

Improvement of Bit Error Rate (BER) in Telemetry Radio Link of Satellite LEO Using MIMO Technique

Shahrokh Marzban^{1*}, Kamal Mohamedpour² and Somye Pirzadi³

1, 2. Department of Electrical Engineering, K. N. Toosi University of Technology

3. Electrical Group, Gasreshirin Unit, Slamic Azad University

*Sharyati St., Tehran, IRAN

shahrokhmarz@ee.kntu.ac.ir

After settling the LEO satellite in the given circuit, the ground station needs to communicate with it for the received of information and control of its subsystems. Due to the fact that satellite communication channels are influenced by shadowing conditions, if a line of sight (LOS) signal exists between the receiver and the transmitter, then the radio channels conditions are good and the Additive White Gaussian Noise channel is modeled as Rician distribution. However, under poor conditions and in the lack of LOS, channel model is Rayleigh, and due to the radio link conditions the channel will be switched between these two models. In a proper model, the time varying behavior of the station – satellite radio link should be considered. The importance attached to this issue is due to its considerable effect on the selection of modulation type, design of channel access method, and error control. In this view, the present study has sought to momentarily determine the range of variations in error probability. Through calculations and simulation, the Bit Error Rate received during the satellite trajectory has been obtained for any given moment and its range of variations has been determined.

Keywords: Radio Link, Bit Error Rate, Fading, LEO Satellite

1. PhD (Corresponding Author)

2. Professor

3. M. Sc.

بهبود احتمال خطای بیت در لینک رادیویی تله متری ماهواره‌های LEO با استفاده از تکنیک MIMO

شاهرخ مرزبان^{۱*}، کمال محامدپور^۲ و سمیه پیرزادی^۳

۱ و ۲- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۳- گروه مهندسی برق، واحد قصر شیرین، دانشگاه آزاد اسلامی

*تهران، خیابان شریعتی، پل سیدخندان

shahrokhmarz@ee.kntu.ac.ir

پس از قرار گرفتن ماهواره LEO در مدار تعیین شده، سایت زمینی نیازمند ارتباط با آن برای دریافت اطلاعات و کنترل زیرسیستم‌های آن است. با توجه به اینکه کانال‌های ارتباط ماهواره‌ای تحت تأثیر شرایط سایه (Shadowing) قرار می‌گیرند، در صورت وجود سیگنال دید مستقیم (LOS) بین فرستنده و گیرنده شرایط کانال رادیویی خوب بوده و کانال با نویز گوسی سفید جمع‌شونده (AWGN) به صورت توزیع رایس (Rician) مدل می‌شود. ولی در شرایط نامناسب و نبود دیدمستقیم، مدل کانال، توزیع رایلی (Rayleigh) بوده که با توجه به شرایط لینک رادیویی، کانال بین این دو مدل سوئیچ می‌شود. در یک مدل مناسب باید رفتار متغیر با زمان لینک رادیویی ماهواره- ایستگاه در نظر گرفته شود. اهمیت این موضوع به لحاظ تأثیر زیاد آن در انتخاب نوع مدولاسیون، طراحی روش دستیابی به کانال و کنترل خطاست. بدین جهت در این مقاله تعیین حدود تغییرات احتمال خطا به صورت لحظه‌ای مورد توجه بوده که با محاسبات و شبیه‌سازی، میزان خطای بیت دریافتی در طول مسیر عبور ماهواره به صورت لحظه‌ای به دست آمده و حدود تغییرات آن مشخص شده است.

