

بررسی تأثیر حرکت نسبی ماهواره‌ها بر عملکرد لینک بین ماهواره‌ای

فاطمه آموزگاری^۱، امیررضا کوثری^{۲*}، مهدی فکور^۳

۱- دانشجوی دکتری هوافضا- مهندسی فضایی، گروه هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، fatemeamozegary@ut.ac.ir

۲- دانشیار مهندسی هوافضا، گروه هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، kosari_a@ut.ac.ir

۳- استاد مهندسی مکانیک، گروه هوافضا، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، mfakoor@ut.ac.ir

*نویسنده مخاطب

چکیده

که این مطلب از ویژگی‌های مطلوب این سیستم‌ها محسوب نمی‌شود. در چند دهه اخیر پیشرفت سیستم‌های ماهواره‌ای سریع‌تر شده و لزوم مطالعه این سیستم‌ها بیشتر احساس می‌شود.

در میان ابزارهای مؤثر جهت تسهیل نیازهای ارتباطی بشر، سیستم‌های مخابرات ماهواره‌ای از جایگاه منحصربه‌فردی برخوردارند. این جایگاه ویژه ناشی از مزایای ارتباط ماهواره‌ای از نظر تنوع سرویس، انعطاف‌پذیری، استقلال از عوارض و منابع طبیعی، سرعت عمل بالا در برقراری ارتباط، پوشش دهی وسیع و هزینه نسبتاً کم در فواصل طولانی است. یکی از این سرویس‌های مخابراتی سرویس بین ماهواره‌ای است. از آنجایی که ماهواره‌ها ممکن است در بخشی مسیرشان به دور زمین از زمان از دید ناظر زمینی خارج شوند، لذا برای برقراری ارتباط زمانی بیشینه از لینک بین ماهواره‌ای می‌توان بهره جست.

لینک بین ماهواره‌ای همواره در ارتباط بین چند ماهواره در یک منظومه ماهواره‌ای و با هدف افزایش نرخ بیت به حدود چندین گیگابایت در ثانیه و همچنین کاهش پایانه‌های فضایی می‌تواند بکار گرفته شود [۱]. این ارتباط می‌تواند در انواع مختلف مدارها بکار رود. پرکاربردترین این لینک‌ها عبارتند از:

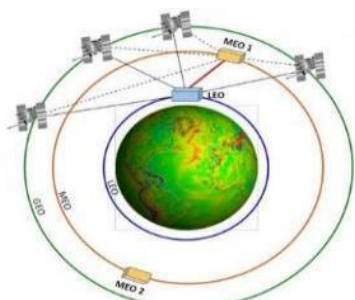
- لینک‌های ژئو به لئو بین ماهواره‌های زمین ثابت و ماهواره‌های در مدار ارتفاع کم، که لینک بین مداری نیز نامیده می‌شود.
 - لینک‌های ژئو به ژئو بین ماهواره‌های زمین ثابت
 - لینک‌های لئو به لئو بین ماهواره‌های در مدارهای کم ارتفاع
- همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است این ارتباط در انواع مختلف مدارات می‌تواند به کار رود، سه حالت فوق در عمل بیشتر مورد توجه هستند [۲].

لینک بین ماهواره‌ای یک جنبه نوآورانه در مأموریت سنجش‌ازدور یا مخابراتی است که اجازه تبادل اطلاعات بین ماهواره‌ها را می‌دهد. لینک بین ماهواره‌ای مهم‌ترین راه‌حل کاهش ایستگاه‌های زمینی است و در واقع یک مسیر انتقال اطلاعات بین ماهواره‌ها است که با استفاده از امواج رادیویی یا لیزر می‌تواند ماهواره‌ها را به یکدیگر متصل کرده و آن‌ها را به یک سیستم یکپارچه تبدیل کند. برای برقراری لینک بین ماهواره‌ای، حرکت نسبی مؤلفه کلیدی است که بر کیفیت لینک و بازدهی مأموریت اثر می‌گذارد. حرکت نسبی دو ماهواره با در نظر گرفتن اغتشاشات و با استفاده از مدل‌سازی هندسی مدار نسبی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. سه دسته ماهواره با مشخصات مربوط به سه نوع لینک بین ماهواره‌ای لئو-ژئو، ژئو-ژئو و لئو-لئو انتخاب شده و سرعت و موقعیت نسبی آن‌ها با روش بیان شده محاسبه شده است. در ادامه بر اساس موقعیت مداری ماهواره‌ها و حرکت نسبی آن‌ها پارامترهای تأثیرگذار بر عملکرد لینک بین ماهواره‌ای برای دو نوع لینک رادیویی و نوری محاسبه شده و الزامات برقراری لینک بین ماهواره‌ای مورد بررسی قرار می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام پذیرفته، نشان می‌دهند که در هر سه نوع لینک بین ماهواره‌ای، لینک نوری عملکرد بهتری نسبت به لینک رادیویی می‌تواند داشته باشد. ولی این نکته قابل ذکر است که در حالت کلی پیاده‌سازی لینک نوری مشکلات فنی بیشتری داراست. همچنین، استفاده از لینک نوری برای لینک ژئو-ژئو و لینک رادیویی برای لینک لئو-ژئو و لینک لئو-لئو مناسب‌تر است.

واژه‌های کلیدی: لینک بین ماهواره‌ای - لینک نوری - لینک رادیویی - حرکت نسبی - مدل‌سازی هندسی مدار نسبی

۱- مقدمه

یکی از واقعیت‌های زندگی امروزی، استفاده گسترده از ماهواره‌ها در سیستم‌های مخابراتی است. ماهواره‌ها دارای ویژگی‌هایی هستند که در سیستم‌های مخابراتی دیگر وجود ندارد. به دلیل این که سطح بسیار وسیعی از زمین توسط یک ماهواره قابل‌رؤیت است، ماهواره می‌تواند به‌عنوان گره اصلی یک شبکه مخابراتی مورد استفاده قرار گرفته و تعداد زیادی از کاربران که فاصله جغرافیایی نسبتاً دوری دارند را به هم متصل می‌کند. همین‌طور این ویژگی امکان ارائه لینک مخابرات ماهواره‌ای به مناطق دورافتاده‌ای را می‌دهد که دسترسی به سیستم‌های مخابراتی دیگر ندارند. از طرف دیگر در سیستم‌های ماهواره‌ای حدود مرز سیاسی و جغرافیایی در نظر گرفته نمی‌شود



شکل ۱- انواع لینک بین ماهواره‌ای [۳]

زمانی برای هماهنگی زمانی و فاصله هندسی استخراج شده برای تعیین مدار خودکار استفاده می‌شود [۷].

