2\pi}{n} \text{ (sec)} \text{ در این صورت :}$$

6 - انواع مدارات ماهواره ای : مدارهای ماهواره ای از لحاظ شکل به دو دسته مدارهای دایروی (circular) و مدارهای بیضوی (elliptical) تقسیم می گردند. مدارهای ماهواره ای بر اساس ارتفاع به انواع زیر تقسیم می گردند :

- 1 - مدار ارتفاع کم (LEO : low earth orbit) : 700 تا 2000 کیلومتر
- 2 - مدار ارتفاع متوسط (MEO : medium earth orbit) : بیشتر از 2000 کیلومتر و کمتر از GSO
- 3 - مدار GSO (geostationary satellite orbit و geosynchronous satellite orbit : GSSO) : 35786 کیلومتر

برخی از مطلوبترین مدارات ماهواره ای به صورت زیر است :

1 - مدارات بیضوی، دارای یک زاویه تمایل حدودا 64 درجه نسبت به صفحه استوا. این نوع مدار به دلیل زاویه تمایل مداری آن ماهواره قادر است نواحی با عرض جغرافیایی زیاد را برای نسبت زیادی از دوره مداری اش هنگامی که از اوج عبور می کند ببوشاند. این نوع مدار توسط اتحاد جماهیر شوروی سابق برای ماهواره های سیستم مولنیا (molniya) با پریود 12 ساعت انتخاب شد.

$$h_a = 39400 \text{ km}$$

$$h_p = 1000 \text{ km}$$

زیاد : *Eccentricity*

$$orbital\ period : \frac{1}{2} sidereal\ day$$

$$inclination \cong 63^\circ$$

2 - مدارات زمینی دایره ای ارتفاع پایین : ارتفاع ماهواره ثابت و برابر چند صد کیلومتر است . دوره تناوب در حد یک ساعت و نیم است با زاویه تمایل مداری حدود 90 درجه . این نوع مدار یک پوشش جهانی دراز مدت را تضمین می کند و این دلیلی برای انتخاب این نوع مدار برای ماهواره های مشاهده گر است .

$$spot : 830\ km \text{ (ارتفاع)}$$

$$inclination : 98.7^\circ$$

$$orbital\ period : 101\ min$$

یک منظومه متشکل از چند ده ماهواره در مدار دایروی عرض جغرافیایی پایین می تواند مخابرات همزمان جهانی را فراهم کند .

ماهواره ایریدیوم در ارتفاع 780 کیلومتر در منظومه متشکل از 66 ماهواره قرار دارد .

3 - مدارات زمینی دایره ای با ارتفاع متوسط : چنین مداراتی دارای ارتفاع 10 هزار کیلومتر و زاویه تمایل حدودا 50 درجه می باشند . دوره تناوب آن در حدود 6 ساعت خواهد بود . بلبیک منظومه حدود 10 الی 15 ماهواره ای ، پوششی پیوسته از کره زمین تامین می شود که مخابرات زمان واقعی جهانی را فراهم می سازد .

4 - مدارات دایروی با تمایل صفر (مدارات استوایی) : معمولترین ماهواره از این نوع مدار ماهواره زمین ثابت است . ماهواره حول زمین در صفحه استوایی ، هماهنگ با چرخش زمین و در ارتفاع 35786 کیلومتری می چرخد . دوره تناوب برابر دوره چرخش زمین است بنابراین ماهواره به صورت یک نقطه ثابت در آسمان به نظر می رسد . با سه ماهواره در این مدار تمام سطح زمین پوشش داده می شود .

نکته : لازم به ذکر است که انتخاب مدار بستگی به طبیعت مأموریت ، تداخل قابل قبول و عملکرد پرتاب گر ها دارد .

فصل چهارم : مدار زمین ثابت (The Geostationary Orbit)

1 - مقدمه : یک ماهواره در مدار Geostationary نسبت به زمین ثابت به نظر می رسد و از این رو زمین ثابت نام گرفته است . سه شرط برای یک مدار زمین ثابت نیاز است :

1 1 - ماهواره باید به طرف شرق و با سرعتی مشابه زمین حرکت کند .

1 2 - مدار باید دایروی باشد .

1 3 - زاویه تمایل مدار باید صفر باشد .

شرط اول که بدیهی به نظر می رسد . شرط دوم ناشی از قانون دوم کپلر می باشد . سرعت ثابت بدین معناست که مسافت های مساوی باید در زمانهای مساوی جاروب گردند و این فقط در یک مدار دایروی اتفاق می افتد . شرط سوم ناشی از این حقیقت است که هر زاویه تمایل غیر صفر به معنای حرکت ماهواره به سمت شمال یا جنوب خواهد بود و از این رو نسبت به زمین ثابت نخواهد بود . حرکت به سمت شمال و جنوب فقط با زاویه تمایل صفر اجتناب می گردد و این بدان معناست که مدار در صفحه استوایی زمین خواهد بود .

قانون سوم کپلر برای پیدا کردن شعاع مدار استفاده می شود . برای یک مدار دایروی نصف قطر اصلی برابر با شعاع مدار خواهد بود .

$$a^3 = \frac{\mu}{n^2} , \quad n = \frac{2\pi}{T} \Rightarrow a^3 = \frac{\mu T^2}{4\pi^2} \Rightarrow a_{GSO} = \left(\frac{\mu T^2}{4\pi^2} \right)^{\frac{1}{3}}$$

پریود T برای مدار زمین ثابت ، 23 ساعت و 56 دقیقه و 4 ثانیه می باشد و این زمانی است که برای چرخش یک دوره کامل زمین به دور محور N-S نیاز می باشد .

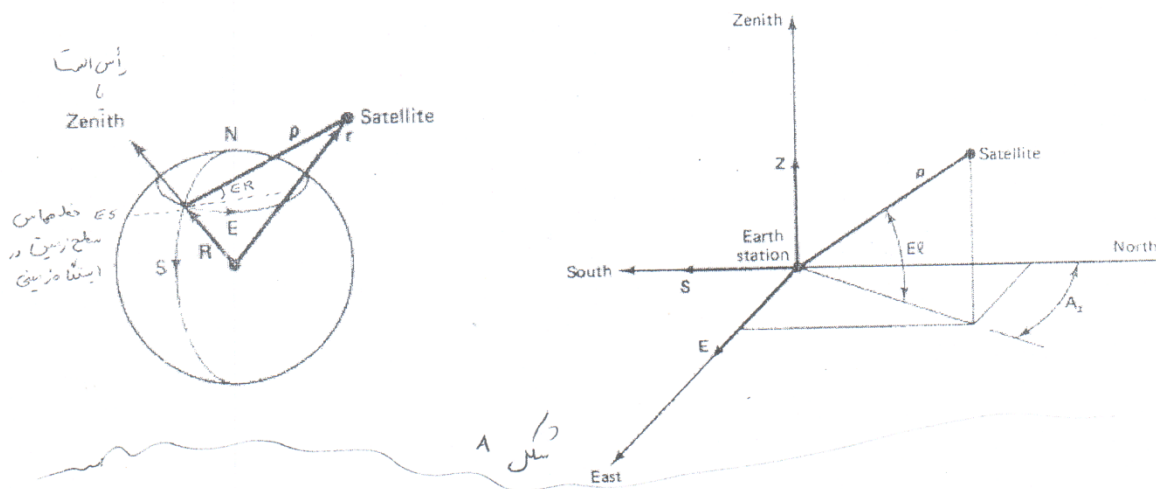
$$a_{GSO} = 42164 , \quad h_{GSO} = a_{GSO} - a_E = 42164 - 6378 = 35786 \text{ km}$$

در عمل یک مدار زمین ثابت دقیق به علت نیروهای تخریب کننده در فضا و اثرات برآمدگی مدار استوایی زمین ممکن نمی باشد . نیروهای جاذبه خورشید و ماه شیفی به اندازه $\frac{0.85^\circ}{\text{year}}$ در زاویه تمایل ایجاد می کنند . همچنین بیضوی بودن مدار استوایی زمین باعث شده ماهواره در طی مدار به سمت شرق کشیده شود . بنابراین در عمل نیاز به مانورهای ثابت نگهدارنده ای (Station – Keeping) به منظور تصحیح چنین شیفت هایی به صورت دوره ای می باشد .

- نکته مهم فهم این مطلب است که فقط یک مدار زمین ثابت وجود دارد . هیچت های مخابراتی در سراسر جهان به این مدار به عنوان یک منبع طبیعی می نگرند و بکارگیری آن از طریق توافق نامه های ملی و بین المللی به دقت تنظیم شده است .

2 - زوایای دید آنتن (Antenna Look Angle) :

زوایای دید برای آنتن ایستگاههای زمینی زاویه های Azimuth و Elevation می باشند که در یک آنتن به کار می روند تا به طور مستقیم به سمت یک ماهواره نشان برود . این زوایا در شکل زیر و در مورد یک مدار بیضوی (حالت کلی) نشان داده شده اند . در چنین مداری زوایا مجبور به تغییر هستند تا ماهواره ردیابی شود .



در مورد مدار زمین ثابت وضعیت ساده تر می باشد ، زیرا ماهواره نسبت به زمین ثابت است . اگر چه به طور کلی ردیابی نیاز نمی باشد ، با این حال در مورد ایستگاههای زمین بزرگ مورد استفاده در مخابرات و ارتباطات تجاری ، عرض بیم (Beam) آنتن بسیار باریک بوده و یک مکانیزم ردیابی به منظور جبران حرکت ماهواره در محدوده اطراف موقعیت زمین ثابت نیاز می باشد . در مورد آنتن های به کار رفته برای دریافت های خانگی ، پهنای اشعه (بیم : Beam) به اندازه کافی پهن بوده و ردیابی نیاز نمی باشد و این به آنتن اجازه می دهد تا در موقعیتش ثابت باشد . (نمونه بارز آن ، آنتن های به کار رفته برای دریافت سیگنال های تلویزیونی ماهواره ای می باشد)

هندسه شامل کمیت های فوق در شکل زیر نشان داده شده است :

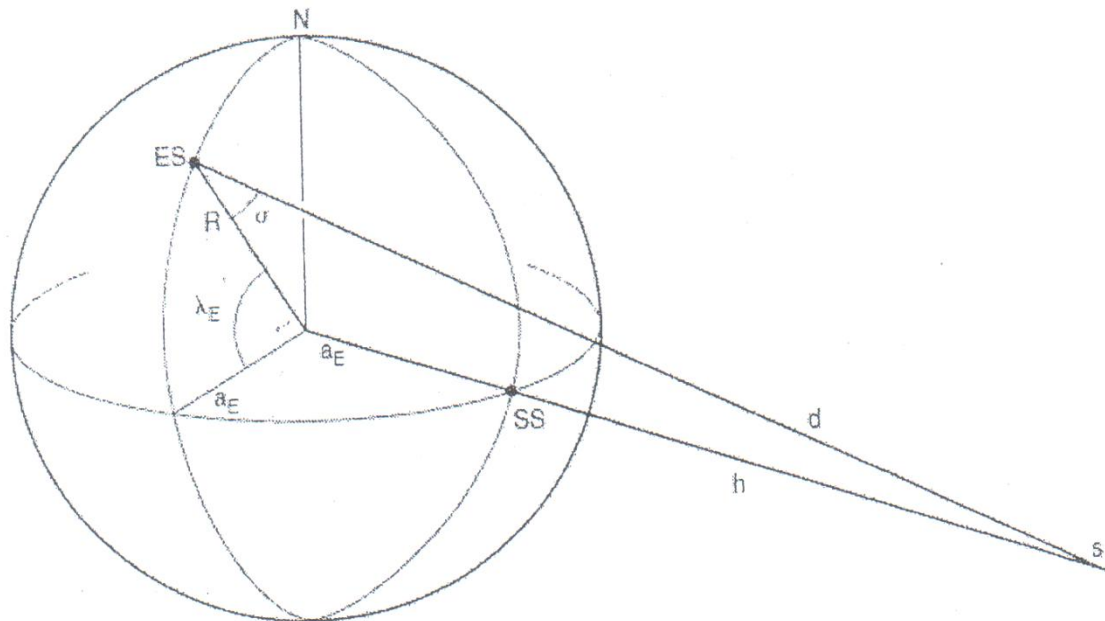
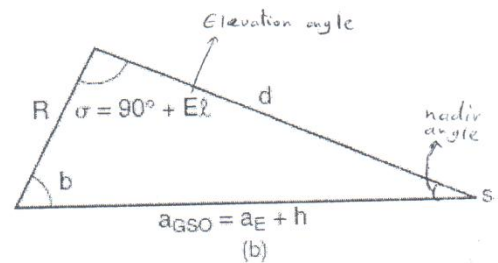
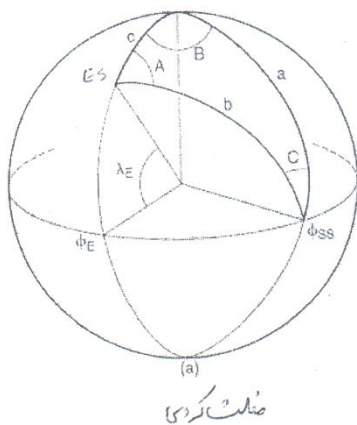


Figure 3.1 The geometry used in determining the look angles for a geostationary satellite.