واژه‌های کلیدی: لینک رادیویی، احتمال خطای بیت، محوشدگی، ماهواره‌های LEO

علائم و اختصارات

h_2	پاسخ کانال در مسیر ۲		
h_3	پاسخ کانال در مسیر ۳		
H_{sp}	ارتفاع نقطه شروع پرواز از سطح دریا	a	مؤلفه هم‌فاز
H_{ap}	ارتفاع نقطه استقرار آنتن از سطح دریا	B	مؤلفه متعامد
K	ضریب رایس	B_{sp}	عرض جغرافیایی نقطه شروع پرواز
L_{sp}	طول جغرافیایی نقطه شروع پرواز	B_{ap}	عرض جغرافیایی نقطه استقرار آنتن
L_{ap}	طول جغرافیایی نقطه استقرار آنتن	e^2	ثابتی به نام خروج از مرکز زمین
L_T	مجموع افت‌های پراکنده	f	ضریب افت پلاریزاسیون
M_1, M_2, M_3	ماتریس انتقال	G_t	بهره آنتن فرستنده
M_{sp}	فاصله نقطه شروع پرواز تا مرکز زمین	$h_{1,2}(\theta, \varphi)$	الگوی تشعشی دو آنتن
M_{ap}	فاصله نقطه استقرار آنتن گیرنده تا مرکز زمین	h_0	پاسخ کانال در مسیر صفر
N_0	توان نویز گوسی سفید جمع‌شونده	h_1	پاسخ کانال در مسیر ۱
P_{in}	توان دریافتی		
P_t	توان فرستنده		
P_0	حساسیت گیرنده		

۱. دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. استاد

۳. کارشناس ارشد

کل پهنای باند سیگنال می‌شود. این تضعیف با افزایش فرکانس افزایش می‌یابد همچنین با کاهش زاویه بین پرتو ارسالی و نقطه دریافت معروف به زاویه فراز^۵ اثر پدیده سایه بیشتر می‌شود. با توجه به موارد مذکور کانال رادیویی بین ایستگاه زمینی و ماهواره حساس‌ترین بخش این سیستم ارتباطی است و میزان کیفیت کل سیستم ارتباطی را مشخص می‌کند. به همین دلیل ارائه مدل مناسب و تعیین منطقی حد آستانه حداقل برای سیگنال دریافتی قابل آشکارسازی اهمیت فوق‌العاده‌ای دارد.

در گذشته چندین مدل برای شبیه‌سازی کانال‌های ماهواره‌ای ارائه شده است [۲ و ۱] اما هیچ یک از این مدل‌ها به صورت لحظه‌ای به اصلاح وضعیت لینک با توجه به میزان خطا در آن لحظه نپرداخته‌اند. مقاله حاضر کمک می‌کند که به صورت لحظه‌ای به زیرسیستم‌های ماهواره فرمان صادر شود که با تعویض نوع مدولاسیون یا کنترل زیرسیستم‌ها، باعث کاهش میزان خطا می‌شود.

در این مقاله از مبانی بحث که در گذشته، مقاله‌های [۳-۵] برای استفاده در تله‌متری فضایی اجسام پرنده ارائه شده استفاده می‌شود. با دریافت مختصات مسیر حرکت ماهواره در مدار و مختصات گرینویچ نقطه‌ای که ماهواره از افق طلوع می‌کند از نرم‌افزارهای ردیاب ماهواره و در نظر گرفتن مختصات گرینویچ نقطه‌ای که آنتن گیرنده در آن مستقر است و تبدیل مختصات این نقاط به مختصات کارتزین و سپس استفاده از ماتریس‌های انتقال از سیستم مختصات بدنه به سیستم مختصات مداری، زوایای ارتباطی θ و ϕ (شکل ۱) محاسبه شده و همچنین فاصله ماهواره از ایستگاه گیرنده زمینی به دست می‌آید (شکل ۲). سیستم مختصات بدنه بر روی محورهای اصلی بدنه قرار می‌گیرد و به منظور تعیین وضعیت ماهواره به کار می‌رود و سیستم مختصات مداری بر روی مدار در مرکز جرم ماهواره قرار دارد [۶]. پس از محاسبه زوایای ارتباطی لحظه‌ای بر روی ماهواره با استفاده از این زوایای ارتباطی میزان بهره لحظه‌ای آنتن‌های فرستنده تعیین می‌شود و پس از آن تغییرات میزان سیگنال به نوبت ۶ به صورت لحظه‌ای به دست آمده، سپس با توجه به تغییرات سیگنال به نویز، BER^y به صورت لحظه‌ای در مدت زمان در دیدرس بودن آنتن گیرنده تله‌متری ماهواره LEO، به دست آمده است. در مدلی مناسب باید رفتار متغیر با زمان لینک رادیویی ماهواره ایستگاه در نظر گرفته شود. چون این موضوع اهمیت زیادی در انتخاب نوع مدولاسیون و طراحی روش دستیابی به کانال و کنترل خطا دارد.