گونگ (Gong) و همکاران (۲۰۱۹) پنج ماهواره نسل جدید بی‌دی‌اس (BDS)، شامل دو ماهواره زمین‌آهنگ و ۳ ماهواره در مدار متو، با لینک بین ماهواره‌ای روی برد را مورد بررسی قرار داده‌اند. با استفاده از لینک بین ماهواره‌ای، بی‌دی‌اس می‌تواند بدون پشتیبانی ایستگاه زمینی به ناوبری خودکار دست یابد. یک فیلتر تجزیه پارامتر جدید در این تحقیق ارائه شده و در فرآیند تعیین مدار بی‌دی‌اس نیز پیاده‌سازی شده است. بر اساس اجرای تعیین مدار ترکیبی با مشاهدات شبیه‌سازی شده، عملکرد فیلتر تجزیه پارامتر در مقایسه با فیلتر یکپارچگی پارامتر از نظر دقت و کارایی ارزیابی شده است. نتایج نشان می‌دهند که با توجه به مشاهدات کافی، فیلتر تجزیه پارامتر نسبت به فیلتر یکپارچگی پارامتر از بعضی جهات برتری دارد، علاوه بر این کارایی حل فیلتر تجزیه پارامتر بسیار بالاتر از فیلتر یکپارچگی پارامتر است [۸].

گروور (Grover) و همکاران (۲۰۲۰) به بررسی عددی و مدل‌سازی لینک بین ماهواره‌ای بین دو ماهواره لئو و زمین‌آهنگ پرداخته‌اند. عملکرد لینک پیشنهادی را بر اساس طول‌موج، فاصله انتقال، توان ورودی، خطای نشانه‌روی، تلفات و قطر دهانه گیرنده به‌صورت عددی ارزیابی کرده‌اند. از طریق شبیه‌سازی‌های عددی، انتقال موفق اطلاعات با استفاده از لینک پیشنهادی اثبات شده است. همچنین بهبود عملکرد لینک نیز در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است [۹].

چن (Chen) و همکاران (۲۰۲۱) روشی جهت بهینه‌سازی مدل اتصال را برای شبکه منظومه ماهواره‌ای بزرگ مقیاس با لینک بین ماهواره‌ای با هدف دستیابی به عملکرد کلی بهینه شامل تأخیر، اوج ترافیک و تعادل بار، معرفی کرده‌اند. محدودیت‌های موقعیت اتصالات، ارتباط ماهواره‌ای و حداکثر تعداد پرش‌ها در نظر گرفته شده است. از الگوریتم ژنتیک برای حل مسئله بهینه‌سازی استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که طرح بهینه عملکرد بهتری نسبت به طرح مرجع دارد [۱۰].

یان (Yan) و ژائو (Zhao) (۲۰۲۱) مسئله طراحی توپولوژی در سیستم ناوبری جهانی به‌منظور بهینه‌سازی عملکرد ارتباطی بین ماهواره و ایستگاه زمینی با محدودیت کمینه تجسس منطقه هدف را مورد بررسی قرار داده‌اند و یک روش برنامه‌ریزی خطی بهینه پیشنهاد شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که این روش در مقایسه با دو روش دیگر موجود عملکرد بهتری در تأخیر انتقال و توان عملیاتی شبکه دارد [۱۱].

یان و همکاران (۲۰۲۲) یک مدل بهینه‌سازی ریاضی برای استفاده از لینک بین ماهواره‌ای برای ناوبری ماهواره‌ای با توجه به الزامات مسافت یابی و ارتباطی ارائه داده‌اند. یک استراتژی برای بهبود عملکرد ارتباطی طراحی کرده‌اند. برای ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی از شبیه‌سازی استفاده شده است و نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که این روش نتایج قابل قبول تری نسبت به سایر الگوریتم‌های مورد مطالعه به دست می‌آورد.

در مقاله حاضر، تأثیر حرکت نسبی بر الزامات برقراری لینک بین ماهواره‌ای و عملکرد لینک بین ماهواره‌ای در سه نوع لینک بین ماهواره‌ای ذکر شده و در دو لینک نوری و رادیویی در باند فرکانسی Ka مورد بررسی قرار گرفته‌اند. حرکت نسبی ماهواره‌ها با استفاده از مدل‌سازی هندسه کروی ذکر شده در مرجع [۶] و با در نظر گرفتن اغتشاشات وارد بر ماهواره‌ها

حفاظت در قبال تداخل بین ماهواره‌ها با تدوین نظام مند باندهای فرکانسی و متناسب سازی موقعیت‌های مداری به دست می‌آید. فاصله مداری کوچک بین ماهواره‌های مجاور منجر به افزایش سطح تداخل شده و این موضوع مانعی در خصوص راه‌اندازی و بکارگیری ماهواره‌های جدید تلقی شود.

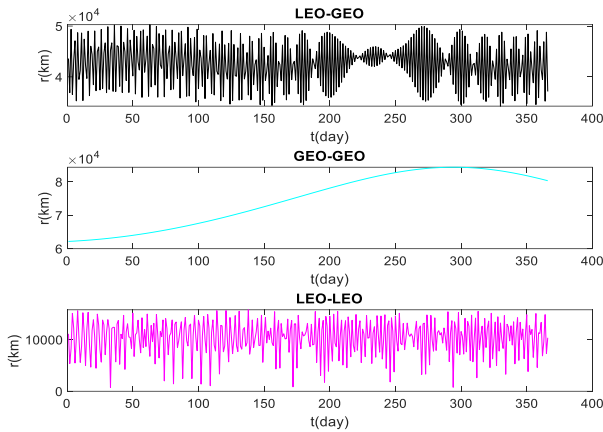
برای برقراری لینک بین ماهواره‌ای بررسی حرکت نسبی دو ماهواره به‌منظور فراهم کردن الزامات زیرسیستم مخابراتی برای ماهواره‌ها الزامی است. حرکت نسبی ماهواره‌ها به‌عنوان رد فضایی یا مسیر یک ماهواره نسبت به ماهواره دیگر در میدان گرانشی تعریف می‌شود. حرکت نسبی ماهواره، یا مشاهده چگونگی حرکت ماهواره از ماهواره مشاهده‌گر، برای برنامه‌ریزی مأموریت و همچنین برای مشخص نمودن چگونگی طراحی سیستم جهت دهی آنتن برای ارتباط بین ماهواره‌های مهم است.

هانگ (Huang) و همکارانش (۲۰۱۴) با در نظر گرفتن ویژگی‌های لینک، یک الگوریتم برنامه‌ریزی لینک برای شبکه‌های ماهواره‌ای پیشنهاد کرده‌اند. ابتدا، یک مدل لینک بین ماهواره‌ای محدود ساخته شده است، بر اساس این مدل، تأثیر زمانی هر لینک تعریف شده و به‌عنوان معیار اولویت برنامه‌ریزی در نظر گرفته می‌شود. سپس فرستنده‌ها بر اساس تأثیر زمانی هر لینک توالی تصمیمات را مشخص می‌کنند. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهند که در مقایسه با روش‌های برنامه‌ریزی دیگر، این الگوریتم توانمندی بالاتر و همچنین تأخیر زمانی کمتری را در هر دو نوع لینک یک‌طرفه و دوطرفه تضمین می‌کند [۴].