در شکل کمیت های زیر می باشد : 1- (Earth Station) ES : موقعیت ایستگاه زمینی 2- (Sub Satellite Point) SS : تصویر ماهواره بر روی زمین (که روی استوا قرار دارد) 3- d : فاصله ایستگاه زمینی از ماهواره
از شکل فوق دو نوع مثلث منتج می گردد : مثلث کروی و مثلث صفحه ای (سطحی : شکل زیر)



همان طور که از مثلث کروی مشهود است تمامی اضلاع ، کمانهایی از دایره بزرگ هستند و این اضلاع به وسیله روابطی که توسط آن ها در مرز زمین ایجاد شده اند شناخته می شوند . کمان a زاویه بین شعاع قطب شمال و شعاع نقطه sub satellite می باشد که همان طور که مشخص است $a = 90^\circ$ می باشد . چنین مثلث کروی که یکی از کمان های آن 90° باشد ، مثلث کروی quadrantal نامیده می شود . زاویه b ، زاویه بین شعاع ایستگاه زمینی و شعاع نقطه sub satellite می باشد . زاویه c ، زاویه بین شعاع ایستگاه زمینی و شعاع قطب شمال می باشد .

$$c = 90^\circ - \lambda_E$$

(λ_E عرض جغرافیایی ایستگاه زمینی)

در تمام مثلث های کروی فاز اولیه وجود دارد ، 3 زاویه a ، b و c هستند . 3 زاویه دیگر A ، B و C زاویه های بین سطوح می باشند .
زاویه A ، زاویه بین سطح شامل c و سطح شامل b می باشد . زاویه B ، زاویه بین سطح c و سطح شامل a می باشد . همان طور که از شکل مثلث کروی مشخص است :

$$B = \varphi_E - \varphi_{ss}$$

طول جغرافیایی ماهواره یا نقطه *sub satellite* : φ_{ss} ، طول جغرافیایی ایستگاه زمینی : φ_E

به زودی نشان داده خواهد شد که حداکثر مقدار B ، 81.3° می باشد .

زاویه C ، زاویه بین سطح شامل b و سطح شامل a می باشد . بنابراین اطلاعات بدست آمده از مثلث کروی عبارتند از :

$$a = 90^\circ , \quad c = 90^\circ - \lambda_E , \quad B = \varphi_E - \varphi_{ss}$$

توجه کنید که هر گاه ایستگاه زمینی در غرب نقطه *sub satellite* واقع باشد B منفی خواهد بود و هر گاه در شرق آن باشد ، B مثبت خواهد بود .

هر گاه عرض جغرافیایی ایستگاه زمینی در نیم کره شمالی باشد ، c کمتر از 90° و هرگاه در نیم کره جنوبی باشد ، c بزرگتر از 90° خواهد بود .

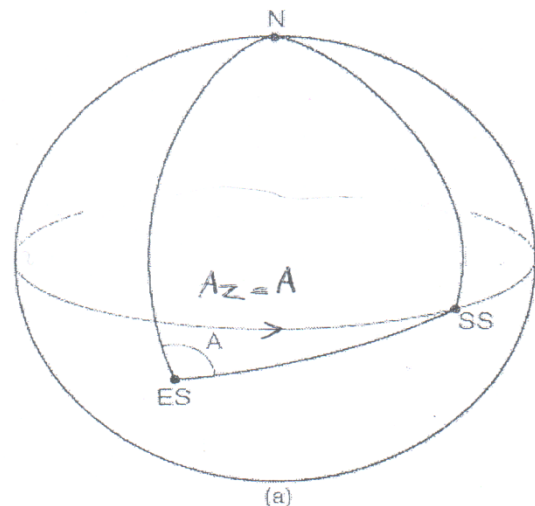
قوانین ویژه ای موسوم به قوانین *Nopier* برای حل مثلث کروی به کار می روند . براساس این قوانین خواهیم داشت :

$$\cos b = \cos B , \quad \cos \lambda_E = \cos(\varphi_E - \varphi_{ss}) . \cos \lambda_E$$

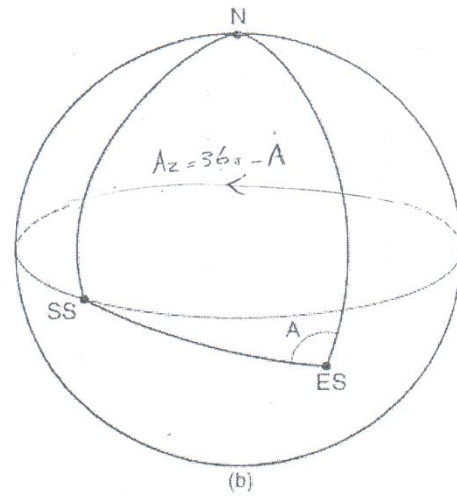
$$\sin A = \frac{\sin |B|}{\sin b} \rightarrow A = \sin^{-1} \left(\frac{\sin |B|}{\sin b} \right)$$

دو مقدار به وسیله معادله فوق مشخص می گردد . A ، $180^\circ - A$ که باید با دقت تعیین گردند .

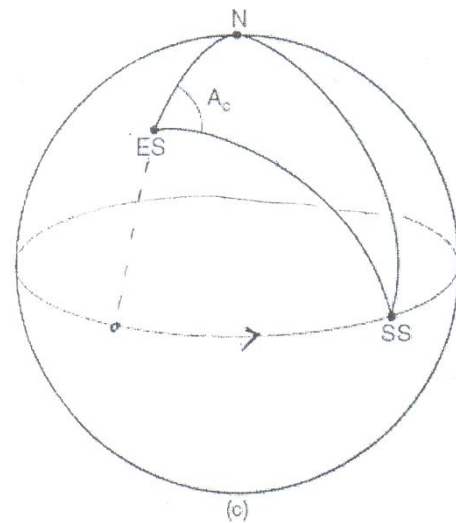
• در شکل زیر ، زاویه A ، زاویه ای تند بوده (کمتر از 90°) و زاویه $A_z = A$ می باشد .



- در شکل زیر ، زاویه A ، زاویه ای تند بوده (کمتر از 90°) و زاویه $A_z = 360 - A$ می باشد .



- در شکل زیر ، زاویه A_c ، زاویه ای منفرد بوده و برابر با $A_c = 180 - A$ می باشد (جایی که A تند بوده و از معادله فوق بدست آمده) و بنابراین $A_z = A_c = 180^\circ - A$.



- در شکل زیر، زاویه A_d ، زاویه ای منفرجه بوده و برابر با $180 - A$ می باشد و بنابراین

$$A_z = 360 - A_d = 360 - (180 - A) = 180 + A$$

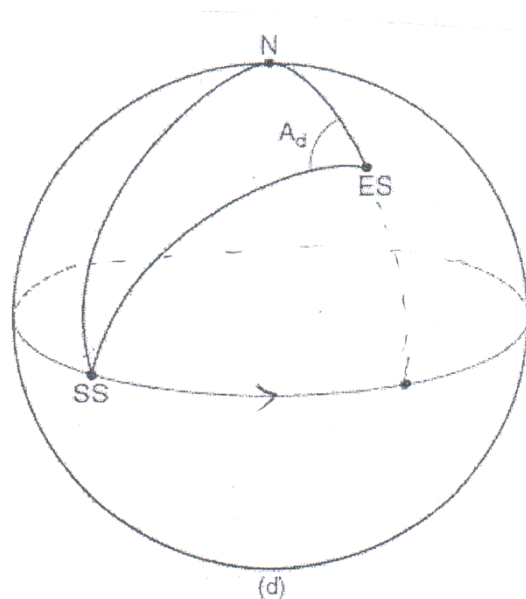


TABLE 3.1 Azimuth Angles A_z from Fig. 3.3

Fig. 3.3	λ_E	B	A_z , degrees
a	<0	<0	A
b	<0	>0	$360^\circ - A$
c	>0	<0	$180^\circ - A$
d	>0	>0	$180^\circ + A$

مثال : یک ماهواره GSO در $90^\circ W$ واقع است . زاویه Azimuth را برای آنتن ایستگاه زمینی واقع در $35^\circ N$ و $100^\circ W$ بدست آورید ؟

$$\varphi_{ss} = -90^\circ, \varphi_E = -100^\circ, \lambda_E = +35^\circ$$

$$B = \varphi_E - \varphi_{ss} = -100 - (-90) = -10^\circ$$

$$\cos b = \cos B \cos \lambda_E = \cos(-10) \cos(35) = 0.806 \rightarrow b = 36.2^\circ$$

$$A = \arcsin\left(\frac{\sin |B|}{\sin b}\right) = \arcsin\left(\frac{0.1736}{0.5906}\right) = 17.1^\circ$$

$$\lambda_E > 0, \quad B < 0 \Rightarrow A_2 = 180 - A = 180 - 17.1 = 162.9^\circ$$

با بکار گیری قانون کسینوس برای مثلث سطحی ، فاصله d به صورت زیر بدست خواهد آمد :

$$d = \sqrt{R^2 + a_{GSO}^2 - 2Ra_{GSO} \cos b}$$

فاصله ماهواره از ایستگاه زمینی

و با استفاده از قانون سینوس در مورد مثلث سطحی ، زاویه elevation خواهد شد :

$$E_e = \arccos\left(\frac{a_{GSO}}{d} \sin b\right)$$

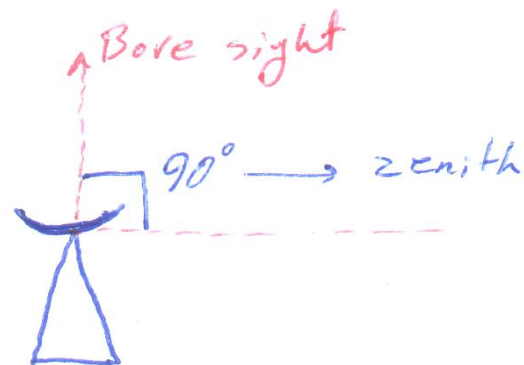
مثال : فاصله و زاویه elevation آنتن را برای مثال قبل بدست آورید ؟

$$R = 6371 \text{ km}, \quad a_{GSO} = 42164 \text{ km}, \quad b = 36.2^\circ$$

$$d = \sqrt{R^2 + a_{GSO}^2 - 2Ra_{GSO} \cos b} = \sqrt{6371^2 + 42164^2 - 2 * 6371 * 42164 * \cos 36.2} = 37215 \text{ km}$$

$$E_e = \arccos\left(\frac{a_{GSO}}{d} \sin b\right) = \arccos\left(\frac{42164}{37215} \sin 36.2\right) \cong 48^\circ$$

نکته : اگر $E_e = 90^\circ$ باشد ، آنتن در با استحکام ترین موقعیت خود قرار دارد که به آن zenith می گویند و قفل آنتن در موقعیت zenith قرار دارد .



نکته : نتایج قبلی برای موردی که ایستگاه زمینی بر روی استوا باشد ، به کار نمی رود .

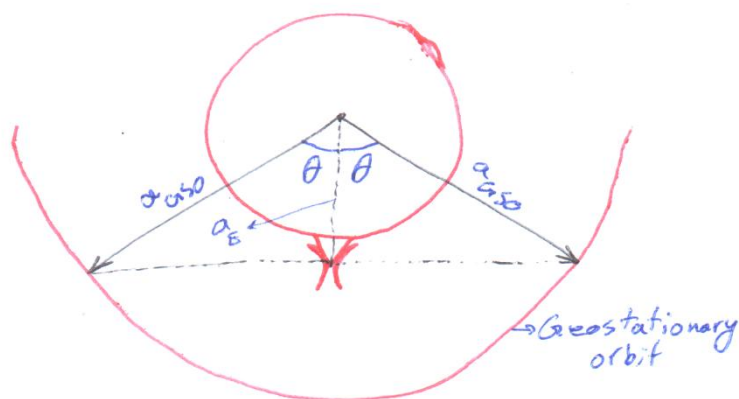
به طور مشخص وقتی که ایستگاه زمینی در استوا باشد ، $elevation = 90^\circ$ خواهد بود و

$$azimuth = 90^\circ \text{ if } B < 0 \text{ or } azimuth = 270^\circ \text{ if } B > 0$$

می باشد .

ج (محدودیت های دید (Limits of visibility) : در هر ایستگاه زمینی محدودیت هایی در جهت شرق و غرب بر روی کمان زمین ثابت قابل رویت وجود دارد ، که این محدودیت ها ناشی از شرایط جغرافیایی ایستگاه زمینی و زاویه elevation آنتن می باشد .

از لحاظ تئوری کوچکترین مقدار elevation صفر می باشد و آن زمانی است که آنتن در راستای افق واقع شده باشد . یک برآورد سریع از محدودیت های طول جغرافیایی به وسیله در نظر گرفتن یک ایستگاه زمین بر روی خط استوا بدست خواهد آمد .

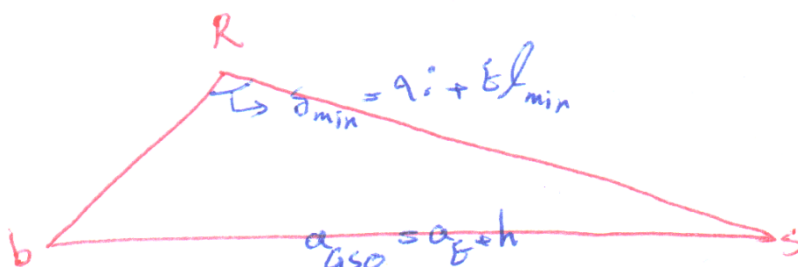


$$\cos \theta = \frac{a_E}{a_{GSO}} = \frac{6378}{42164} \rightarrow \theta = 81.3^\circ$$

بنابراین برای چنین وضعیتی یک ایستگاه زمینی قادر به رویت ماهواره های مدار زمین ثابت قرار گرفته محدوده $\pm 81.3^\circ$ در اطراف طول جغرافیایی خود می باشد .

در عمل برای اجتناب از دریافت نویز اضافی از زمین ، حداقل مقداری برای elevation به کار می رود که با El_{min} شناخته شده و یک مقدار نرمال برای آن 5° می باشد .