R	اندازه یک متغیر تصادفی گوسی مختلط
R	فاصله بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده تله‌متری
R_i	فاصله آنتن گیرنده و ماهواره
S	میزان ذخیره انرژی
S_{ef}	سطح مؤثر آنتن گیرنده
t_i	زمان پرواز
x	مختصات طولی
x_{sp}	مختصات طولی نقطه شروع پرواز
x_{ap}	مختصات طولی نقطه استقرار آنتن
x_i	مختصات طولی لحظه‌ای پرواز
Y	مختصات عرضی
y_{sp}	مختصات عرضی نقطه شروع پرواز
y_{ap}	مختصات عرضی نقطه استقرار آنتن
y_i	مختصات عرضی لحظه‌ای پرواز
Z	مختصات عمودی
z_{sp}	مختصات عمودی نقطه شروع پرواز
z_{ap}	مختصات عمودی نقطه استقرار آنتن
z_i	مختصات عمودی لحظه‌ای پرواز
α	متغیر تصادفی گوسی مختلط
α_i	زاویه افقی آنتن گیرنده
β_i	زاویه عمودی آنتن گیرنده
β	دامنه مؤلفه دید مستقیم
θ	زاویه عمودی ارتباطی
φ	زاویه افقی ارتباطی
λ	طول موج
σ_0^2	توان کل متغیر تصادفی α

AFC	Automatic Frequency Control
AWGN	Additive White Gaussian Noise
BER	Bit Error Rate
CFO	Canceller Frequency Offset
LOS	Line of Side
MIMO	Multi Input Multi Output
PDF	Probability Distribution Function
QPSK	Quad Phase Shift Keying
SER	Symbol Error Rate
SNR	Signal to Noise Ratio
SP	Start Point

مقدمه

ارتباط رادیویی بین ماهواره‌های LEO^۴ و ایستگاه زمینی تله‌متری تحت تأثیر تغییرات سیگنال ناشی از پدیده سایه و پدیده محوشدگی است. سایه افتادن روی سیگنال دریافتی توسط موانع واقع شده در مسیر انتشار سیگنال صورت می‌گیرد و سبب تضعیف قدرت و در

5. Elevation
6. Signal To Noise Ratio
7. Bit Error Rate

4. Low Earth Orbit

زمینی^{۱۱} (SP) که از مختصات جغرافیایی آن تعیین می‌گردد.
۳. محاسبه مختصات دکارتی محل استقرار آنتن گیرنده تله‌متری^{۱۲} (AP) در منطقه استقرار سیستم تله‌متری که از مختصات جغرافیایی آن تعیین می‌شود.

۴. سپس با استفاده از ماتریس‌ها و معادلات فضایی که در این بخش آمده، زوایای ارتباطی θ و ϕ مربوط به آنتن‌های فرستنده که در شکل (۱) نشان داده شده و زوایای عمودی^{۱۳} و افقی^{۱۴} مربوط به آنتن گیرنده به همراه برد لینک رادیویی (R) بر حسب زمان پرواز محاسبه می‌شود.

ابتدا تبدیل مختصات جغرافیایی نقطه شروع ظهور ماهواره به مختصات دکارتی، مطابق با معادله (۱) صورت می‌پذیرد [۵].

$$\begin{aligned} x_{sp} &= (M_{sp} + H_{sp}) \cdot \cos B_{sp} \cdot \cos L_{sp} \\ y_{sp} &= (M_{sp} + H_{sp}) \cdot \cos B_{sp} \cdot \sin L_{sp} \\ z_{sp} &= [M_{sp} \cdot (1 - e^2) + H_{sp}] \cdot \sin B_{sp} \end{aligned} \quad (1)$$

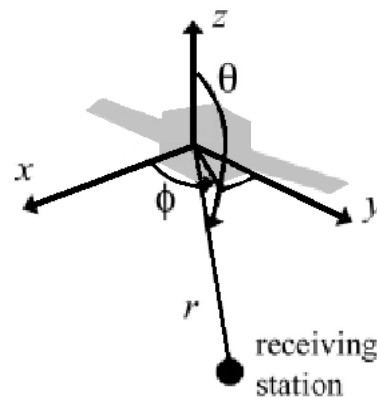
که در معادله (۱)، x_{sp} ، y_{sp} و z_{sp} مختصات دکارتی پرواز براساس موقعیت آن بر سطح واقعی زمین و M_{sp} فاصله تصویر SP پرواز بر سطح مدل فرضی زمین تا مرکز زمین است، که از معادله (۲) محاسبه می‌شود. ارتفاع H_{sp} از سطح دریا، عرض جغرافیایی، L_{sp} طول جغرافیایی و e^2 یک ثابت به نام خروج از مرکز زمین است [۵].