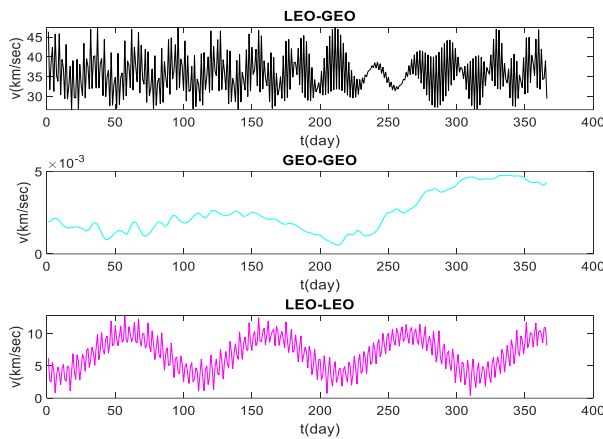
دنگ (Deng) و همکارانش (۲۰۱۵) یک مدل واسط لینک بین ماهواره‌ای لیزری بر اساس مدل انتقال استاندارد برای لینک بین ماهواره‌ای طراحی کردند. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که با استفاده از این مدل واسط بهره‌وری انتقال و عملکرد سیستم افزایش بیشتری دارند، [۵].

فکور و همکاران (۲۰۱۷) به‌منظور برقراری لینک بین ماهواره‌ای مسئله کنترل و دینامیک حرکت نسبی در منظومه ماهواره‌ای را مورد بررسی قرار داده‌اند. در قسمت مرتبط با مسئله دینامیکی، یک راه‌حل تحلیلی برای مسئله حرکت نسبی ماهواره با در نظر گرفتن اغتشاش پخی زمین ارائه داده‌اند. روش هندسی مستقیم با استفاده از مختصات کروی برای رسیدن به این راه‌حل به‌کاربرده شده است. ارزیابی شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که راه‌حل به‌دست‌آمده از روش هندسی، حرکت نسبی ماهواره‌ها را با دقت بالایی محاسبه می‌کند؛ بنابراین، راه‌حل تحلیلی پیشنهادی کارآمد و مؤثرتر خواهد بود. در قسمت مربوط به مسئله کنترل، سیستم کنترل ردیابی نسبی بین دو ماهواره به‌منظور برقراری لینک مخابراتی بین ماهواره‌ها با استفاده از راه‌حل تحلیلی حرکت نسبی ماهواره‌ها نسبت به مسیر مرجع طراحی شده است. روش کنترل مدلفزشی برای توسعه سیستم کنترل ردیابی نسبی برای کنترل ردیابی محموله به محموله و بدنه به بدنه توسعه داده شده است [۶].

تانگ (Tang) و همکاران (۲۰۱۸) بر پردازش داده‌های حاصل از اندازه‌گیری لینک بین ماهواره‌ای به‌عنوان نوع جدید اندازه‌گیری و کاربرد آن در تعیین مدار خودکار ماهواره‌های سیستم ماهواره‌ای نسل جدید بیدو (Beidou) برای اولین بار متمرکز شده‌اند. اندازه‌گیری‌های لینک بین ماهواره‌ای اندازه‌گیری‌های یک‌طرفه دوگانه‌ای هستند که از ساختار دسترسی چندگانه تقسیم زمانی پیروی می‌کنند. خطای اندازه‌گیری لینک بین ماهواره‌ای کمتر از ۰٫۲۵ نانوثانیه است. این مقاله یک روش برای استخراج انحراف زمانی ماهواره و فاصله هندسی پیشنهاد داده است. انحراف



شکل ۲- فاصله نسبی ماهواره‌ها



شکل ۳- سرعت نسبی ماهواره‌ها

۳- لینک بین ماهواره‌ای

لینک‌های بین ماهواره‌ای، لینک‌های فرکانس رادیویی یا نوری هستند که ارتباط بین ماهواره‌ها را بدون نیاز به ایستگاه‌های زمینی واسط فراهم می‌کنند. عملکرد لینک‌هایی که در برقراری ارتباط بین ماهواره‌ها دخالت دارند تعیین‌کننده کیفیت سرویس و ارتباط بین ماهواره‌ها هستند.

لینک‌های بین ماهواره‌ای را می‌توان حالت خاصی از ماهواره‌های چند پرتوی در نظر گرفت؛ در این حالت پرتوها مستقیماً به سمت زمین هدایت نمی‌شوند بلکه به سمت ماهواره‌های دیگر هدایت می‌گردند. برای ارتباط دوطرفه بین ماهواره‌ها، دو پرتو جهت ارسال و دریافت موردنیاز است.

با این‌که اصول کلی طراحی آنتن ثابت است اما محدودیت‌های ایجادشده توسط محیط باعث ایجاد طراحی متفاوت برای آنتن لینک بین ماهواره‌ای می‌شود. انواع مشخص تداخل که علیرغم سیستم‌های رادیویی دیگر در سیستم‌های ماهواره‌ای رخ می‌دهد، باعث ایجاد مشکلاتی می‌شود که ایجاد می‌کند، در انتخاب پارامترهای تأثیرگذار آنتن روی تداخل توجه ویژه‌ای داشته باشیم [۲].

برای ایجاد لینک بین ماهواره‌ای هر ماهواره نیاز دارد که تجهیزات اضافی شامل آنتن‌ها، گیرنده و فرستنده داشته باشد. این تجهیزات اضافی وزن و قیمت ماهواره را افزایش می‌دهد. مشخصات سیستم‌های ارتباطی و رادیویی در سه نوع لینک بین ماهواره‌ای در جدول ۲ نشان داده شده است.

استخراج شده است. سه دسته ماهواره پایه و هدف به صورتی انتخاب شده‌اند که سه نوع لینک بین ماهواره‌ای را تحت پوشش قرار دهند.

۲- مدل‌سازی حرکت نسبی

حرکت نسبی ماهواره‌ها به‌عنوان رد فضایی یا مسیر یک ماهواره نسبت به ماهواره دیگر در میدان گرانشی تعریف می‌شود. حرکت نسبی ماهواره، یا مشاهده چگونگی حرکت ماهواره از ماهواره مشاهده‌گر، برای برنامه‌ریزی مأموریت و همچنین برای فهم چگونگی تعیین جهت مناسب آنتن، ابزارها یا سنسورها مهم است.

در مدل‌سازی هندسی مدار نسبی، حرکت نسبی ماهواره با در نظر گرفتن اغتشاشات وارد بر ماهواره‌ها با استفاده از راه‌حل‌های مبتنی بر هندسه کروی استفاده می‌شود. استخراج این روش هندسی برخلاف سایر مدل‌های ارائه‌شده در مراجع، دارای پیچیدگی کمتری بوده و معادلات حاصل نیز یک فرم تحلیلی کامل را از حرکت نسبی ارائه می‌دهند.

برای استنتاج معادلات حرکت، روش هندسی با استفاده از راه‌حل‌های مثلثات کروی تصویر مدارات کپلری را تفسیر می‌کند. معادلات حاصل به‌صورت زوایای سمتی و فراز بیان می‌شوند که موقعیت زاویه‌ای نسبی ماهواره هدف را نشان می‌دهند. سپس زوایای سمتی و فراز (α, δ) به مختصات متعامد مربوط به بردارهای موقعیت و سرعت نسبی تبدیل می‌شوند. با استفاده از این راه‌حل، معادلات حرکت استخراج می‌شود. زیرنویس B نشان‌دهنده ماهواره پایه و زیرنویس T نشان‌دهنده ماهواره هدف است.