محدودیت های دید همچنین به عرض جغرافیایی ایستگاه زمینی وابسته است . در شکل زیر S را زاویه واقع شده در ماهواره زمانیکه $\delta_{min} = 90^\circ + El_{min}$ می باشد ، در نظر بگیرید . با اعمال قانون سینوس خواهیم داشت :



$$\sin s = \frac{R}{a_{GSO}} \sin \delta_{min} \rightarrow s = \arcsin \left(\frac{R}{a_{GSO}} \sin \delta_{min} \right)$$

با در نظر گرفتن شعاع متوسط 6371 کیلومتر برآوردی به اندازه کافی دقیق بدست خواهد آمد :

$$b = 180 - S - \delta_{min}$$

$$B = \arccos \left(\frac{\cos b}{\cos \lambda_E} \right)$$

در نتیجه طول جغرافیایی ماهواره از $B = \varphi_E - \varphi_{SS}$ بدست خواهد آمد .

مثال : محدودیت دید را برای یک ایستگاه زمینی واقع در سطح دریا و در $48.42^\circ N$ و $89.26^\circ W$ بدست آورید . حداقل زاویه elevation را 5° در نظر بگیرید ؟

$$\lambda_E = 48.42, \varphi_E = -89.26, El_{min} = 5, R = 6371 \text{ km}, a_{GSO} = 42164 \text{ km}$$

$$\delta_{min} = 90^\circ + El_{min} = 90 + 5 = 95$$

$$S = \arcsin\left(\frac{R}{a_{GSO}} \sin \delta_{min}\right) = \arcsin\left(\frac{6371}{42164} \sin 95\right) = 8.66^\circ$$

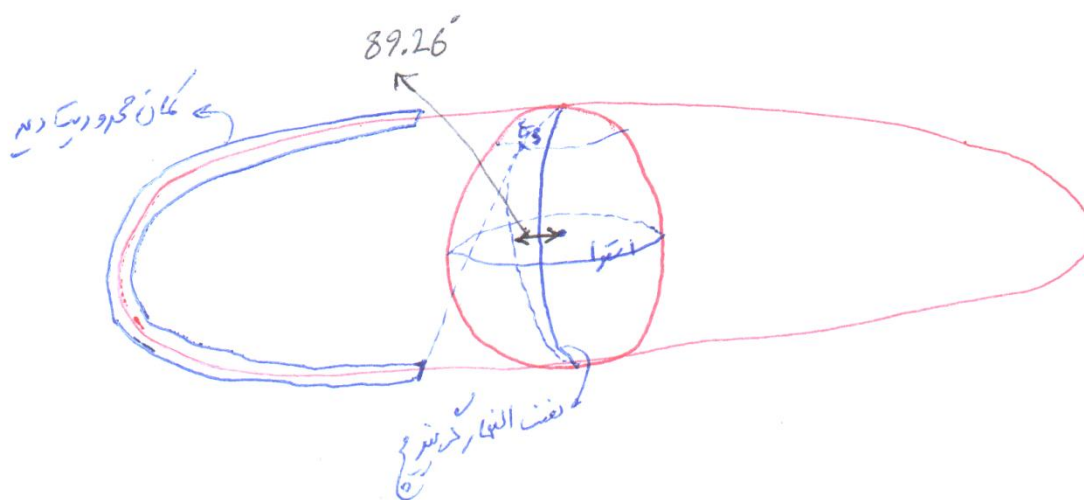
$$b = 180 - S - \delta_{min} = 180 - 8.66 - 95 = 76.34^\circ$$

$$B = \arccos\left(\frac{\cos b}{\cos \lambda_E}\right) = \arccos\left(\frac{\cos 76.34}{\cos 48.42}\right) = 69.15^\circ$$

$\pm 69.15^\circ$ مکان GSO در اطراف طول جغرافیایی ایستگاه زمینی محدوده دید ایستگاه زمینی خواهد بود .

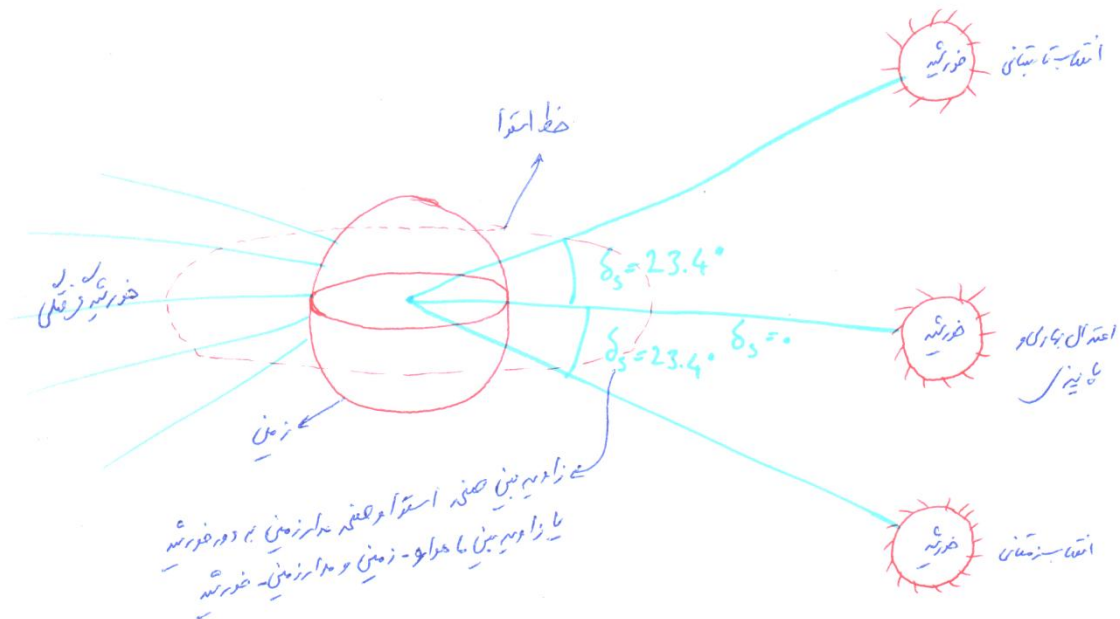
$$\text{محدودیت شرقی ماهواره از ایستگاه زمینی : } \varphi_E + B = -89.26 + 69.15 \cong -20^\circ$$

$$\text{محدودیت غربی ماهواره از ایستگاه زمینی : } \varphi_E - B = -89.26 - 69.15 \cong -158^\circ$$

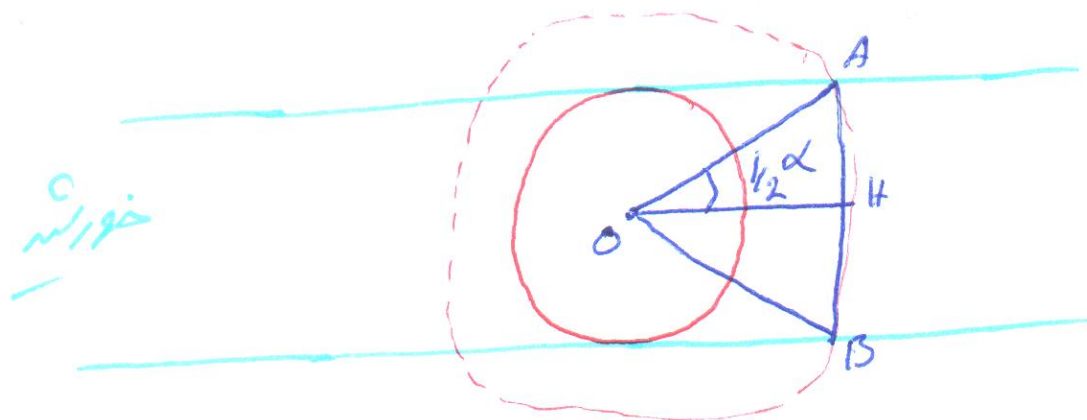


د) خورشید گرفتگی ماهواره :

اگر صفحه استوایی زمین بر صفحه مدار زمین بدور خورشید منطبق گردد ، ماهواره های زمین ثابت توسط زمین یکپلو در روز دچار خورشید گرفتگی می شوند ، اگر صفحه استوا نسبت به صفحه مدار زمین به دور خورشید به اندازه 23.4° کج شود ، باعث می شود تا ماهواره برای اغلب روزهای سال در دید کامل خورشید قرار گیرد . در محدوده اعتدالهای بهاری و پاییزی ، زمانی که خورشید در حال گذر از استواست ، ماهواره در پریودهای خاصی در سایه زمین قرار می گیرد . اعتدال بهاری اولین روز بهار و اعتدال پاییزی اولین روز پاییز می باشد .



خورشید گرفتگی ها از 23 روز قبل از اعتدال شروع شده و تا 23 روز بعد از اعتدال تمام می شود . خورشید گرفتگی در ابتدا و انتهای دوره در حدود 10 دقیقه طول می کشد و تا حدود 70 دقیقه در خورشید گرفتگی کامل افزایش می یابد .



$$\sin\left(\frac{1}{2}\alpha\right) = \frac{AH}{OA} = \frac{R_E}{R_E + \text{altitude}_{GSO}} = \frac{6378}{42164}$$

$$\rightarrow \frac{1}{2}\alpha = 8.7^\circ \rightarrow \alpha = 17.4^\circ$$

$$\frac{360^\circ}{17.4^\circ} = \frac{24 * 60'}{x} \rightarrow x = 69.6' (\text{min})$$

در طی یک خورشید گرفتگی ، سلولهای خورشیدی ماهواره عمل نکرده و قدرت مورد نیاز باید از باتری ها تامین گردد . از آن جایی که شدت چگالی نور خورشید رسیده به ماهواره بستگی به $\cos \delta_s$ دارد ، خوشبختانه در اعتدال های بهاری و پاییزی چون $\delta_s = 0$ است ، $\cos \delta_s = 1$ بوده و نتیجه می گیریم که در این حالت ها ، باتری های خورشیدی ماهواره بیشترین راندمان را دارند .

فصل پنجم : محاسبات لینک فضایی

این فصل چگونگی محاسبه توان مربوط به لینک (Link Power Budget) را ارائه می کند . این محاسبات به طور کلی مربوط به دو کمیت توان فرستنده و توان گیرنده بوده و به صورت جزیی به نحوه محاسبه اختلاف بین این دو توان خواهد پرداخت .

الف (EIRP (Equivalent Isotropic Radiated Power : یک پارامتر کلیدی در محاسبات لینک ، EIRP می باشد . حداکثر شدت چگالی توان در فاصله r از یک آنتن فرستنده با گین G برابر خواهد بود با :

$$q_M = \frac{GP_S}{4\pi r^2}$$

یک تشعشع کننده ایزوتروپیک با توان ورودی معادل GP_S ، شدت چگالی معادلی ایجاد خواهد کرد . از این رو GP_S به عنوان توان (قدرت) تشعشع شده ایزوتروپیک معادل شناخته می شود :

$$EIRP = GP_S$$

EIRP اغلب در دسیبل نسبت به یک وات (dBW) بیان می شود :

$$[EIRP] = [P_S] + [G]$$

$$[EIRP] : \text{بر حسب dBW و } [P_S] : \text{بر حسب dBW و } [G] : \text{بر حسب dB}$$

مثال : یک لینک پایین رو (Down Link) در فرکانس 12GHz با توان ارسال 6w و گین آنتن 48.2 dB کار می کند . EIRP را بدست آورید ؟

$$[EIRP] = [P_S] + [G] = 10 \log 6 + 48.2 = 56 \text{ dBW}$$

برای یک آنتن سهموی (Paraboloidal) گین توان ایزوتروپیک برابر خواهد بود با :

$$G = \eta \frac{4\pi A}{\lambda^2}$$

ضریب بهره یا راندمان آنتن : η

$$A : \text{سطح واقعی آنتن} = \pi r^2 = \pi \left(\frac{D}{2}\right)^2$$

$$A_{eff} : \text{سطح موثر} = \eta A$$

$$\lambda : \text{طول موج} = \frac{c}{f}$$

$$\rightarrow G = \eta 4\pi * \frac{\pi D^2}{4} * \frac{f^2}{c^2} = \eta \left(\frac{\pi D f}{c} \right)^2 = \eta (10.472 * f D)^2$$

به طوری که f فرکانس کریپر بر حسب گیگا هرتز ، D قطر رفلکتور بر حسب متر و η ضریب بهره یا راندمان آنتن می باشد . (یک مقدار معمول برای η ، 0.55 می باشد)

$$[G] = 10 \log \eta + 20 \log f + 20 \log D + 20.4$$

f : بر حسب GHZ و D بر حسب متر

نحوه محاسبه 10.472 :

$$\frac{\pi * 10^9}{3 * 10^8} = \frac{10\pi}{3} = 10.472$$

مثال : گین یک آنتن سهموی 3 متری که در فرکانس 12GHz کار می کند را محاسبه کنید ؟ ($\eta = 0.55$)

$$[G] = 10 \log \eta + 20 \log f + 20 \log D + 20.4 = 10 \log 0.55 + 20 \log 12 + 20 \log 3 + 20.4 \\ = 48.9 \text{ (dB)}$$

ب (افتهای انتقال :

EIRP به عنوان توان ورودی به یک طرف لینک انتقال شناخته می شود و مساله پیدا کردن توان دریافتی در طرف دیگر می باشد .

مسیر انتقال افت هایی اتفاق می افتد که برخی ثابت هستند و برخی از اطلاعات داده شده محاسبه می گردند و برخی نیز به وضعیت هوا بستگی دارند .

- افت انتقال مسیر آزاد (Free Space Loss) : به عنوان اولین قدم در محاسبات افت ، افت توان ناشی از پخش سیگنال در فضا باید برآورد گردد . این محاسبات برای مسیر UP Link و Down Link سیستم ماهواره ای یکسان می باشد .