$$M_{sp} = \frac{6378245}{\sqrt{1 - (0.00669 \cdot \sin^2 B_{sp})}} \quad (2)$$

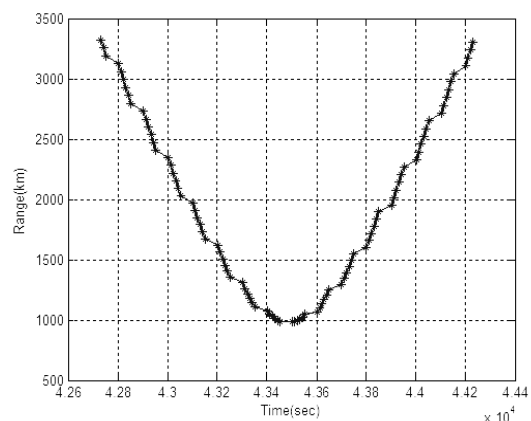
سپس، تبدیل مختصات جغرافیایی نقطه استقرار آنتن گیرنده تله‌متری مطابق با معادله (۳) صورت می‌پذیرد [۵].

$$\begin{aligned} x_{ap} &= (M_{ap} + H_{ap}) \cdot \cos B_{ap} \cdot \cos L_{ap} \\ y_{ap} &= (M_{ap} + H_{ap}) \cdot \cos B_{ap} \cdot \sin L_{ap} \\ z_{ap} &= [M_{ap} \cdot (1 - e^2) + H_{ap}] \cdot \sin B_{ap} \end{aligned} \quad (3)$$

که در معادله (۳)، x_{ap} ، y_{ap} و z_{ap} مختصات دکارتی نقطه استقرار آنتن گیرنده تله‌متری بر سطح واقعی زمین است. M_{ap} فاصله تصویر AP بر سطح مدل فرضی زمین تا مرکز زمین است، که از معادله (۴) به دست می‌آید. ارتفاع H_{ap} از سطح دریا، عرض جغرافیایی، L_{ap} طول جغرافیایی نقطه استقرار آنتن گیرنده تله‌متری است [۵].



شکل ۱- زوایای ارتباطی ماهواره



شکل ۲- فاصله ماهواره LEO از ایستگاه زمینی

محاسبه زوایای ارتباطی

در خصوص محاسبه زوایای ارتباطی بین آنتن فرستنده نصب شده بر ماهواره و آنتن گیرنده تله‌متری، مقالاتی ارائه شده است [۳-۴]. در اینجا به‌طور خلاصه الگوریتم پیشنهاد شده مطابق مرجع [۵] ارائه می‌شود.

۱. دریافت پارامترهای پروازی ماهواره شامل مختصات x ، y ، z بر حسب زمان و زوایای چرخش عمودی^۸، چرخش حول محور طولی^۹، چرخش افقی^{۱۰} بر حسب زمان، برای کل مسیر حرکت ماهواره که بر اساس سیستم مختصات سه بعدی ارائه می‌شود. این پارامترها از نرم‌افزارهای شبیه‌سازی یا از اطلاعات تله‌متری پروازهای قبلی به دست می‌آید.

۲. محاسبه مختصات دکارتی نقطه شروع دیده‌شدن ماهواره از ایستگاه

11. Start Point
12. Antenna Position
13. Elevation
14. Azimuth

8. Pitch
9. Roll
10. Yaw

محاسبه زاویه افقی آنتن گیرنده در لحظه t_i :

$$\alpha_i = \arctg \left[\frac{z_{ui}}{x_{ui}} \right] \cdot \frac{180}{\pi} \quad (11)$$