بردار موقعیت نسبی \hat{r} از رابطه (۱) محاسبه می‌شود:

$$\hat{r} = \begin{pmatrix} r_T \cos \delta \cos \alpha - r_B \\ r_T \cos \delta \sin \alpha \\ r_T \sin \delta \end{pmatrix} \quad (1)$$

بردار سرعت نسبی \hat{v} با مشتق‌گیری زمانی از بردار موقعیت نسبی

\hat{r} به دست می‌آید:

$$\hat{v} = \begin{pmatrix} \dot{r}_T \cos \delta \cos \alpha - r_T \dot{\delta} \sin \delta \cos \alpha - r_T \dot{\alpha} \cos \delta \sin \alpha - \dot{r}_B \\ \dot{r}_T \cos \delta \sin \alpha - r_T \dot{\delta} \sin \delta \sin \alpha + r_T \dot{\alpha} \cos \delta \cos \alpha \\ \dot{r}_T \sin \delta + r_T \dot{\delta} \cos \delta \end{pmatrix} \quad (2)$$

شبه‌سازی حرکت نسبی با استفاده از مدل پیشنهادی برای سه دسته ماهواره هدف و پایه و با المان‌های مداری مشخص انجام می‌شود. المان‌های مداری سه دسته ماهواره نمونه که بر اساس لینک‌های بین ماهواره‌ای لئو به لئو و ژئو به لئو و ژئو به ژئو انتخاب شده‌اند در جدول ۱ نشان داده شده است. زوایا برحسب درجه بیان شده‌اند و مقیاس نیم محور اصلی بر اساس کیلومتر است.

جدول ۱- پارامترهای مداری ماهواره‌ها

ماهواره	a	e	i	ω	Ω	ν
پایه ۱	۷۵۰۰	۰٫۱	۳۰	۵۰	۴۵	۱۰
هدف ۱	۸۰۰۰	۰٫۱	۷۰	۱۲۰	۲۰	۶۰
پایه ۲	۷۵۰۰	۰٫۱	۳۰	۵۰	۴۵	۱۰
هدف ۲	۴۲۱۶۶	۰٫۰۰۱	۰٫۰۸	۱۲۰	۲۰	۶۰
پایه ۳	۴۲۱۶۶	۰٫۰۰۱	۰٫۰۵	۵۰	۴۵	۱۰
هدف ۳	۴۲۱۶۶	۰٫۰۰۰	۰٫۰۸	۱۲۰	۲۰	۶۰

در شکل‌های ۲ و ۳ به ترتیب نتایج موقعیت و سرعت نسبی سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف نشان داده شده است.

شده) در واحد زاویه فضایی یک آنتن تمام جهته که با همان توان تغذیه شده باشد. بهره آنتن از رابطه (۳) محاسبه می‌شود [۱۴]:

$$G_{T,R} = \eta \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (3)$$

بازده η آنتن از حاصل ضرب چندین عامل که تابع قانون پرتوافشانی هستند، محاسبه می‌شود. این عوامل شامل تلفات سر رفتگی، ناهمواری‌های سطح و تلفات مقاومتی و عدم تطبیق و ... هستند. به‌طور کلی، η بازده کل آنتن است که چیزی بین ۰,۵۵ تا ۰,۷۵ است. در جدول ۳ مقدار بهره آنتن با بازده آنتن متداول ۰,۶ محاسبه شده است.

از رابطه (۳) می‌توان نتیجه گرفت که برای دو آنتن با بهره یکسان هرچه فرکانس بالاتر باشد قطر دهانه آنتن کوچک‌تر می‌شود و این مسئله سبب پیاده‌سازی آسان‌تر آن می‌شود.

۳-۲- ضریب شایستگی

عملکرد تجهیزات دریافت به‌وسیله ضریب شایستگی $\frac{G}{T}$ اندازه‌گیری می‌شود که در آن G بهره کل تجهیزات دریافت است. ضریب شایستگی از تقسیم بهره آنتن بر دمای نویز آنتن محاسبه می‌شود.

یک آنتن نویز را از اجرام تشعشع کننده که در داخل الگوی تشعشعی خود قرار دارد، جمع‌آوری می‌کند. نویز خروجی آنتن تابعی از جهت نشانه-روی، الگوی تشعشعی و شرایط محیط اطراف آن است. آنتن، منبع نویزی فرض می‌شود که با دمای نویز مشخص می‌گردد. دمای نویز آنتن در مدار ژئو از مرتبه $700K$ و در مدار لئو از مرتبه $300K$ است [۱۵][۱۶].

۳-۳- توان تشعشعی تمام جهته مؤثر

عملکرد ارسال پایانه با توان تشعشعی تمام جهته مؤثر اندازه‌گیری می‌شود. می‌توان توان تشعشعی تمام جهته مؤثر را به‌عنوان توان ورودی لینک انتقال در نظر گرفت و توان دریافتی در انتهای دیگر لینک را محاسبه کرد.

توان تشعشع شده به‌وسیله تجهیزات ارسال در جهت تجهیزات دریافت که به‌وسیله توان تشعشعی تمام جهته مؤثر اندازه‌گیری شده است طبق رابطه (۴) به دست می‌آید [۱۷]:

$$EIRP = P_T G_T \quad (4)$$

۴-۳- تلفات فضای آزاد

توان تشعشعی توسط تلفات مسیر دستخوش تغییر می‌شود و از مقدار تولیدشده در فرستنده کمتر خواهد بود. در طول مسیر انتقال سیگنال، انواع تلفاتی وجود دارند که برخی از آن‌ها ثابت هستند و برخی از انواع تلفات را فقط می‌توان با استفاده از داده‌های آماری تخمین زد. در عمل، به‌حساب آوردن تلفات در اثر عوامل متفاوت زیر ضروری است:

- تلفات ناشی از تضعیف امواج هنگام عبور از جو زمین
- تلفات تجهیزات ارسال و دریافت
- تلفات انحراف نشانه‌روی
- تلفات عدم تطبیق پلاریزاسیون

از آنجایی که سیگنال ارسالی بین دو ماهواره از اتمسفر زمین عبور نمی‌کند تلفات ناشی از عبور از اتمسفر از جمله تلفات اتمسفری به دلیل جذب انرژی الکترومغناطیسی توسط گازهای اتمسفر، اثرات یونسفر شامل سوسوزدن، جذب، تغییرات جهت دریافت سیگنال، تأخیر انتشار، پاشندگی، تغییر فرکانس و چرخش قطب، تضعیف امواج رادیویی در اثر باران، تگرگ، یخ و برف بر روی لینک بین ماهواره‌ای تأثیری ندارند [۲]. همچنین، تلفات

در این سیستم‌ها از باند فرکانسی Ka استفاده شده است و نرخ بیت آن‌ها ۲,۵Gbps است. در ادامه به بررسی تأثیر حرکت نسبی ماهواره‌ها بر عملکرد لینک بین ماهواره‌ای و طراحی آنتن ماهواره‌ها و الزامات برقراری لینک بین ماهواره‌ای می‌پردازیم.