همانطور که دیدیم شدت چگالی توان در آنتن گیرنده برابر بود با :

$$q_M = \frac{EIRP}{4\pi r^2}$$

توان تحویلی داده شده به یک گیرنده برابر با حاصل ضرب شدت چگالی توان در سطح موثر آنتن گیرنده می باشد . بنابراین توان دریافت شده خواهد بود :

سطح موثر * چگالی توان = توان دریافتی

$$P_R = q_M * A_{eff} = \frac{EIRP}{4\pi r^2} * \frac{\lambda^2 G_R}{4\pi}$$

$$G = \eta * \frac{4\pi A}{\lambda^2} = \frac{4\pi A_{eff}}{\lambda^2} \rightarrow A_{eff} = \frac{\lambda^2 G}{4\pi}$$

$$\rightarrow P_R = (EIRP) * (G_R) * \left(\frac{\lambda}{4\pi r} \right)^2$$

به طوری که r فاصله بین آنتن های گیرنده و فرستنده و G_R گین توان ایزوتروپیک آنتن گیرنده می باشد .

$$\rightarrow [P_R] = [EIRP] + [G_R] - 10 \log \left(\frac{4\pi r}{\lambda} \right)^2$$

$[P_R]$: توان دریافتی در آنتن گیرنده dBW

$[EIRP]$: توان تشعشع شده فرستنده dBW

$[G_R]$: گین آنتن گیرنده dB

$$10 \log \left(\frac{4\pi r}{\lambda} \right)^2 : \text{افت مسیر آزاد dB}$$

بنابراین توان دریافتی در dBW از مجموع EIRP فرستاده شده در dBW بعلاوه گین آنتن گیرنده بر حسب dB منهای یک بخش سومی که افت مسیر آزاد در dB را نمایندگی می کند ، بدست خواهد آمد .

$$[FSL] = 10 \log \left(\frac{4\pi r}{\lambda} \right)^2 : \text{افت مسیر آزاد}$$

$$\rightarrow [FSL] = 10 \log \left(\frac{4\pi r f}{c} \right)^2 \rightarrow [FSL] = 20 \log f + 20 \log r + 92.4$$

$$[P_R] = [EIRP] + [G_R] - [FSL]$$

$[P_R]$: بر حسب dBW

$[EIRP]$: بر حسب dBW

$[G_R]$: بر حسب dB

$[FSL]$: بر حسب dB

نکته : نحوه تبدیل dB به کمیت اصلی :

$$y = 10 \log_{10} x \rightarrow x = 10^{\frac{y}{10}}$$

$$[G]dB = 10 \log_{10} G \rightarrow G = 10^{\frac{[G]}{10}}$$

$$[P]dBW = 10 \log_{10} P(W) \rightarrow P(W) = 10^{\frac{[P]dBW}{10}}$$

مثال : فاصله بین ایستگاه زمینی و ماهواره 42000 km است . افت مسیر آزاد را در فرکانس 6GHz بدست آورید ؟

$$[FSL] = 20 \log f + 20 \log r + 92.4 = 20 \log 6 + 20 \log 42000 + 92.4 = 200.4 \text{ (dB)}$$

- Feeder Losses : این افت ها در اتصالات بین آنتن گیرنده و تجهیزات گیرنده اتفاق می افتد . این نوع افت ها در اتصالات موجرها ، فیلترها و کوپل کننده ها ایجاد می گردد و با عنوان (Receiver Feeder Losses) RFL شناخته می شود . چنین افت هایی در اتصالات بین آنتن فرستنده و تقویت کننده قدرت نیز اتفاق می افتد که در EIRP لحاظ گردیده است .

علاوه بر افت های فوق ، افت های دیگری نیز وجود دارند مانند : AML (Antenna Misalignment Loss) ، PL (Polarization Mismatch Loss) که از عدم سازگاری و تطابق پلاریزاسیون آنتن های فرستنده و گیرنده ناشی شده و AA (Atmospherie Absorption Loss) که افت جذب اتمسفر می باشد . بقیه افت ها نسبت به FSL بسیار کوچک می باشند .

$$[LOSSES] = [FSL] + [RFL] + [AML] + [PL] + [AA]$$

$$[P_R] = [EIRP] + [G_R] - [LOSSES]$$

ج) نویز سیستم : همانطور که گفته شد توان دریافتی در یک لینک ماهواره ای بسیار کوچک می باشد (در حد پیکو وات) . این موضوع به تنهایی مشکل آفرین نیست ، زیرا با تقویت می توان قدرت سیگنال را تا سطح قابل قبولی افزایش داد . با این حال نویز الکتریکی همواره در ورودی وجود خواهد داشت و تا زمانی که قدرت سیگنال به اندازه کافی از قدرت نویز بزرگتر نباشد ، تقویت فایده نخواهد داشت ، زیرا سیگنال و نویز هر دو به یک اندازه تقویت می شوند و حتی شرایط به وسیله نویز اضافه شده توسط تقویت کننده بدتر هم خواهد شد .

مهمترین منبع نویز الکتریکی در تجهیزات از حرکت تصادفی و حرارتی الکترونها در مقاومت های مختلف و عناصر اکتیو گیرنده ناشی می شود . نویز حرارتی همچنین در قطعات آنتن ها تولید می گردد .

توان نویز یک منبع نویز حرارتی برابر خواهد بود با :

$$P_N = k * T_N * B_N \quad \text{توان نویز یک منبع نویز حرارتی } W$$

$$k : \text{ثابت بولتزمن} = 1.38 * 10^{-23}$$

$$T_N \text{ (} ^\circ K \text{)} : \text{دمای نویز معادل}$$

$$B_N \text{ (} Hz \text{)} : \text{پهنای باند نویز معادل}$$

مشخصه اصلی نویز حرارتی این است که دارای طیف فرکانسی هموار می باشد ، بدین معنا که تان نویز در واحد پهنای باند ثابت می باشد . توان دریافتی در پهنای باند واحد به عنوان چگالی طیف توان نویز (N_0) شناخته می شود :

$$N_0 = \frac{P_N}{B_N} = k * T_N \quad \text{چگالی طیف توان نویز}$$

دماهای نویز منابع مختلفی که بهم دیگر متصل شده اند ، می توانند به طور مستقیم با هم جمع گردند تا نویز بدست آید .

مثال : یک آنتن دارای دمای نویز $35^\circ K$ به یک گیرنده که دارای دمای نویز $100^\circ K$ است متصل شده است . چگالی طیف توان نویز و توان نویز برای پهنای باند $36MHz$ را محاسبه کنید ؟

$$N_0 = k * T_N = 1.38 * 10^{-23} * (35 + 100) = 1.86 * 10^{-21}$$

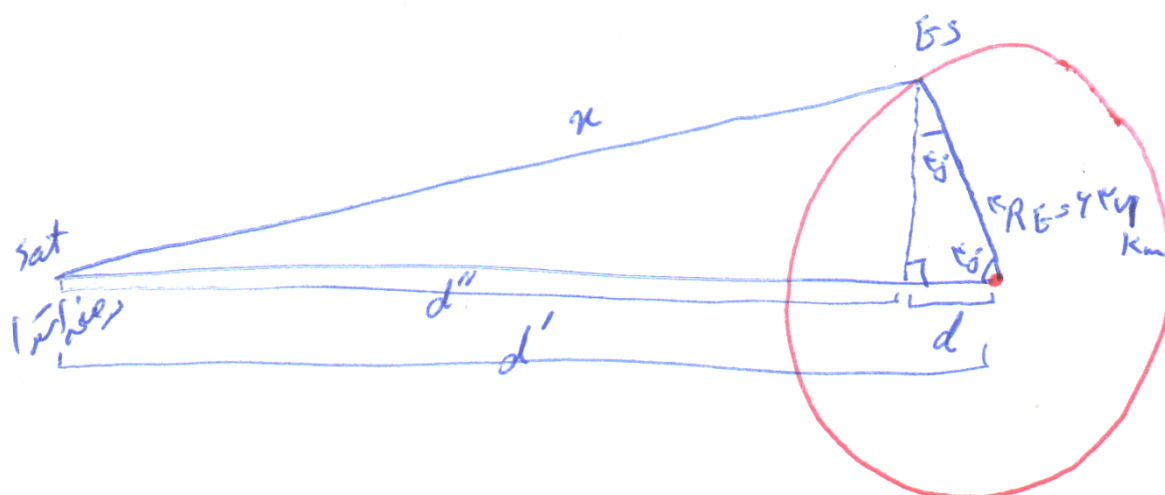
$$P_N = k * T_N * B_N = N_0 * B_N = 1.86 * 10^{-21} * 36 * 10^6 = 0.067 \text{ (} PW \text{)}$$

مسئله 9 فصل 1 : یک ایستگاه زمینی در طول جغرافیایی $91^{\circ}W$ و عرض جغرافیایی $45^{\circ}N$ قرار گرفته است . مطلوبست محاسبه فاصله ایستگاه زمینی از ماهواره های زیر : الف) $Galaxy VII$ ب) $Satvom SN-3$ ج) $Galaxy IV$. زمین را کروی با شعاع $6371\ km$ در نظر بگیرید ؟

Earth Station : Longitude = $91^{\circ}W$ & Latitude = $45^{\circ}N$

الف : Galaxy VII : Longitude = $91^{\circ}W$

ماهواره و ایستگاه زمینی در یک طول جغرافیایی قرار دارند .



$$\cos 45^{\circ} = \frac{d}{R_E} \rightarrow d = R_E \cos 45^{\circ} = 6371 * \cos 45^{\circ} = 4505\ km$$

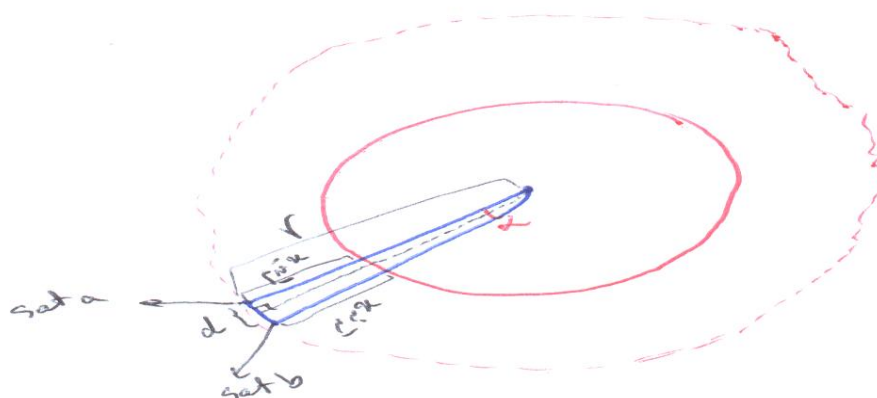
$$d' = 6371 + 35786 = 42157\ km$$

$$d'' = d' - d = 42157 - 4505 = 37652\ km$$

$$x^2 = d''^2 + 4505^2 \rightarrow x = 37920\ km$$

ب : $Satvom SN - 3$: Longitude = $87^{\circ}W$

$$\alpha = 91 - 87 = 4^{\circ}$$



$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{\frac{d}{2}}{r} \rightarrow d = 2r \sin \frac{\alpha}{2}$$

$$d = 2 * 42157 * \sin \frac{4}{2} = 2943 \text{ km}$$

$$x = \sqrt{x^2 + d^2} = \sqrt{37920^2 + 2943^2} = 38034 \text{ km}$$

مسئله 10 فصل 1 : با توجه به این که شعاع استوایی زمین 6378 کیلومتر و ارتفاع مدار *geostationary* ، 36000 کیلومتر است ،
مطلوبست تعیین فاصله بین دو ماهواره *GE American* و *Hughes* ؟

$$GE American : Longitude = 105^\circ W$$

$$Hughes : longitude = 101^\circ W$$

$$r = R_E + altitude = 6378 + 36000 = 42378 \text{ km}$$

$$\alpha = 105 - 101 = 4^\circ$$

$$d = 2r \sin \frac{\alpha}{2} = 2 * 42378 * \sin \frac{4}{2} = 2958 \text{ km}$$

مسئله 5 فصل 2 : یک مدار ماهواره ای ، میزان بیضوی بودن (*e*) برابر 0.2 و نیم قطر بزرگ (*a*) برابر 10000 کیلومتر دارد . طول بردار مکان هنگامی که آنومالی واقعی برابر 130 درجه است را بیابید ؟

$$a = 10000 \text{ km} , e = 0.2 , v = 130^\circ , r = ?$$

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} = \frac{10000 * (1 - 0.2^2)}{1 + (0.2 * \cos 130^\circ)} = 11016.2 \text{ km}$$