برای محاسبه زاویه θ_i (نشان داده شده در شکل ۱) بر بدنه ماهواره در لحظه t_i :

$$\theta_i = \arccos \left(\frac{n_{X_{api}} \cdot x_{ui} + n_{Y_{api}} \cdot y_{ui} + n_{Z_{api}} \cdot z_{ui}}{\sqrt{(x_{ui}^2 + y_{ui}^2 + z_{ui}^2) \cdot (n_{X_{api}}^2 + n_{Y_{api}}^2 + n_{Z_{api}}^2)}} \right) \cdot \frac{180}{\pi} \quad (12)$$

در معادله (۱۲): $n_{X_{api}}$ ، $n_{Y_{api}}$ و $n_{Z_{api}}$ از معادله (۱۳) به دست می‌آیند.

$$\begin{bmatrix} n_{X_{api}} \\ n_{Y_{api}} \\ n_{Z_{api}} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_2 \cdot \mathbf{M}_1^T \begin{bmatrix} n_{X_{ci}} \\ n_{Y_{ci}} \\ n_{Z_{ci}} \end{bmatrix} \quad (13)$$

و

$$\begin{bmatrix} n_{X_{ci}} \\ n_{Y_{ci}} \\ n_{Z_{ci}} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_3^T \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

\mathbf{M}_3 ماتریس مبدل دستگاه مختصات است، که تعریف آن در معادله (۱۵) آمده است.

$$\mathbf{M}_3 = \begin{bmatrix} \delta_{11i} & \delta_{12i} & \delta_{13i} \\ \delta_{21i} & \delta_{22i} & \delta_{23i} \\ \delta_{31i} & \delta_{32i} & \delta_{33i} \end{bmatrix} \quad (15)$$

مؤلفه‌های ماتریس مبدل \mathbf{M}_3 در مرجع [۳] به‌طور کامل مطرح شده‌اند.

برای محاسبه زاویه φ_i (نشان داده شده در شکل ۱) بر بدنه ماهواره در لحظه t_i :

$$\varphi_i = \arctg \left[\frac{y'_{ui}}{z'_{ui}} \right] \cdot \frac{180}{\pi} \quad (16)$$

در معادله (۱۶) y'_{ui} و z'_{ui} از معادله (۱۷) به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} x'_{ui} \\ y'_{ui} \\ z'_{ui} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_3^T \begin{bmatrix} x_u - x_{ci} \\ y_u - y_{ci} \\ z_u - z_{ci} \end{bmatrix} \quad (17)$$

و

$$\begin{bmatrix} x_u \\ y_u \\ z_u \end{bmatrix} = \mathbf{M}_1 \begin{bmatrix} x_{ap} - x_{sp} \\ y_{ap} - y_{sp} \\ z_{ap} - z_{sp} \end{bmatrix} \quad (18)$$

توالی چرخش زوایای پیچ، رل و یاو در نحوه محاسبه ماتریس انتقال مؤثر هستند. اثبات درستی تمامی معادلات این بخش در مرجع [۷] بررسی شده است.

$$M_{ap} = \frac{6378245}{\sqrt{1 - (0.00669 \cdot \sin^2 B_{ap})}} \quad (4)$$

مختصات لحظه‌ای پرواز در دستگاه جسم پرنده، که پیشتر در خصوص آماده‌سازی آن اشاره شد، با معادله (۵) به دستگاه مختصات نقطه شروع پرواز بر زمین منتقل می‌شود.

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{sp} \\ y_{sp} \\ z_{sp} \end{bmatrix} + \mathbf{M}_1^T \cdot \begin{bmatrix} x_{ci} \\ y_{ci} \\ z_{ci} \end{bmatrix} \quad (5)$$

در معادله (۵)، x_i ، y_i و z_i مختصات لحظه‌ای پرواز در دستگاه نقطه شروع دیده شدن ماهواره است. \mathbf{M}_1 ماتریس انتقال دستگاه ماهواره به دستگاه مستقر در نقطه SP است (معادله ۶). x_{ci} ، y_{ci} و z_{ci} مختصات لحظه‌ای پرواز است، که از نرم‌افزارهای شبیه‌ساز پرواز به دست آمده است.

$$\mathbf{M}_1 = \begin{bmatrix} \omega_{11} & \omega_{12} & \omega_{13} \\ \omega_{21} & \omega_{22} & \omega_{23} \\ \omega_{31} & \omega_{32} & \omega_{33} \end{bmatrix} \quad (6)$$

مؤلفه‌های ماتریس انتقال در مرجع [۳] به‌طور کامل مطرح شده‌اند.