جدول ۲- مشخصات سیستم‌های ارتباطات ماهواره‌ای [۱۲]

لینک	رادیویی	نوری
لئو - ژئو		
قطر آنتن	۲,۲ m	۱۰,۲ Cm
جرم	۱۵۲,۸ Kg	۶۵,۳ Kg
توان	۲۱۳,۹ W	۹۳,۸ W
ژئو - ژئو		
قطر آنتن	۲,۱ m	۱۳,۵ Cm
جرم	۱۴۵,۸ Kg	۸۶,۴ Kg
توان	۲۰۴,۲ W	۱۲۴,۲ W
لئو - لئو		
قطر آنتن	۰,۸ m	۳,۶ Cm
جرم	۵۵,۶ Kg	۲۳,۰ Kg
توان	۷۷,۸ W	۲۳,۱ W

لینک‌های نوری در نرخ بیت‌های بالاتر از 1Gbps مزایای مشخصی نسبت به لینک‌های رادیویی دارند. همچنین، دهانه تلسکوپی استفاده‌شده در این لینک‌ها در مقایسه با نوع فرکانس رادیویی بسیار کوچک‌تر است، در حالت کلی نیز تجهیزات نوری بسیار کوچک‌تر و فشرده‌تر هستند. قطر تلسکوپ معمولاً حدود ۰,۳ متر است. بدین طریق مشکلات تراکم و انسداد دهانه با آنتن‌های دیگر در بخش محموله مخابراتی وجود ندارد [۲].

پهنای پرتو لینک نوری معمولاً برابر 5mrad است. توجه داشته باشید که این پهنای در اندازه، چندین بار از پرتو رادیویی کوچک‌تر است و این مزیت باعث حفاظت در برابر تداخل بین سیستم‌ها می‌شود؛ اما عیب این روش آن است که چون پهنای پرتو خیلی کوچک‌تر از حداکثر دقت در کنترل ارتفاع ماهواره است (که معمولاً ۰,۱ تا ۱,۷۵ میکرو رادیان است) نیاز به ابزار دقیق نشانه‌روی دارد و این احتمالاً مشکل‌ترین مسئله فنی است [۱۳].

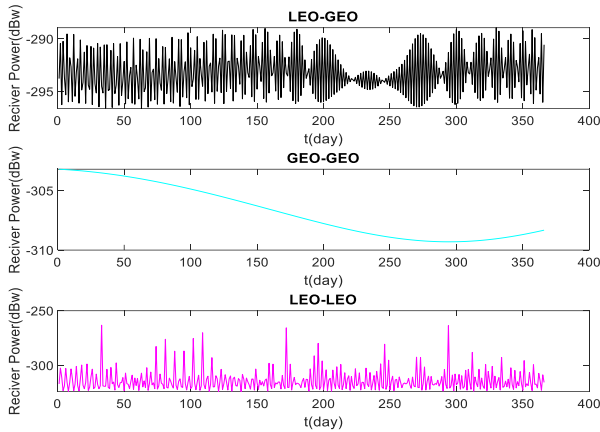
مزیت لینک‌های رادیویی این است که تکنولوژی آن‌ها به بلوغ رسیده است، بنابراین احتمال خرابی حداقل است. با این وجود پهنای باند، میزان نرخ بیت قابل حمل را تعیین می‌کند. سیستم‌های نوری که فرکانس‌های حامل بسیار بالاتری دارند، دارای پهنای باند بیشتری هستند [۲].

انتخاب بین لینک‌های نوری و رادیویی بستگی به جرم و توان مصرفی دارد. به‌طور کلی می‌توان گفت برای ظرفیت‌های پایین (کمتر از یک مگابیت بر ثانیه) لینک‌های رادیویی و برای لینک‌های با ظرفیت بالا (چند ده مگابیت بر ثانیه) لینک‌های نوری موردتوجه هستند [۱۳].

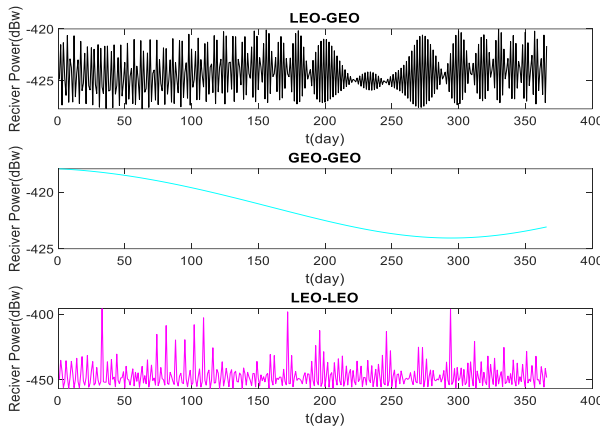
در ادامه پارامترهایی بر اساس خصوصیات هندسی مدارات ماهواره-های پایه و هدف که عملکرد لینک را تعیین می‌کنند، ارائه می‌شوند:

۳-۱- بهره آنتن

بهره یک آنتن عبارت است از نسبت توان تشعشع شده (دریافت شده) آنتن در واحد زاویه فضایی در یک راستای معین، بر توان تشعشع شده (دریافت



شکل ۵- توان دریافتی در لینک رادیویی



شکل ۶- توان دریافتی در لینک نوری

۳-۶- پهنای نیم پرتو

پهنای نیم پرتو (θ_{3db}) ، متناظر زاویه‌ای است که در راستای آن بهره به نصف مقدار حداکثر آن می‌رسد. پهنای نیم پرتو با نسبت قطر آنتن به طول موج متناسب است که ضریب تناسب آن به قانون پرتوافشانی وابسته است. معمولاً ضریب این رابطه برابر با مقدار ۷۰ درجه است. پهنای نیم پرتو به صورت تقریبی برحسب درجه از رابطه (۷) محاسبه می‌شود [۱۷]:

$$\theta_{sub} = 70 \frac{\lambda}{D} \quad (7)$$

از رابطه (۷) می‌توان نتیجه گرفت که در دو آنتن با قطر یکسان هر چه فرکانس بالاتر باشد پهنای نیم پرتو کاهش می‌یابد. همان‌طور که دیده می‌شود، نسبت قطر آنتن به طول موج، عامل کلیدی در روابط است، به طوری که بهره به صورت مستقیم و عرض پرتو به صورت وارون با آن رابطه دارد؛ بنابراین با افزایش اندازه بازتابنده یا کاهش طول موج، می‌توان بهره را افزایش داد و عرض پرتو را باریک‌تر کرد.

با ترکیب روابط (۳) و (۷) می‌توان گفت که حداکثر بهره آنتن تابعی از پهنای نیم پرتو و مستقل از فرکانس است. کاهش پهنای نیم پرتو سبب افزایش سطح سیگنال به نویز می‌شود.

۳-۷- نسبت حامل به نویز

در ورودی آشکارساز، مقدار موردعلاقه نسبت حامل به نویز است. عملکرد لینک با نسبت توان حامل دریافتی C به چگالی طیفی توان نویز N_0 در

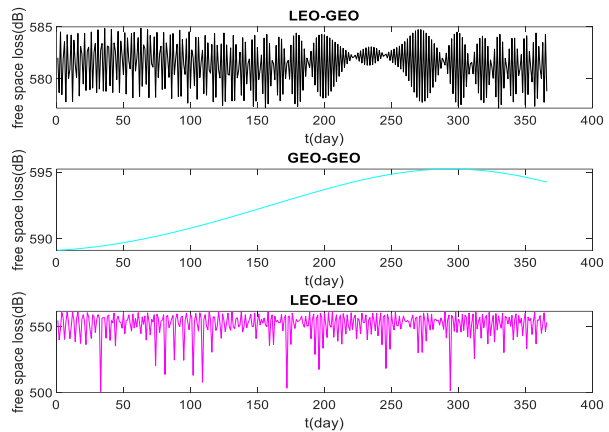
عدم تطبیق پلاریزاسیون که هنگام عبور از اتمسفر به وجود می‌آید نیز در لینک بین ماهواره‌های اثرگذار نیست.