مسئله 6 فصل 2 : مدار یک ماهواره در حال چرخش به دور زمین دارای میزان دوری از مرکز زمین (بیضوی بودن) 0.15 و نیم قطر بزرگ 9000 کیلومتری می باشد . تعیین کنید الف (زمان تناوب ب) ارتفاع اوج ج (ارتفاع حضیض آنرا . مقدار متوسط 6371 را برای شعاع زمین در نظر بگیرید ؟

$$e = 0.15 , h_a = ? , R_E = 6371 \text{ km} , a = 9000 \text{ km} , h_p = ? , n = ?$$

$$T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{\mu} = \frac{4 * \pi^2 * (9000 * 10^3)^3}{3.986 * 10^{14}} = 72.2 * 10^6$$

$$\rightarrow T = 8497 \text{ sec}$$

$$r_a = a(1 + e) = 9000 * (1 + 0.15) = 10350 \text{ km}$$

$$h_a = r_a - R_E = 10350 - 6371 = 3979 \text{ km}$$

$$r_p = a(1 - e) = 9000 * (1 - 0.15) = 7650 \text{ km}$$

$$h_p = r_a - R_E = 7650 - 6371 = 1279 \text{ km}$$

مسئله 7 فصل 2 : برای ماهواره مساله فوق در زمان مشاهده داده شده در طی انتقال از جنوب به شمال ، ارتفاع از سطح زمین 2000 کیلومتر اندازه گیری شده است . آنومالی واقعی متناظر را بیابید ؟

$$e = 0.15, a = 9000 \text{ km}, h = 2000 \text{ km}$$

$$r = h + R_E = 2000 + 6371 = 8371 \text{ km}$$

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} \rightarrow \cos v = \frac{a(1 - e^2) - r}{re} = \frac{9000 * (1 - 0.15^2) - 8371}{8371 * 0.15} = 0.339$$

$$\rightarrow v = 70.14^\circ$$

مسئله 8 فصل 2 : نیم قطر بزرگ برای مدار یک ماهواره در حال چرخش به دور زمین (زمین - مدار) برابر 9500 کیلومتر بدست آمده است . متوسط آنومالی را 10 دقیقه پس از عبور از نقطه حضیض تعیین کنید ؟

$$a = 9500 \text{ km}$$

$$n^2 = \frac{\mu}{a^3} = \frac{3.986 * 10^{14}}{(9500 * 10^3)^3} = 4.65 * 10^{-7} \rightarrow n = 6.82 * 10^{-4}$$

$$M = (t - T_p) = 6.82 * 10^{-4} * (10' * 60_{sec}) = 0.409$$

مسئله 10 فصل 2 : توضیح دهید منظور از ارتفاع اوج و ارتفاع حضیض چیست . ماهواره Cosmos 1675 دارای ارتفاع اوج 39342 km و ارتفاع حضیض 613 km می باشد . نیم قطر بزرگ و میزان بیضوی بودن آنرا تعیین کنید . شعل زمین را مقدار متوسط 6371 km در نظر بگیرید ؟

$$h_a = 39342 \text{ km}, \quad h_p = 613 \text{ km}, \quad R_E = 6371 \text{ km}, a, e = ?$$

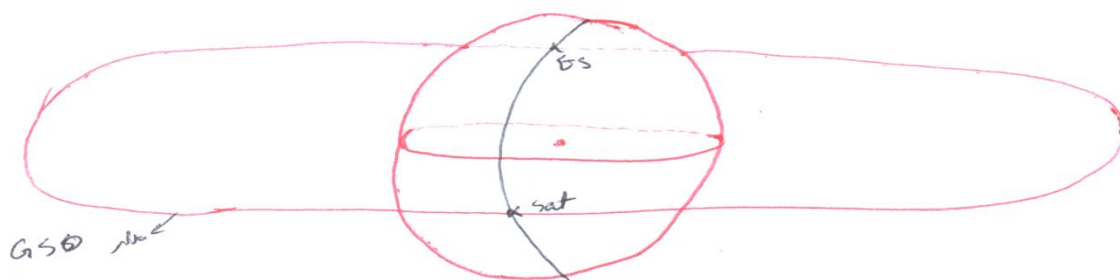
$$r_a = h_a + R_E = 39342 + 6371 = 45712 \text{ km}$$

$$r_p = h_p + R_E = 613 + 6371 = 6984 \text{ km}$$

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} = \frac{45712}{6984} = 0.735$$

$$r_a = a(1 + e) \rightarrow a = \frac{r_a}{1 + e} = \frac{45712}{1.735} = 26347.55$$

مسئله 3 فصل 3 : طول و عرض جغرافیایی شمالی ترین نقطه ای که ایستگاه زمینی قرار گرفته و با هر ماهواره Geostationary موجود می تواند ارتباط برقرار کند را تعیین کنید . طول جغرافیایی داده شده باید مربوط به طول جغرافیایی ماهواره بوده و حداقل زاویه Elevation برای آنتن ایستگاه زمینی باید 5 درجه در نظر گرفته شود . زمین کروی با شعاع متوسط 6371 کیلومتری در نظر بگیرید ؟



(عرض جغرافیایی ایستگاه زمینی) $\lambda_E = 0 \rightarrow$ شمالی ترین نقطه

$R_E = 6371 \text{ km}, El_{min} = 5^\circ, a_{GSO} = 42164 \text{ km}, a_E = 6378 \text{ km}, \varphi_E$ (طول جغرافیایی ایستگاه زمینی) $= ?$

$$S = \sin^{-1} \left(\frac{R}{a_{GSO}} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{6371}{42164} \right) = 8.66^\circ$$

$$\delta_{min} = 90 + El_{min} = 90 + 5 = 95^\circ$$

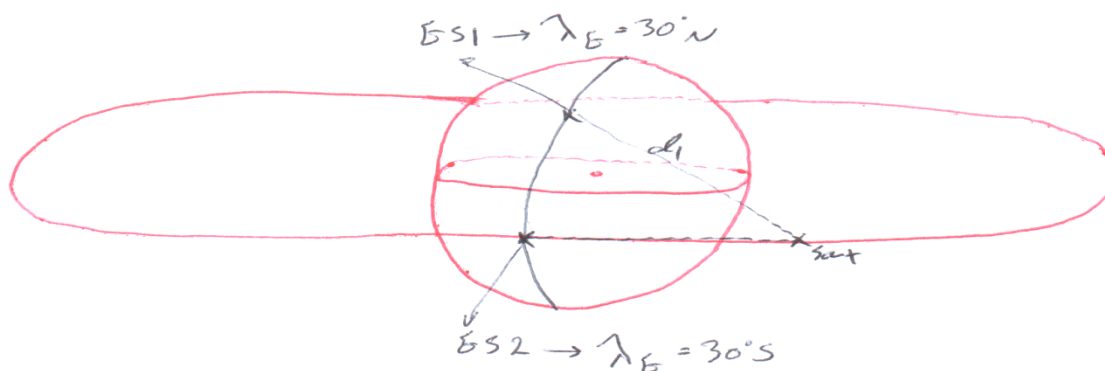
$$b = 180 - \delta_{min} - S = 180 - 95 - 8.66 = 76.34^\circ$$

$$B = \varphi_E - \varphi_{SS} = 0$$

$$\cos B = \left(\frac{\cos b}{\cos \lambda_E} \right) \rightarrow \cos \lambda_E = \cos b \rightarrow \cos \lambda_E = \cos 76.34$$

$$\text{عرض جغرافیایی} : \lambda_E = 76.34^\circ$$

مسئله 4 فصل 3 : یک ایستگاه زمینی در عرض جغرافیایی 30 درجه جنوبی در حال ارتباط با یک ایستگاه زمینی در همان طول جغرافیایی ، در 30 درجه شمالی ، از طریق یک ماهواره Geostationary می باشد . طول جغرافیایی ماهواره 20 درجه شرقی از ایستگاه زمینی است . زاویه دید آنتن برای هر ایستگاه زمینی و زمان رفت و برگشت را محاسبه کنید . در نظر بگیرید که این فقط شامل تاخیر انتشار می شود ؟



$$\varphi_E = 30^\circ, \varphi_{SS} = 20^\circ, \lambda_E = 30^\circ, R = 6371, a_{GSO} = 42164$$

$$\lambda_E > 0 \rightarrow B < 0 \rightarrow B = -20$$

اگر ایستگاه مستقر در نیم کره شمالی را ایستگاه یک و ایستگاه مستقر در نیم کره جنوبی را ایستگاه 2 فرض کنیم داریم :

$$\lambda_{E1} = 30^\circ S = -30, \lambda_{E2} = 30^\circ N = 30, B = \varphi_E - \varphi_{SS} = -20, \varphi_{E1} = \varphi_{E2}$$

$$b_1 = \cos^{-1}(\cos -20 \cos 30) = 35.53^\circ$$

$$A_1 = \sin^{-1} \left(\frac{\sin |B|}{\sin b_1} \right) = 36^\circ \text{ چون } \lambda_E < 0, B < 0 \text{ } A_{z1} = 36^\circ$$

$$d_1 = \sqrt{R^2 + a_{GSO}^2 - 2Ra_{GSO} \cos b} = \sqrt{6371^2 + 42164^2 - 2 * 6371 * 42164 * \cos 35.53}$$

$$= 37161 \text{ km}$$

$$El_1 = \cos^{-1} \left(\frac{a_{GSO}}{d} \sin b \right) = \cos^{-1} \left(\frac{42164}{37164.08} \sin 35.53 \right) = 48.78^\circ$$

$$b_2 = \cos^{-1}(\cos -20 \cos -30) = 35.53^\circ$$

$$A_2 = \sin^{-1} \left(\frac{\sin |B|}{\sin b_1} \right) = 36^\circ \text{ چون } \lambda_E > 0, B < 0 \quad A_{z_1} = 180 - A_2 = 144^\circ$$

$$d_2 = \sqrt{R^2 + a_{GSO}^2 - 2Ra_{GSO} \cos b} = \sqrt{6371^2 + 42164^2 - 2 * 6371 * 42164 * \cos 35.53}$$

$$= 37161 \text{ km}$$

$$El_2 = \cos^{-1} \left(\frac{a_{GSO}}{d} \sin b \right) = \cos^{-1} \left(\frac{42164}{37164.08} \sin 35.53 \right) = 48.78^\circ$$

$$D = d_1 + d_2 = 74322 \text{ km}$$

$$\text{round trip time} = \frac{74322}{3 * 10^8} = 247.7 \text{ sec}$$

مسئله 5 فصل 3 : حداکثر فاصله طول جغرافیایی ممکن که می تواند بین یک ماهواره *Geostationary* و یک ایستگاه زمینی با حفظ خط دید ارتباطی وجود داشته باشد را تعیین کنید . حداقل زاویه *Elevation* از ایستگاه زمینی را 5 درجه در نظر بگیرید . همچنین طول جغرافیایی ایستگاه زمینی را نیز بدست آورید ؟

$$El = 5^\circ$$

$$\delta_{min} = 90 + El = 90 + 5 = 95$$

$$S = \sin^{-1} \left(\frac{R}{a_{GSO}} \right) = \sin^{-1} \left(\frac{6371}{42164} \right) = 8.66^\circ$$

$$b = 180 - \delta_{min} - S = 180 - 95 - 8.66 = 76.34^\circ$$

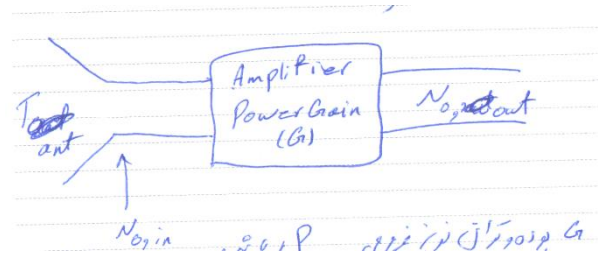
$$\cos B = \left(\frac{\cos b}{\cos \lambda_E} \right) \rightarrow \text{maximum longitude : } \lambda_E = 0$$

$$B = \cos^{-1} \left(\frac{\cos 76.34}{\cos 0} \right) = 76.34^\circ$$

$$d = \sqrt{R^2 + a_{GSO}^2 - 2Ra_{GSO} \cos b} = \sqrt{6371^2 + 42164^2 - 2 * 6371 * 42164 * \cos 76.34}$$

$$= 41128.02 \text{ km} \quad \text{حداکثر فاصله طول جغرافیایی ممکن}$$

- دمای نویز تقویت کننده : نمایش نویز یک آنتن و یک تقویت کننده نویز پایین (LNA) را که در شکل زیر نشان داده شده است را در نظر بگیرید :



گین تقویت کننده G بوده و توان نویز خروجی P_{n0} می باشد .

در این صورت انرژی نویز ورودی ناشی از آنتن برابر خواهد بود با :

$$N_{0,out} = kT_{ant}$$

انرژی نویز خروجی ($N_{0,out}$) عبارتست از $GN_{0,ant}$ به علاوه قسمتی که توسط تقویت کننده ایجاد می شود خواهد بود . این قسمت که نویز تقویت کننده بوده و به ورودی منتسب می باشد ، به عنوان دمای نوی و ورودی معادل برای تقویت کننده (T_e) شناخته می شود .

در این صورت نویز خروجی خواهد شد :

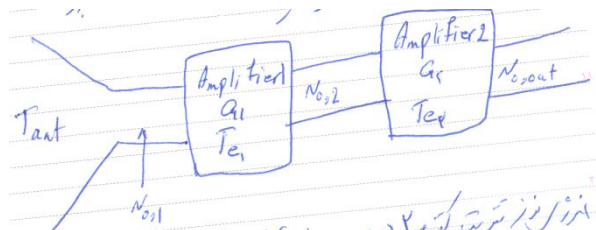
$$N_{0,out} = GK(T_{ant} + T_e)$$

نویز کلی منتسب به ورودی خواهد شد :

$$N_{0,in} = \frac{N_{0,out}}{G} = K(T_{ant} + T_e)$$

T_e توسط اندازه گیری محاسبه شده و یک مقدار معمولی برای آن در محدوده $35^\circ k$ تا $100^\circ k$ می باشد .

- اتصال cas cascade تقویت کننده ها : اتصال cas cascade در شکل زیر نشان داده شده است . برای چنین آرایشی گین کلی $G = G_1 G_2$ خواهد بود .



انرژی نویز تقویت کننده 2 در ورودی خود آن kT_{e2} می باشد . ورودی نویز تقویت کننده 2 از طبقات قبلی $G_1 K(T_{ant} + T_{e1})$ بوده بنابراین انرژی نویز کلی منتسب به ورودی تقویت کننده 2 خواهد شد :

$$N_{0,2} = G_1 K(T_{ant} + T_{e1}) + kT_{e2} \rightarrow N_{0,1} = \frac{N_{0,2}}{G_1} = k \left(T_{ant} + T_{e1} + \frac{T_{e2}}{G_1} \right)$$

اگر دمای نویز سیستم را T_s فرض کنیم :

$$N_{0,1} = kT_s \quad \text{به طوری که} \quad T_s = T_{ant} + T_{e1} + \frac{T_{e2}}{G_1}$$

عبارت فوق نتیجه بسیار مهمی دارد و آن این است که دمای نویز طبقه دوم زمانی که به ورودی منتسب می گردد (در ورودی محاسبه می گردد) بر گین طبقه اول تقسیم می گردد .