به‌منظور انتقال مختصات لحظه‌ای مسیر ماهواره که از معادله (۵) به دست آمده به دستگاه موقعیت آنتن گیرنده تله‌متری از معادله (۷) استفاده می‌شود:

$$\begin{bmatrix} x_{ui} \\ y_{ui} \\ z_{ui} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_2 \cdot \begin{bmatrix} x_i - x_{MR} \\ y_i - y_{MR} \\ z_i - z_{MR} \end{bmatrix} \quad (7)$$

در معادله (۷)، x_{ui} ، y_{ui} و z_{ui} مختصات ماهواره است، که دستگاه آن به دستگاه مکان آنتن گیرنده، توسط ماتریس انتقال \mathbf{M}_2 (معادله ۸)، منتقل شده است.

$$\mathbf{M}_2 = \begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13} \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23} \\ \gamma_{31} & \gamma_{32} & \gamma_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

مؤلفه‌های ماتریس انتقال در مرجع [۳] به‌طور کامل مطرح شده‌اند.

با استفاده از مختصات محاسبه شده، از معادله (۷) می‌توان به کمک معادلات (۹)، (۱۰) و (۱۱) به ترتیب: R_i (فاصله آنتن گیرنده و ماهواره)، β_i (زاویه عمودی آنتن گیرنده) و α_i (زاویه افقی آنتن گیرنده) را به دست آورد.

$$R_i = \sqrt{x_{ui}^2 + y_{ui}^2 + z_{ui}^2} \quad (9)$$

محاسبه زاویه عمودی آنتن گیرنده در لحظه t_i :

$$\beta_i = \arctg \left[\frac{y_{ui}}{\sqrt{x_{ui}^2 + z_{ui}^2}} \right] \cdot \frac{180}{\pi} \quad (10)$$

محاسبه SNR^{۱۶}

توان دریافتی در گیرنده تله متری از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$P_{in} = \frac{P_t \cdot G_t(\theta, \varphi) \cdot f(\theta, \varphi) \cdot S_{ef} \cdot L_T}{4\pi R^2} \quad (20)$$

در این معادله، P_{in} توان دریافتی، P_t توان فرستنده، G_t بهره آنتن فرستنده، f ضریب افت پلاریزاسیون، S_{ef} سطح مؤثر آنتن گیرنده، L_T مجموع افت‌های پراکنده و R فاصله بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده است. در معادله (۲۱)، P_0 معرف میزان حساسیت گیرنده زمینی است. با فرض مجهز بودن آنتن گیرنده به سیستم ردیاب خودکار، فقط G_t بهره آنتن فرستنده و f ضریب افت پلاریزاسیون نسبت به تغییرات زوایای ارتباطی وابسته هستند. طبق تعریف میزان ذخیره انرژی S در گیرنده برابر است با نسبت توان سیگنال در ورودی گیرنده به میزان حساسیت گیرنده، که برحسب dB به صورت معادله (۲۱) است.

$$S = 10 \cdot \log \frac{P_{in}}{P_0} \quad (21)$$

و برای سنجش میزان کارایی سیستم، لازم است که نسبت سیگنال به نویز (SNR) را بررسی کنیم. سیگنال به نویز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$SNR = \frac{S}{N_0} \quad (22)$$

برای محاسبه SNR در معادلات فوق، N_0 نویز سفید گوسی جمع‌شونده با سیگنال با توان ۱۳۰- دسی‌بل، مجموع افت‌های پراکنده ۶- دسی‌بل، فرکانس کریر فرستنده ۴۶۰ مگاهرتز، توان فرستنده ۱۰ وات، ضریب افت پلاریزاسیون ۰/۵ و حساسیت گیرنده ۹۵- دبی ام، در نظر گرفته شده است.

شبیه‌سازی لینک رادیویی

در فرکانس‌های بالا، سایه‌شدن، چندمسیری یا محوشدگی فرآیندهای غالب در کانال ماهواره‌ای هستند و پدیده‌هایی چون تضعیف تروپوسفری و یونسفری در نظر گرفته نمی‌شوند.

کانال رادیویی با دو نوع اثرات محوشدگی توصیف می‌شود:

محوشدگی مقیاس بزرگ و محوشدگی مقیاس کوچک.