در اولین قدم محاسبه تلفات، تلفات توان که ناشی از گسترش سیگنال در فضا است را باید مشخص کرد. این محاسبات برای ارسال و دریافت مشابه هستند. با توجه به فاصله زیاد بین دو ماهواره در ارتباط بین دو ماهواره تلفات فضای آزاد قابل‌توجهی دخیل خواهد بود و افت انتقال خواهیم داشت. تلفات فضای آزاد نشان‌دهنده نسبت توان دریافتی به توان رسانی در یک لینک بین دو آنتن تمام جهته است.

اگر فرکانس برحسب مگاهرتز و فاصله برحسب کیلومتر باشد، تلفات فضای آزاد از رابطه (۵) محاسبه می‌شود [۱۸]:

$$FSL = \left(\frac{4\pi R \lambda}{\lambda} \right)^2 \quad (5)$$

در شکل ۴ تلفات فضای آزاد سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف نشان داده شده است.



شکل ۴- تلفات فضای آزاد لینک بین ماهواره‌ای

۳-۵- توان دریافتی

بر اساس مقدار تلفات فضای آزاد توان دریافتی از رابطه (۶) محاسبه می‌شود [۱۸]:

$$P_R = \frac{EIRP \times G_R}{FSL} \quad (6)$$

زمانی که توان تشعشعی تمام جهته مؤثر بیان شود، می‌توان رابطه (۶) را بدون دانستن تلفات تغذیه فرستنده محاسبه کرد. رابطه (۶) نشان می‌دهد که با افزایش بهره آنتن، مطابق انتظار توان دریافتی افزایش می‌یابد و رابطه (۳) نشان می‌دهد که بهره آنتن متناسب با عکس مجذور طول موج است؛ بنابراین، در نظر اول تصور می‌شود که با افزایش فرکانس کار می‌توان توان دریافتی را افزایش داد. ولی همان‌طور که رابطه (۵) نشان می‌دهد، اتلاف فضای آزاد متناسب با مجذور طول موج است، بنابراین این دو اثر یکدیگر را خنثی می‌کنند؛ بنابراین اگر توان تشعشعی تمام جهته مؤثر ثابت باشد، توان دریافتی مستقل از فرکانس کار خواهد بود. اگر به جای توان تشعشعی تمام جهته مؤثر، توان فرستنده ثابت باشد؛ توان دریافتی با افزایش فرکانس افزایش خواهد یافت و در این شرایط توان دریافتی متناسب با مجذور فرکانس خواهد بود.

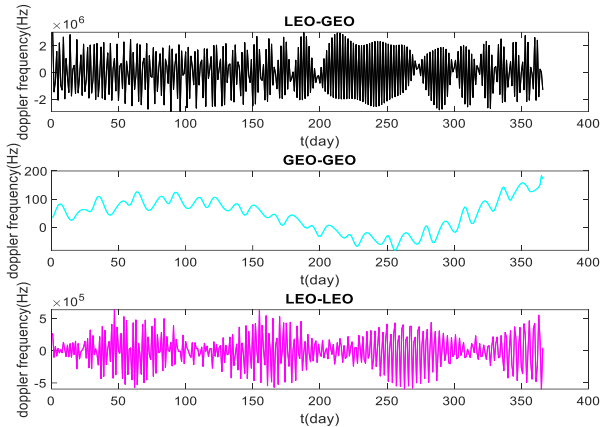
در شکل‌های ۵ و ۶ توان دریافتی سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف به ترتیب در لینک رادیویی و نوری نشان داده شده است.

دوپلر به وجود می‌آید محاسبه شود تا فرکانس دریافتی تخمین زده شود [۱۴].

اگر فرکانس بر حسب هرتز و سرعت بر حسب متر بر ثانیه باشد حداکثر شیفت دوپلر با استفاده از رابطه (۹) قابل محاسبه است [۱۹]:

$$\Delta f = \frac{v_r f}{c} \quad (9)$$

c سرعت نور معادل $3 \times 10^8 \frac{m}{s}$ است. در شکل ۹ شیفت دوپلر سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف نشان داده شده است.



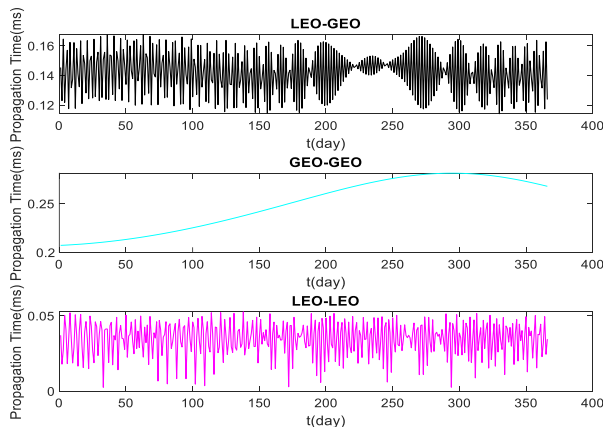
شکل ۹- فرکانس دوپلر لینک بین ماهواره‌ای

۹-۳- زمان انتشار

ماکزیم فاصله مجاز بین ماهواره‌ها جهت برقراری لینک بین ماهواره‌ای با استفاده از تأخیر انتشار و دید بدون مانع بین ماهواره‌ها تعیین می‌شود [۱۴]. اتحادیه بین‌المللی مخابرات تصریح می‌کند که برای برقراری لینک بین ماهواره‌ای زمان انتشار t_{ISL} بین دو ماهواره باید کمتر از 90 ms باشد. زمان انتشار از رابطه (۱۰) محاسبه می‌شود [۱۳]:

$$t_{ISL} = \frac{\|r\|}{c} \quad (10)$$

در شکل ۱۰ زمان انتشار سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف نشان داده شده است.