بنابراین به منظور پایین نگه داشتن نویز کلی سیستم تا حد امکان ، طبقه اول (LNA) باید همانطور که دمای نویز پایینی دارد ، گین بالایی هم داشته باشد .

این نتیجه به هر تعداد از طبقات به صورت $cas\ cade$ نیز تعمیم داده می شود :

- **Noise Factor** : یک راه پیشنهادی برای نمایش نویز تقویت کننده توسط نویز فاکتور (F) آن می باشد . برای تعریف نویز فاکتور یک تقویت کننده ، منبع در دمای اتاق (T_0) که معمولاً $290^\circ K$ است در نظر گرفته می شود . نویز ورودی از چنین منبعی kT_0 بوده و نویز خروجی از تقویت کننده خواهد بود :

$$N_{0,out} = FGkT_0$$

به طوری که G گین تقویت کننده و F نویز فاکتور آن می باشد .

اگر T_e دمای نویز تقویت کننده باشد ، و منبع در دمای اتاق که مورد نیاز تعریف F می باشد در نظر گرفته شود ، بدین معناست که $T_{ant} = T_0$ بوده و بنابراین از آنجا که خروجی نویز مشابهی باید در خروجی موجود باشد ، خواهیم داشت :

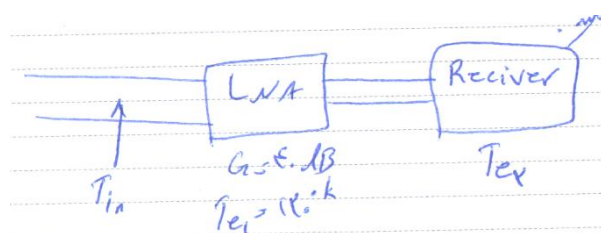
$$Gk(T_0 + T_e) = FGkT_0 \rightarrow T_e = (F - 1)T_0$$

رابطه فوق ارتباط متقیمی را بین نویز فاکتور و دمای نویز نشان می دهد . در یک سیستم ماهواره ای معمولاً دمای نویز برای تقویت کننده های نویز پایین و مبدل ها استفاده شده ، در صورتیکه نویز فاکتور برای واحد گیرنده اصلی ($Reciver$) به کار می رود .

نویز فیگر ، نویز فاکتور (F) را بر حسب دسیبل بیان می کند :

$$NF = [F] = 10 \log F$$

مثال : یک LNA به یک گیرنده که دارای نویز فیگر $12dB$ می باشد ، متصل شده است . گین LNA برابر با $40dB$ بوده و دمای نویز آن $120^\circ K$ می باشد . دمای نویز کلی را در ورودی LNA محاسبه کنید ؟



$$NF = 12dB \rightarrow F = 10^{1.2} = 15.85$$

$$T_{e2} = (F - 1)T_0 = (15.85 - 1) * 290 = 4306^\circ K$$

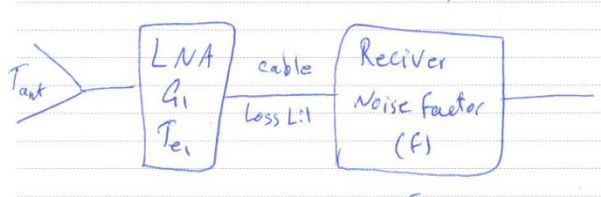
$$G_{LNA} = 40dB \rightarrow G = 10^4$$

$$T_{in} = T_{e1} + \frac{T_{e2}}{G_{LNA}} = 120^\circ K + \frac{4306^\circ K}{10^4} = 120.43^\circ K$$

همانطور که مشاهده می شود مقادیر دسیبل باید به نسبت های توان تبدیل شوند . همچنین اگر چه گیرنده اصلی دمای نویز بسیار بالایی دارد ، اثر آن به علت وجود یک LNA گین بالا محدود گیرنده است و جزئی می باشد .

نکته : در دمای اتاق نویز فاکتور یک شبکه افت دهنده برابر با افت توان می باشد یعنی $F = L$

• دمای نویز کلی سیستم : شکل زیر یک سیستم دریافت معمولی را نشان می دهد :



با اعمال نتایج قسمت های قبلی ، دمای نویز سیستم در ورودی خواهد بود :

$$T_s = T_{ant} + T_{e1} + \frac{(L-1)T_0}{G_1} + \frac{(F-1)T_0}{\frac{G_1}{L}} = T_{ant} + T_{e1} + \frac{(L-1)T_0}{G_1} + \frac{L(F-1)T_0}{G_1}$$

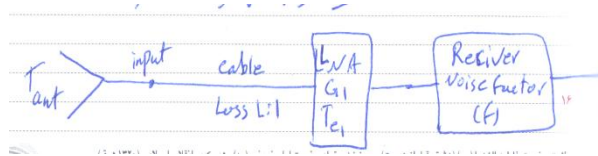
نکته : $y = 10 \log x \rightarrow x = 10^{\frac{y}{10}}$

مثال : برای سیستم نشان داده شده در شکل فوق ، نویز فیگر گیرنده 12dB ، افت کابل 5dB ، گین LNA برابر با 50dB و دمای نویز آن 150°k می باشد . دمای نویز آنتن نیز 35°k می باشد . دمای نویز را در ورودی محاسبه کنید ؟

$$F = 10^{1.2} = 15.85, L = 10^{0.5} = 3.16, G_1 = 10^5$$

$$T_s = 35 + 150 + \frac{(3.16-1) * 290}{10^5} + \frac{3.16 * (15.85-1) * 290}{10^5} = 185^\circ k$$

مثال : محاسبات فوق را زمانی که سیستم به شکل زیر باشد ، تکرار کنید ؟



$$T_s = 35 + (3.16-1) * 290 + \frac{150}{3.16} + \frac{(15.85-1) * 290}{\frac{10^5}{3.16}} = 1136^\circ k$$

مثال های فوق این نکته مهم را شرح می دهند که LNA باید پیش از کابل قرار گیرنده و بدین دلیل است که تقویت کننده ها در سیستم های گیرنده های ماهواره ای کاملاً در کنار دیش واقع شده اند .

د (نسبت سیگنا به نویز) (Carrier to Noise Ratio) : یک ملاک برای عملکرد یک لینک ماهواره ای نسبت به قدرت حامل به قدرت نویز در ورودی گیرنده می باشد . که اغلب در محاسبات لینک مورد توجه واقع می شود . این نسبت به $\frac{C}{N}$ (CNR) شناخته شده و معادل $\frac{P_R}{P_N}$ می باشد .

$$\left[\frac{C}{N} \right] = \left[\frac{P_R}{P_N} \right] = [P_R] - [P_N]$$

با توجه به قسمت های قبلی :

$$\left[\frac{C}{N} \right] = [EIRP] + [G_R] - [Losses] - [k] - [T_s] - [B_N]$$

نسبت $\frac{G}{T}$ یک پارامتر کلیدی در مشخص کردن عملکرد سیستم دریافت کننده می باشد که به درجه شایستگی (*Figure of Merit*) نیز معروف است .

$$\left[\frac{G}{T}\right] = [G_R] - [T_s] \quad dBk^{-1} \left(\frac{dB}{k}\right)$$

بنابراین معادله لینک خواهد شد :

$$\left[\frac{C}{N}\right] = [EIRP] + \left[\frac{G}{T}\right] - [Losses] - [k] - [B_N]$$

از آنجا که نسبت قدرت حامل به چگالی توان نویز $\frac{P_R}{N_0}$ مورد نیاز می باشد ، داریم :

$$P_N = K T_N B_N = N_0 B_N \rightarrow \left[\frac{C}{N}\right] = \left[\frac{C}{N_0 B_N}\right] = \left[\frac{C}{N_0}\right] - [B_N] \rightarrow \left[\frac{C}{N_0}\right] = \left[\frac{C}{N}\right] + [B_N]$$

$\left[\frac{C}{N}\right]$ نسبت توانی بوده و واحد آن dB می باشد ، $[B_N]$ در واحد دسیبل نسبت به یک هرتز یا $dBHz$ می باشد . بنابراین واحد $\left[\frac{C}{N_0}\right]$ ، $dBHz$ خواهد بود . بنابراین :

$$\left[\frac{C}{N_0}\right] = [EIRP] + \left[\frac{G}{T}\right] - [Losses] - [k] \quad dBHz$$

مثال : در محاسبات یک لینک در $12GHz$ ، افت مسیر آزاد $206dB$ ، *Antenna Pointing Loss* (موقعیت آنتن) برابر $1dB$ و *Atmosphere Absorption* (جذب اتمسفری) برابر $2dB$ می باشد . نسبت $\frac{G}{T}$ گیرنده $19.5 \frac{dB}{k}$ و افت فیدر گیرنده $1dB$ می باشد . $EIRP$ برابر $48dBw$ می باشد . نسبت قدرت حامل به چگالی نویز را محاسبه کنید ؟

$$k = 1.38 * 10^{-23} \rightarrow [k] = 10 \log k = -228.6$$

$$[EIRP] = 48dBw , \quad \left[\frac{G}{T}\right] = 19.5 \frac{dB}{k}$$

$$[Losses] = 206 + 1 + 2 + 1 = 210dB$$

$$\left[\frac{C}{N_0}\right] = [EIRP] + \left[\frac{G}{T}\right] - [Losses] - [k] = 48 + 19.5 - 210 - (-228.6) = 86.1 dBHz$$

ه (*The Up Link*) (مسیر بالا رو) : مسیر *Up Link* یک مدار ماهواره ای زمانی است که ایستگاه زمینی فرستنده سیگنال بوده و ماهواره گیرنده آن باشد . برای مسیر *Up Link* خواهیم داشت :

$$\left[\frac{C}{N_0}\right]_u = [EIRP]_u + \left[\frac{G}{T}\right]_u - [Losses]_u - [k]_u$$

در معادله فوق مقادیری که استفاده می گردند عبارتند از $EIRP$ مربوط به فرستنده ایستگاه زمینی ، افت های فیدر گیرنده ماهواره و $\frac{G}{T}$ مربوط به گیرنده ماهواره و افت مسیر آزاد که وابسته به فرکانس است برای فرکانس *Up Link* محاسبه می گردد . نسبت حامل به چگالی نویز محاسبه شده نیز در گیرنده ماهواره خواهد بود .

و (*Down Link*) (مسیر پایین رو) : مسیر *Down Link* یک مدار ماهواره ای زمانی است که ماهواره فرستنده سیگنال بوده و ایستگاه زمینی گیرنده آن باشد . برای مسیر *Down Link* خواهیم داشت :

$$\left[\frac{C}{N_0}\right]_d = [EIRP]_d + \left[\frac{G}{T}\right]_d - [Losses]_d - [k]_d$$

در معادله فوق مقادیری که استفاده می گردند عبارتند از $EIRP$ مربوط به فرستنده ماهواره ، افت های فیدر گیرنده ایستگاه زمینی و $\frac{G}{T}$ مربوط به گیرنده ایستگاه زمینی و افت مسیر آزاد که وابسته به فرکانس است برای فرکانس $Down Link$ محاسبه می گردد . نسبت حامل به چگالی نویز محاسبه شده نیز در گیرنده زمینی خواهد بود .

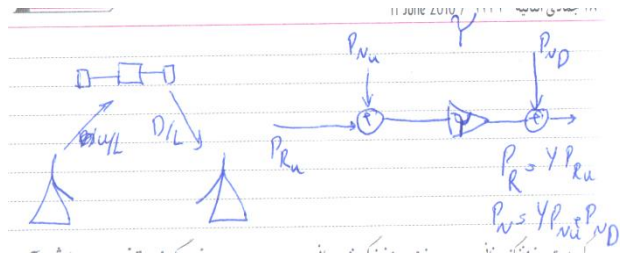
$$\left[\frac{C}{N}\right]_d = [EIRP]_d + \left[\frac{G}{T}\right]_d - [Losses]_d - [k]_d - [B]_d$$

مثال : یک ایستگاه تلویزیونی ماهواره ای کل پهنای باند ترانسپاندر که $36MHz$ است را اشغال می کند و نسبت $\frac{C}{N}$ معادل با $22dB$ را در گیرنده ایستگاه زمینی ایجاد می کند . کل افت های مسیر انتقال $200dB$ بوده و نسبت $\frac{G}{T}$ ایستگاه زمینی $31 \frac{dB}{k}$ می باشد . $EIRP$ ماهواره را بدست آورید ؟

$$\left[\frac{C}{N_0}\right]_d = [EIRP]_d + \left[\frac{G}{T}\right]_d - [Losses]_d - [k]_d - [B]_d$$

$$\rightarrow [EIRP]_d = \left[\frac{C}{N_0}\right]_d - \left[\frac{G}{T}\right]_d + [Losses]_d + [k]_d + [B]_d = 22 - 31 + 200 - 228.6 + 75.6 = 38 dB$$

ی (نسبت $\frac{C}{N}$ مربوط به کل مسیر $Up Link$ و $Down Link$: یک مدار ماهواره ای کامل از یک مسیر $Up Link$ و یک مسیر $Down Link$ تشکیل شده است . دیاگرام قدرت در شکل زیر نشان داده شده است :



$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_u = \frac{P_{R_u}}{P_{N_u}}, \quad \left(\frac{C}{N_0}\right)_d = \frac{P_R}{P_{N_d}} \rightarrow \left(\frac{C}{N_0}\right)_T = \frac{P_R}{P_N}$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{N_0}{C}\right)_T &= \frac{P_N}{P_R} = \frac{Y P_{N_u} + P_{N_d}}{P_R} = \frac{Y P_{N_u}}{P_R} + \frac{P_{N_d}}{P_R} = \frac{Y P_{N_u}}{Y P_R} + \frac{P_{N_d}}{P_R} = \left(\frac{N_0}{C}\right)_U + \left(\frac{N_0}{C}\right)_D \\ \rightarrow \left(\frac{N_0}{C}\right)_T &= \left(\frac{N_0}{C}\right)_U + \left(\frac{N_0}{C}\right)_D \end{aligned}$$

مثال : برای یک مدار ماهواره ای نسبت های حامل به چگالی نویز عبارتند از :

$Up\ Link : 100\ dBHz$, $Down\ Link : 87\ dBHz$ نسبت $\frac{C}{N_0}$ کلی را محاسبه کنید ؟

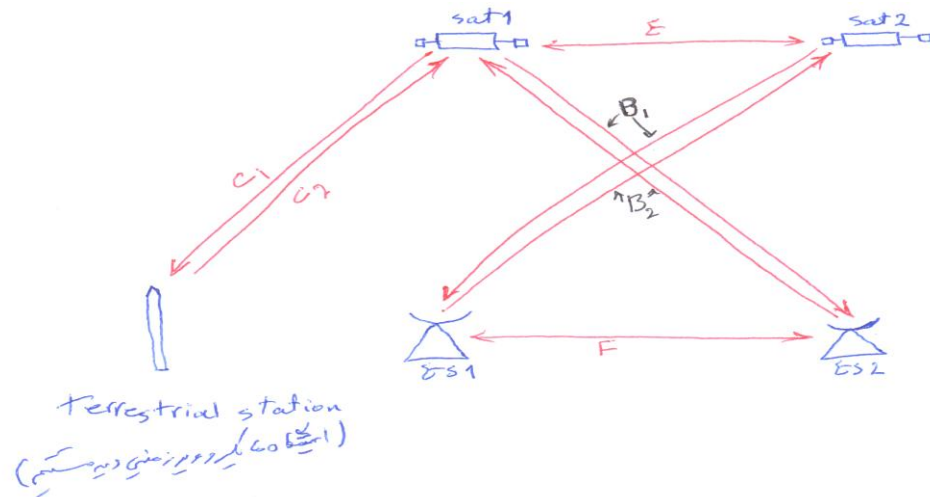
$$\left(\frac{N_0}{C}\right)_T = \left(\frac{N_0}{C}\right)_U + \left(\frac{N_0}{C}\right)_D = 10^{-10} + 10^{-8.7} = 2.095 * 10^{-9}$$

$$\rightarrow \left[\frac{C}{N_0}\right]_T = -10 \log(2.095 * 10^{-9}) = 86.79\ dBHz$$

فصل ششم : تداخل فرکانسی (Interference)

الف) مقدمه :

با توجه به سرویس های مخابراتی سیار که از انتقال رادیویی بهره می برند ، امکان تداخل بین سرویس ها وجود خواهد داشت . شکل زیر نمایی عمومی از مسیرهای تداخلی ممکن بین سرویس ها را نشان می دهد .



لازم ذکر است که مدهای تداخلی B_1 و B_2 ، مدهای تداخلی هستند که بین ایستگاههای سیستم های ماهواره ای مختلف که باندهای فرکانسی $UpLink$ و $DownLink$ مجزایی را به کار می برند ، وجود دارند .

قوانین رادیویی که توسط ITU تنظیم می گردد ، حداکثر محدودیت را بر قدرت منتشر شده (چگالی طیف انرژی) به منظور کاهش تداخل به سطح قابل قبولی تعیین می کنند .

ب) تداخل بین سیستم های ماهواره ای (مدهای B_1 و B_2) :

یک سیستم ماهواره ای ممکن است مدهای تداخلی B_1 و B_2 را از تعدادی سیستم های ماهواره ای همسایه دریافت کند و اثر منتج شده از آنها تداخل کلی نام دارد .

به علت مشکلاتی که در محاسبه وجود دارد ، تداخل ایجاد شده از یک سیستم ماهواره ای مداخله گر بر روی سیستم همسایه مورد مطالعه قرار می گیرد .

تداخل می تواند همانند فرمی از نویز در نظر گرفته شود و عملکرد سیستم به وسیله نسبت قدرت مورد نظر بر قدرت تداخل کننده سنجیده می شود که در این مورد این نسبت قدرت حامل درخواستی بر قدرت حامل مداخله کننده یا $\frac{C}{I}$ می باشد .

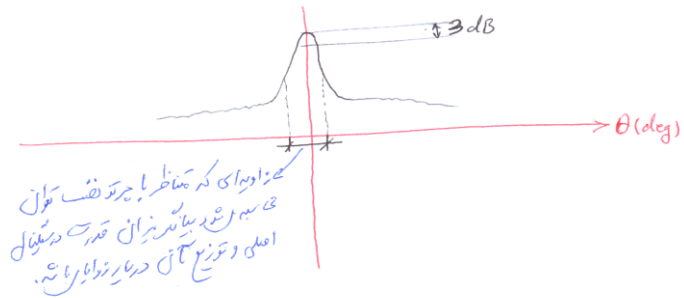
مهمترین فاکتور کنترل کننده تداخل ، الگوی تشعشع آنتن ایستگاه زمینی می باشد . به طور مقایسه ای منعکس کننده های با قطر بزرگتر می توانند برای آنتن های ایستگاه زمینی به کار روند و از این رو پهنای پرتو باریکتری قابل حصول است .

$$HPBW = \frac{21.1}{f(\text{GHz}) * D(\text{m})} \quad (\text{Half Power Beam Width})$$

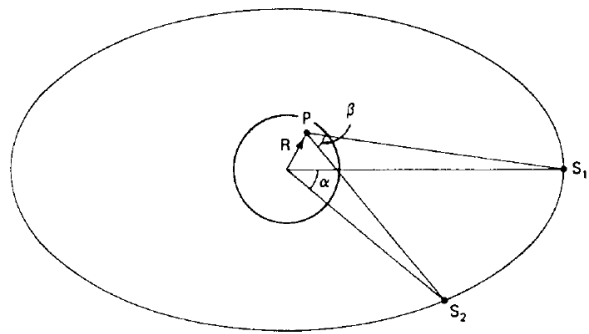
به عنوان مثال یک آنتن 10 m در فرکانس 14 GHz دارای پهنای پرتو 3 dB در حدود 0.15° می باشد .

$$HPBW = \frac{21.1}{14 * 10} = 0.15^\circ$$

0.15° : این مقدار سیوئر بلوکیته از فلهرله مداری (2° تا 4°) اختصاص داده شده به ماهواره ها می باشد .

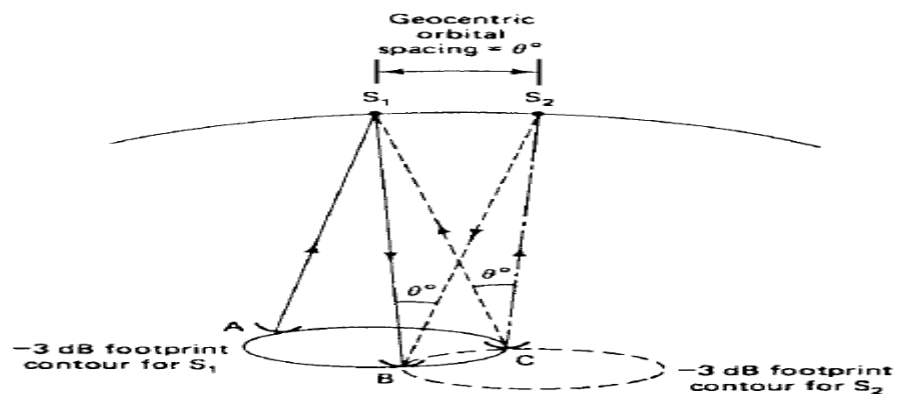


برای تشریح نسبت $\frac{C}{I}$ و ارتباط آن با الگوی تشعشع آنتن لازم است ابتدا هندسه مورد نظر در این مورد را بررسی کنیم .



برای محاسبات مربوط به تداخل فرض می شود که $\alpha = \beta$ می باشد .

در شکل زیر یک مدار ماهواره ای نشان داده شده که مورد تداخل واقع گردیده و از ایستگاه زمینی A که از طریق ماهواره S1 با ایستگاه زمینی دریافت کننده B در تماس است تشکیل گردیده است . مد تداخلی B1 توسط ماهواره S2 بر روی ایستگاه زمینی B اتفاق می افتد و مد تداخلی B2 توسط ایستگاه زمینی C روی ماهواره S1 اتفاق می افتد .



در محاسبات مربوط به تداخل، ایستگاههای زمینی بر روی (-3 dB Contour) مربوط به فوت پرنیت ماهواره ها واقع گردیده اند تا هیچ نوع تبعیض گینی بین حامل های مطلوب و تداخل کننده وجود نداشته باشد.

هدف محاسبه $\left[\frac{C}{I}\right]_{UpLink}$ و $\left[\frac{C}{I}\right]_{DownLink}$ می باشد:

$$DownLink \rightarrow Carrier Power [C] = [EIRP]_1 - 3 + [G_B] - [FSL]$$

$[C]$: بر حسب dBw

$[EIRP]_1$: ماکزیم شدت سیگنال در وسط $Contour$ است و بر حسب dBw

$[G_B]$: $Bore Sight (on - axis) Receiving Antenna Gain at B$: یعنی پترن اصلی آنتن، به سمت ماهواره نشانه رفته است.

$$Interfering Power : [I] = [EIRP]_2 - 3 + [G_{B\theta}] - [FSL] - [Y]_D$$

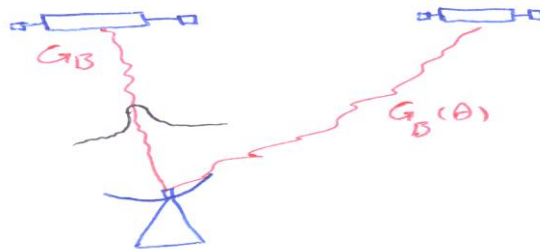
$[I]$: بر حسب dBw

$[EIRP]_2$: بر حسب dBw

$[G_{B\theta}]$: گین آنتن در زاویه $off-axis$ بر حسب dB که عبارتست از: $[G_{B\theta}] = 29 - 25 * \log \theta$

$[FSL]$: بر حسب dB

$[Y]_D$: $Polarization Discrimination$ (عدم تطابق پلاریزاسیون) بر حسب dB



$$\left[\frac{C}{I}\right] = [C] - [I] = [EIRP]_1 - [EIRP]_2 + [G_B] - [G_{B\theta}] + [Y]_D$$

$$\rightarrow \left[\frac{C}{I}\right]_{DownLink} = \Delta[E] + [G_B] - [G_{B\theta}] + [Y]_D$$

$$\left[\frac{C}{I}\right]_{UpLink} = \Delta[P] + [G_A] - [G_C\theta] + [Y]_U$$

$\Delta[P]$: تداخل بین قدرتهای سیگنال $UpLink$ مطلوب (A) و تداخل کننده (C)

$[G_A]$: گین آنتن A در $Bore Sight$ (on-axis Gain) ارسالی آنتن A

$[G_C\theta]$: $off-axis Gain$ ارسالی آنتن C

مثال: $EIRP$ حامل مطلوب از یک ماهواره 34 dBw و گین آنتن ایستگاه زمینی دریافتی 44 dB در جهت مطلوب و 24.47 dB در جهت ماهواره تداخل کننده می باشد. همچنین ماهواره تداخل کننده با $EIRP$ معادل 34 dBw تشعشع می کند. عدم تطابق پلاریزاسیونها 4 dB است. نسبت قدرت حامل به قدرت تداخلی را در آنتن دریافتی زمینی بدست آورید؟

$$\left[\frac{C}{I}\right]_{DownLink} = \Delta[E] + [G_B] - [G_B\theta] + [Y]_D = (34 - 34) + 44 - 24.47 + 4 = 23.53\text{ dB}$$

مثال: ایستگاه A در 24 dBw و با گین آنتن 54 dB ارسال می کند و ایستگاه C در 30 dBw ارسال کرده و گین $off-axis$ در جهت S_1 آن 24.47 dB است. عدم تطابق پلاریزاسیونها نیز 4 dB می باشد. نسبت $\frac{C}{I}$ را در مسیر $UpLink$ بدست آورید؟

$$\left[\frac{C}{I}\right]_{UpLink} = \Delta[P] + [G_A] - [G_C\theta] + [Y]_U = (24 - 30) + 54 - 24.47 + 4 = 27.53\text{ dB}$$

$$\left(\frac{I}{C}\right)_{ant} = \left(\frac{I}{C}\right)_{UpLink} + \left(\frac{I}{C}\right)_{DownLink}$$

$\left(\frac{I}{C}\right)_{ant}$: نسبت در خروجی آنتن گیرنده B (بر حسب وات)

مسئله 5 فصل 12 : یک آنتن دارای گین $46dB$ در فرکانس $12GHz$ می باشد . سطح موثر آنرا حساب کنید ؟

$$G = 46dB = 10^{4.6} = 39810.7 \text{ w} , f = 12GHz = 12 * 10^9 \text{ Hz} , A_{eff} = ?$$

$$G = \eta \frac{4\pi A}{\lambda^2} = \frac{A_{eff} 4\pi f^2}{C^2} \rightarrow A_{eff} = \frac{GC^2}{4\pi f^2} = \frac{39810.7 * (3 * 10^8)^2}{4\pi * (12 * 10^9)^2} = 1.98 \text{ m}^2$$