شکل ۱۰- زمان انتشار در لینک بین ماهواره‌ای

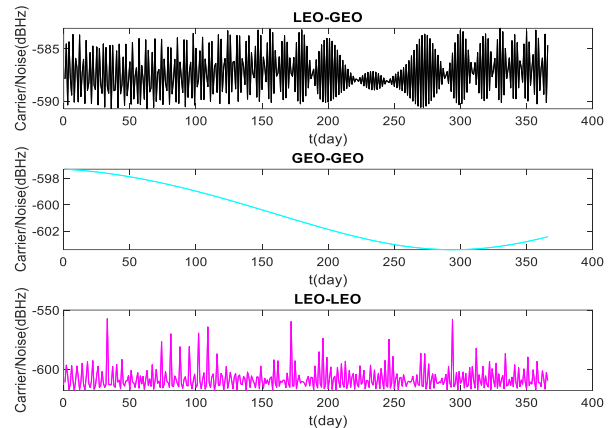
۱۰-۳- زاویه روبه‌جلو

ورودی گیرنده اندازه‌گیری می‌شود. این نسبت برای لینک‌هایی که در ارتباط بین پایانه‌ها مشارکت دارند، کیفیت سرویس دهی را مشخص می‌کند [۱۳]. مقدار $\frac{C}{N_0}$ از رابطه (۸) محاسبه می‌شود [۱۵]:

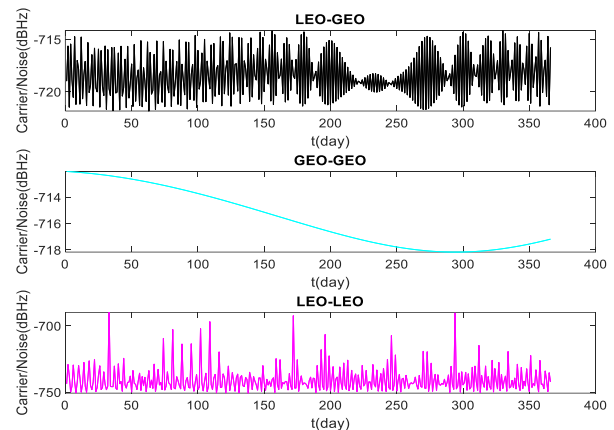
$$\frac{C}{N_0} = \frac{EIRP}{FSL} \times \frac{G}{T} \times \frac{1}{k} \quad (8)$$

$k = 1.38 \times 10^{-23} \frac{J}{K^{\circ}}$ ثابت بولتزمن است. از آنجایی که حامل و نویز به میزان یکسان توسط بهره گیرنده قرار گرفته بعد از آنتن تقویت می‌شوند، این بهره در محاسبات حامل به نویز نادیده گرفته می‌شود.

در شکل‌های ۷ و ۸ نسبت حامل به نویز سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف به ترتیب در لینک رادیویی و نوری نشان داده شده است.



شکل ۷- نسبت حامل به نویز در لینک رادیویی



شکل ۸- نسبت حامل به نویز در لینک نوری

۲-۸- فرکانس دوپلر

با در نظرگیری سرعت بالای حرکت ماهواره‌ها در صفحات مداری مختلف نسبت به هم پدیده‌ای موسوم به اثر دوپلر نیز مطرح خواهد شد. این وضعیت موجب می‌شود که در هنگام نزدیک شدن ماهواره‌ها به یکدیگر فرکانس دریافتی افزایش یابد و در هنگام دور شدن ماهواره‌ها کاهش فرکانس دریافتی را خواهیم داشت. کم بودن پهنای باند در این شرایط موجب می‌شود با شیفت فرکانسی ایجاد شده، فرکانس حامل از محدوده پهنای باند کاری خارج شده و کارایی سامانه ارتباطی کاهش یابد [۱۳]. در سیستم‌های مخابرات ماهواره‌ای ضروری است که مقدار شیفت فرکانس که به واسطه اثر

مقادیر محاسبه شده بهره آنتن، ضریب شایستگی، توان تشعشعی همه جهته مؤثر، پهنای نیم پرتو و زاویه دید دو ماهواره در سه نوع لینک بین ماهواره‌ای در جدول ۳ نشان داده شده است.

جدول ۳- پارامترهای تأثیرگذار بر عملکرد لینک بین ماهواره‌ای

لینک	رادبویی	نوری
لنو - ژنو		
بهره آنتن	۱۱۷,۲۹۸ dBW	۵۵,۸۷۳ dBW
ضریب شایستگی	ژنو: ۵۱,۷۸۷ dBW لنو: 60.261 dBW	ژنو: -۹.۶۳۷ dBW لنو: -1.164 dBW
EIRP	۱۷۰,۹۵۳ dBW	۱۰۱,۲۸۴۹ dBW
θ_{3db}	۰,۰۰۸۴ deg	۰,۰۱۸۱۹ deg
زاویه دید	۰,۰۰۳۵ rad	۰,۰۰۷۴۵ rad
ژنو - ژنو		
بهره آنتن	۱۱۶,۳۶۷ dBW	۶۱,۴۷۹ dBW
ضریب شایستگی	۵۰,۸۵۶ dBW	-۴,۰۳۱ dBW
EIRP	۱۶۹,۵۵۸ dBW	۱۰۹,۶۹۸ dBW
θ_{3db}	۰,۰۰۸۸ deg	۰,۰۱۳۷۵ deg
زاویه دید	۰,۰۰۳۶ rad	۰,۰۰۵۶۳ rad
لنو - لنو		
بهره آنتن	۹۷,۰۶۶ dBW	۳۵,۰۴۴ dBW
ضریب شایستگی	۳۱,۵۵۵ dBW	-۳۰,۴۶۶ dBW
EIRP	۱۴۰,۶۰۷ dBW	۷۰,۰۳۹ dBW
θ_{3db}	۰,۰۲۳۲ deg	۰,۰۵۱۵۵ deg
زاویه دید	۰,۰۰۹۵ rad	۰,۰۲۱۱۰ rad

۴- نتیجه گیری

برقراری لینک بین ماهواره‌ای به میزان قابل توجهی متأثر از موقعیت و سرعت نسبی دو ماهواره است که این نتیجه مؤید این نکته است که در طراحی آنتن باید ویژگی‌های حرکت نسبی دو ماهواره نیز مورد توجه طراح سیستم قرار گیرد. بر اساس سرعت و موقعیت نسبی به دست آمده از روش مدل‌سازی هندسی مدار نسبی پارامترهای تأثیرگذار بر عملکرد لینک بین ماهواره‌ای و الزامات برقراری آن برای لینک رادیویی و نوری برای انواع لینک بین ماهواره‌ای محاسبه شد که طبق نتایج به دست آمده در هر سه نوع لینک بین ماهواره‌ای، لینک نوری از هر نظر نسبت به لینک رادیویی برتری دارد ولی با توجه به میزان دقت نشان‌دهنده‌ی مورد نیاز پیچیدگی بیشتری دارد و بدون استفاده از کنترلر مناسب قادر به برقراری لینک نوری نیستیم. تنها مزیت لینک‌های رادیویی این است که تکنولوژی آن‌ها به بلوغ رسیده است، بنابراین احتمال خرابی حداقل است.

مقایسه پارامترهای تأثیر پذیرفته از حرکت نسبی ماهواره‌ها در سه نوع لینک بین ماهواره‌ای نشان می‌دهد که، با توجه به کمینه فاصله نسبی دو ماهواره در لینک لنو-لنو، کمترین تلفات فضای آزاد و زمان انتشار مربوط به این نوع لینک است. همچنین با توجه به کمینه سرعت نسبی دو ماهواره در لینک ژنو به ژنو، کمترین زاویه روبه‌جلو و کمترین فرکانس دوپلر مربوط به این نوع لینک است. همچنین با توجه به پارامترهای تأثیرگذار بر عملکرد لینک بین ماهواره‌ای محاسبه شده، استفاده از لینک نوری برای لینک ژنو-ژنو و لینک رادیویی برای لینک لنو-ژنو و لینک لنو-لنو مناسب‌تر است.

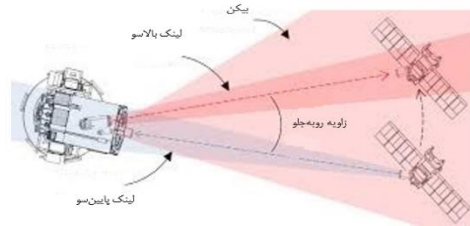
۵- مراجع

[1] Y. Liu, B. Wu, and B. Wang, "Study on the objects and

یکی از جنبه‌های مهم ارتباطات بین ماهواره‌ای با پرتوهای باریک نیاز به معرفی زاویه روبه‌جلو است. زاویه روبه‌جلو از رابطه (۱۱) به دست می‌آید.

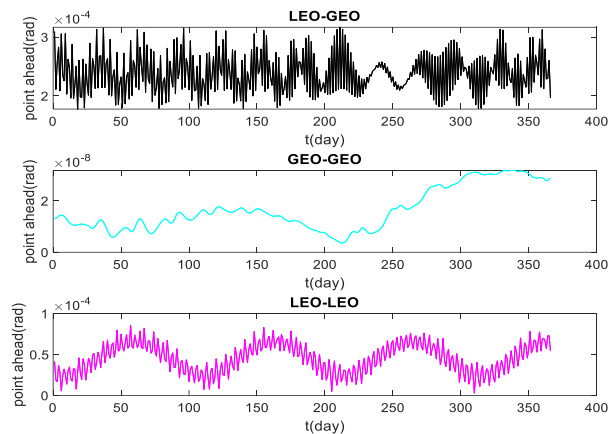
$$\beta_{pa} = \frac{2\|r\|}{c} \quad (11)$$

زاویه روبه‌جلو را می‌توان در مسیر دریافت یا ارسال اندازه‌گیری نمود. و اگر سرعت نسبی متغیر با زمان باشد باید تنظیم شود. زاویه روبه‌جلو در شکل ۱۱ نشان داده شده است.



شکل ۱۱- زاویه روبه‌جلو جهت برقراری لینک بین ماهواره‌ای [۲۰]

در شکل ۱۲ زاویه روبه‌جلو سه دسته ماهواره‌های پایه و هدف نشان داده شده است.



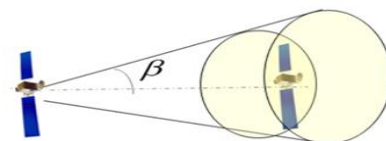
شکل ۱۲- زاویه روبه‌جلو در لینک بین ماهواره‌ای

۱۱-۳- زاویه دید دو ماهواره

با توجه به استفاده از لینک بین ماهواره‌ای امکان تداخل بین لینک‌های دو ماهواره و برخورد سیگنال ردیابی با ماهواره‌های دیگر وجود دارد. برای جلوگیری از تداخل لازم است که زاویه دید دو ماهواره اندازه‌گیری شود. زاویه دید دو ماهواره تابعی از زاویه جدایی بین دو ماهواره است. زاویه دید دو ماهواره از فرمول (۱۲) به صورت زیر قابل محاسبه است [۱۷]:

$$\beta = \frac{\lambda}{2D} \quad (12)$$

زاویه دید در شکل ۱۳ نشان داده شده است.



شکل ۱۰- زاویه دید دو ماهواره [۲۱]

principles of inter-satellite link management of

- navigation systems,” in *Advanced Materials Research*, 2014, vol. 926–930, doi: 10.4028/www.scientific.net/AMR.926-930.2650.
- [2] Roddy Dennis, *Satellite Communication*, 3rd edition. 2001.
- [3] M. Hauk and R. Pail, “Gravity field recovery using high-precision, high-low inter-satellite links,” *Remote Sensing*, vol. 11, no. 5, 2019, doi: 10.3390/rs11050537.
- [4] Z. Huang, J. Chen, X. Li, and L. Liu, “Link scheduling algorithm for constrained inter-satellite links,” 2014, doi: 10.1109/MFI.2014.6997646.
- [5] B. Deng, S. Zhao, Y. Li, X. Zhang, and Z. Cheng, “The design of inter-satellite laser link interface model based on standardized transfer mode,” *ICOON 2015 - 14th International Conference on Optical Communications and Networks*, Proceedings, pp. 0–2, 2015, doi: 10.1109/ICOON.2015.7203761.
- [6] M. Fakoor, F. Amozegary, M. Bakhtiari, and K. Daneshjou, “Relative tracking control of constellation satellites considering inter-satellite link,” *ScienceDirect*, vol. 60, no. 2017, pp. 2021–2046.
- [7] C. Tang et al., “Initial results of centralized autonomous orbit determination of the new-generation BDS satellites with inter-satellite link measurements,” *Journal of Geodesy*, vol. 92, no. 10, pp. 1155–1169, 2018, doi: 10.1007/s00190-018-1113-7.
- [8] X. Gong, D. Huang, S. Cai, L. Zhou, L. Yuan, and W. Feng, “Parameter decomposition filter of BDS-3 combined orbit determination using inter-satellite link observations,” *Advances in Space Research*, vol. 64, no. 1, pp. 88–103, 2019, doi: 10.1016/j.asr.2019.03.017.
- [9] A. Grover, A. Sheetal, and V. Dhasarathan, “Jo ur na l P re of,” *Optik - International Journal for Light and Electron Optics*, p. 164295, 2020, doi: 10.1016/j.ijleo.2020.164295.
- [10] Q. Chen, X. Liu, and J. Guo, “Multiple Gateway Placement in Large-scale Constellation Networks With Inter-Satellite Links 1 Introduction,” no. July 2020, 2021, doi: 10.1002/sat.1353.
- [11] Z. Yan, G. Gu, K. Zhao, and Q. Wang, “Integer Linear Programming Based Topology Design for GNSSs with Inter-Satellite Links,” no. October 2020, 2021, doi: 10.1109/LWC.2020.3028464.
- [12] H. Kaushal and G. Kaddoum, “Optical Communication in Space: Challenges and Mitigation Techniques,” *IEEE Communications Surveys and Tutorials*, vol. 19, no. 1, pp. 57–96, 2017, doi: 10.1109/COMST.2016.2603518.
- [13] Z. Maral, Gerard, Bousquet, Michel, Sun, “*Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*.”
- [14] M. Richharia, *Satellite Communications Systems Design Principles*. 1995.
- [15] L. J. I. Jr, *Satellite Communications Systems Engineering Atmospheric Effects Satellite Link Design and System Performance*. 2017.
- [16] “Sharing of inter-satellite link bands around 23, 32.5 and 64.5 GHz between non-geostationary/geostationary inter-satellite links and geostationary/geostationary inter-satellite links.”
- [17] M. O. Kolawole, *Satellite Communication Engineering*. 2017.
- [18] B. R. Elbert, *Introduction to Satellite Communication*, Third Edit. ARTECH HOUSE, 2008.
- [19] W. R. LEEB, “*Space Laser Communications: Systems, Technologies, and Applications* Walter.” 2000.
- [20] A. Carrasco-casado and R. Mata-calvo, 8 . Free-space optical links for space communication networks. .
- [21] R. R. Rausch, “Relative Orbit Control of Collocated Geostationary Spacecraft,” *Purdue University*, 2012.