مسئله 7 فصل 12 : $EIRP$ ماهواره ای برابر 49.4 dBw می باشد . الف) چگالی توان در یک ایستگاه زمینی که در فاصله 40000 کیلومتری قرار دارد ؟ ب) توان ارسالی به یک $Matched Load$ در ایستگاه زمینی گیرنده ، اگر گین آنتن برابر $50dB$ باشد را حساب کنید . فرکانس پایین رونده برابر $4GHz$ می باشد ؟

(الف)

$$q_M = \frac{EIRP}{4\pi r^2} = \frac{10^{4.94}}{4\pi * (4 * 10^7)^2} = 4.33 * 10^{-12}$$

(ب)

$$[P_R] = [EIRP] + [G_R] - [FSL] = 20 * \log f + 20 * \log r + 92.4 \\ = 20 * \log 4 + 20 * \log(4 * 10^4)^2 + 92.4 = 196.48$$

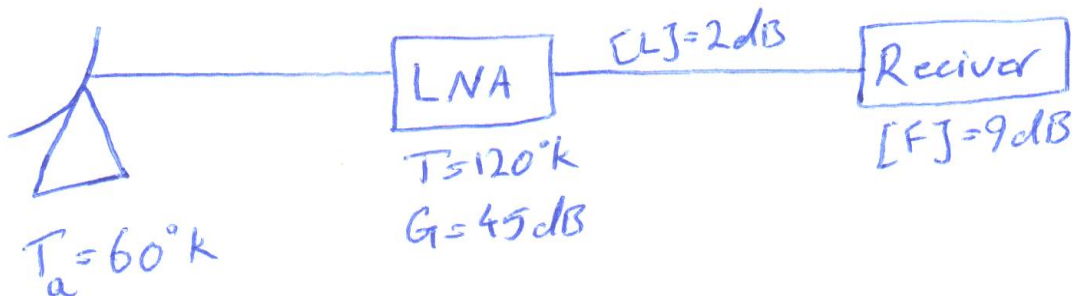
$$\rightarrow [P_R] = 49.4 + 50 - 196.48 = -97.08 \text{ dBw}$$

$$P_R = 0.19577 \text{ nw}$$

مسئله 9 فصل 12 : قسمت دوم مسئله 7 را با فرض $Fading Margin$ (در نظر گرفتن تلفات محوشدگی سیگنال) برابر $1dB$ و تلفات فیدر گیرنده برابر $0.5dB$ تکرار کنید ؟

$$[FSL] = 196.48 \rightarrow [P_R] = 49.4 + 50 - 196.48 - 1 - 0.5 = -98.58 \rightarrow P_R = 0.13867 \text{ nw}$$

مسئله 16 فصل 12 : یک سیستم گیرنده شامل یک آنتن با دمای نویز حرارتی $60^\circ K$ ، مستقیماً به یک LNA (تقویت کننده نویز پایین) تغذیه می شود . نویز حرارتی تقویت کننده برابر $120^\circ K$ و گین آن $45dB$ می باشد . تغذیه کننده کوکسیال بین LNA و گیرنده اصلی ، افتی برابر $2dB$ دارد . همچنین نویز فیگر گیرنده اصلی برابر $9dB$ است . دمای نویز سیستم منتسب به ورودی را محاسبه کنید؟



$$T_s = T_{ant} + T_{LNA} + \frac{(L-1)T_0}{G_1} + \frac{(F-1)T_0}{\frac{G_{LNA}}{L}} = 60 + 120 + \frac{(10^{0.2}-1)*290}{10^{4.5}} + \frac{(10^{0.9}-1)*290}{\frac{10^{4.5}}{10^{0.2}}} = 180.106^\circ K$$

مسئله 19 فصل 12 : توضیح دهید منظور از نسبت حامل به نویز چیست ؟ در ورودی یک گیرنده ، توان حامل دریافتی برابر $400pw$ و دمای نویز سیستم $450^{\circ}k$ است . نسبت چگالی حامل به نویز را به $dBHz$ محاسبه کنید ؟ با توجه به پهنای باند $36MHz$ داده شده ، نسبت حامل به نویز را بر حسب دسیبل بدست آورید ؟

یک ملاک برای عملکرد یک لینک ماهواره ای ، نسبت توان حامل به توان نویز در ورودی گیرنده است که اغلب در محاسبات لینک مورد توجه واقع می شود . این نسبت با $\frac{C}{N}$ شناخته و معادل $\frac{P_R}{P_N}$ است .

$$C = 400 pw \rightarrow [C] = -93.97 dBw$$

$$T_S = 450^{\circ}k \rightarrow N_0 = kT_S = 1.38 * 10^{-23} * 450 = 6.21 * 10^{-21}$$

$$\rightarrow [N_0] = -202.06 dBHz$$

$$\left[\frac{C}{N_0}\right] = [C] - [N_0] = -93.97 - (-202.06) = 108.01 dBHz$$

$$\left[\frac{C}{N}\right] = \left[\frac{C}{N_0}\right] - [B] = 108.01 - 75.56 = 32.45 dB$$

مسئله 2 فصل 13 : تفاوت بین زوایای Geocentric و Topocentric به کار رفته در ارتباطات ماهواره ای را شرح دهید دو ماهواره Geostationary دارای فاصله مداری 4° می باشد . زاویه Topocentric واقع شده از :

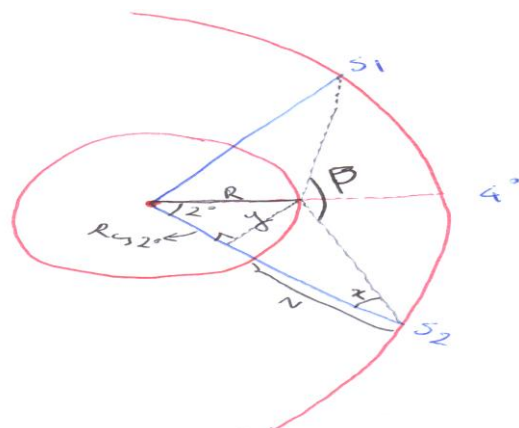
الف (نقطه میانی (نزدیک مرکز) بین نقاط Subsatellite

ب (هر یک از نقاط Satellite را بدست آورید ؟

Geocentric زاویه ای است که مرکز آن بر مرکز زمین و دو ضلع آن بر دو ماهواره منطبق می باشد و قرار گیری دو ماهواره در مقابل یکدیگر را نشان می دهد که همان Orbital Separation یا فاصله مداری است که با α نشان می دهند .

Topocentric زاویه ای است که مرکز آن بر ایستگاه زمینی و دو ضلع آن بر دو ماهواره منطبق می باشد و قرار گیری دو ماهواره در مقابل یکدیگر را از زاویه ای دیگر نشان می دهد . که در عمل در بسیاری از کاربردهای عملی از قبیل تداخل ماهواره ای ممکن است این دو زاویه برابر در نظر گرفته می شوند .

الف (



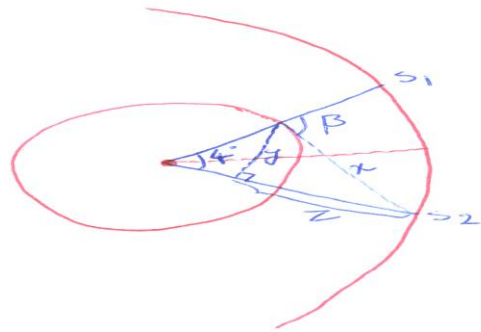
$$R = 6378 \text{ km}, r = 42164 \text{ km}$$

$$\sin 2^\circ = \frac{y}{R} \rightarrow y = R * \sin 2^\circ, \quad z = r - R * \cos 2^\circ$$

$$\tan x = \frac{y}{z} = \frac{R * \sin 2^\circ}{r - R * \cos 2^\circ} \rightarrow x = 0.3563^\circ$$

$$\rightarrow \frac{\beta}{2} = x + 2^\circ = 2.3563^\circ \rightarrow \beta = 4.7127^\circ$$

(ب)

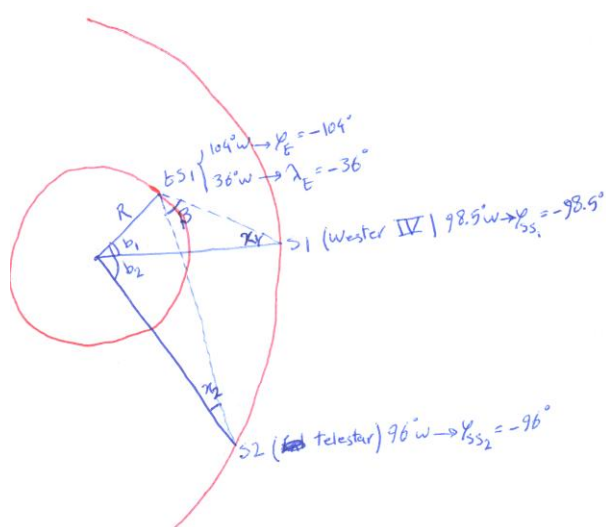


$$\sin 4^\circ = \frac{y}{R} \rightarrow y = R * \sin 4^\circ, \quad z = r - R * \cos 4^\circ$$

$$\tan x = \frac{y}{z} = \frac{R * \sin 4^\circ}{r - R * \cos 4^\circ} \rightarrow x = 0.7119^\circ$$

$$\rightarrow \beta = x + 4^\circ = 4.7119^\circ$$

مسئله 3 فصل 13 : ماهواره Wester IV در 98.5 درجه غربی ماهواره Telestar در 96 درجه غربی قرار گرفته است . مختصات دو ایستگاه زمینی 104 درجه غربی ، 36 درجه شمالی و 90 درجه غربی و 32 درجه شمالی می باشد . با استفاده از فرمولهای زاویه دید و دامنه که در فصل سوم ، بخش 2 (فصل سوم کتاب) داده شده زاویه Topocentric واقع در هر ایستگاه زمینی با این دو ماهواره را بدت آورید ؟



$$\varphi_E = -104^\circ, \lambda_E = 36^\circ, \varphi_{SS_1} = -98.5^\circ, \varphi_{SS_2} = -96^\circ$$

$$\beta + x_1 = x_2 + b_2 - b_1$$

$$\cos b_1 = \cos \lambda_E * \cos B = \cos \lambda_E * \cos(\varphi_E - \varphi_{SS_1}) = \cos 36 * \cos(-104 - (-98.5)) = 0.805$$

$$\rightarrow b_1 = 36.36^\circ$$

$$\cos b_2 = \cos \lambda_E * \cos B = \cos \lambda_E * \cos(\varphi_E - \varphi_{SS_2}) = \cos 36 * \cos(-104 - (-96)) = 0.8011$$

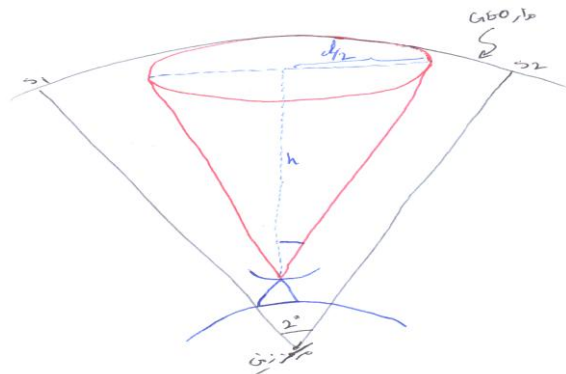
$$\rightarrow b_2 = 36.76^\circ$$

$$\tan x_1 = \frac{R * \sin b_1}{r - R * \cos b_1} \rightarrow x_1 = 5.83^\circ$$

$$\tan x_2 = \frac{R * \sin b_2}{r - R * \cos b_2} \rightarrow x_2 = 5.88^\circ$$

$$\beta = x_2 + b_2 - b_1 - x_1 = 0.45^\circ$$

مسئله 6 فصل 13 : پهنای پرتو -3 dB را برای یک آنتن ایستگاه زمینی که در فرکانس 14 GHz کار می کند بدست آورید . قطر آنتن برابر 3.5 m می باشد . فلصله مداری ماهواره ایی بفلصله 2° را بقطر این پرتو در نقاط -3 dB در مدار Geostationary مقایسه کنید ؟



$$HPBW = \frac{21.1}{f * D} = \frac{21.1}{14 * 3.5} = 0.4306^\circ$$

$$\tan\left(\frac{0.4306}{2}\right) = \frac{\frac{d}{2}}{h}$$

$$h = r - R = 42164 - 6378 = 35786 \text{ km} \rightarrow \tan 0.2153 = \frac{\frac{d}{2}}{35786} \rightarrow \frac{d}{2} = 35786 * \tan 0.2153$$

$$\rightarrow d = 268.9546 \text{ km}$$

$$d_s = \frac{2}{360} * 2\pi r = \frac{2}{360} * 2\pi * 42164 = 1471.8 \text{ km}$$

مسئله 9 فصل 13 : مدار پایین رون یک ماهواره در $[EIRP]$ ماهواره ای برابر 35 dBw و گین آنتن گیونده بواسی 59.5 dB کلو می کن . ناخل توسط ماهواره ای بلفصلیه 3° و $[EIRP]$ بواسی 35 dBw ایجاد شده است . نسبت $\left[\frac{C}{I}\right]$ (قدرت حامل به قدرت ناخل) را در آنتن گیرنده بلدر نظر گیفتن عدم تطابق پلاریزاسیون 6 dB بدست آورید . گین Side Lobe بواسی آنتن اینگیله زمینی بواسی $32 - 25 * \log \theta$ می باشد ؟

$$\left[\frac{C}{I}\right]_{DownLink} = \Delta[E] + [G_B] - [G_B \theta] + [Y]_D$$

$$G_B \theta = 32 - 25 * \log \theta = 32 - 25 * \log 3 = 20.07$$

$$\left[\frac{C}{I}\right]_{DownLink} = (35 - 35) + 59.5 - 20.07 + 6 = 45.43 \text{ dB}$$