در محوشدگی مقیاس بزرگ میانگین توان سیگنال در زمان به آرامی تغییر می‌کند و این محوشدگی در صورت حضور موانع در مسیر سیگنال به وجود می‌آید و اغلب با توزیع لوگ نرمال^{۱۷} مدل می‌شود. محوشدگی مقیاس کوچک اغلب با توزیع رایس یا رابلی

الگوی تشعشعی آنتن ماهواره

الگوی تشعشعی آنتن اهمیت بالایی دارد، چرا که دگرگونی‌های زاویه‌ای چگالی توان یک سیگنال را در فضا توصیف می‌کند، همچنین فهم ویژگی‌های تشعشعی آنتن در انتخاب درست مکان و جهت‌یابی آنتن‌های فرستنده و گیرنده برای دریافت حداکثر میزان سیگنال دریافتی حائز اهمیت است.

بخش اساسی سیستم تله متری، مسیر یا همان محیط بین دو آنتن است. در این بحث فرض می‌شود که دو آنتن در فضای آزاد هستند و فاصله بین دو آنتن برای اطمینان از اینکه تئوری موج به‌طور کلی انتشار الکترومغناطیسی را بیان کند به اندازه کافی بزرگ است.

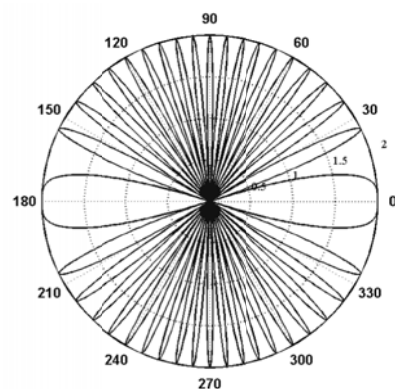
با زوایای لحظه‌ای θ و ϕ به دست آمده از الگوریتم‌های مربوطه [۵] می‌توان میزان بهره آنتن فرستنده را با محاسبه الگوی تشعشعی میدان و فرض دو آنتن فرستنده نصب شده روی ماهواره از نوع منبع نقطه‌ای در حداقل فاصله 10λ از معادله (۱۹) به دست آورد [۵].

$$h_{1,2}(\theta, \varphi) = f_{1,2}(\theta, \varphi) \cdot \exp[jk(x_{1,2} \sin \theta \cos \varphi + y_{1,2} \sin \theta \sin \varphi + z_{1,2} \cos \theta)] \quad (19)$$

البته در معادله (۱۹) به دلیل یکسان بودن مقدار عبارت

e^{-jkr} / r برای هر دو آنتن از آن صرف‌نظر شده است. در شکل (۳) برای زاویه‌ای خاص ($\theta = \frac{\pi}{2}$) پترن حاصل از معادله (۱۹)

برای دو آنتن فرستنده با فاصله 10λ رسم شده است. همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، تعداد صفرها^{۱۸} در الگوی تشعشعی بسیار زیاد است و این صفرهای الگوی تشعشعی قادر به تخریب لینک رادیویی تله متری خواهند بود [۸].



شکل ۳- پترن تشعشعی دو آنتن فرستنده با فاصله نصب 10λ برای $\phi=0-360$ و $(\theta=90^\circ)$

16. Signal to Noise Ratio
17. Log-Normal

15. Null

در موقعیت خط دید مستقیم علاوه بر مؤلفه‌های چند مسیره مؤلفه LOS را نیز داریم. در این حالت تابع توزیع رایس برای توصیف آمارگان دامنه به کار می‌رود. همانند حالت قبل، pdf $|\alpha|$ به صورت یک منحنی در شکل (۵) به دست آمده است. فرمول تئوری رایس به فرم زیر است [۱۱]:

$$f_{Rice}(r) = \frac{r}{\sigma_0^2} \exp[-(r^2 + \beta^2)/2\sigma_0^2] I_0\left[\frac{r\beta}{\sigma_0^2}\right], r \geq 0 \quad (25)$$

واریانس مؤلفه‌های حقیقی یا موهومی از بخش چندمسیره سیگنال است و β دامنه مؤلفه دید مستقیم است. در معادله (۲۵) در صورتی که β مساوی صفر در نظر گرفته شود، دو توزیع یکسان خواهند بود.

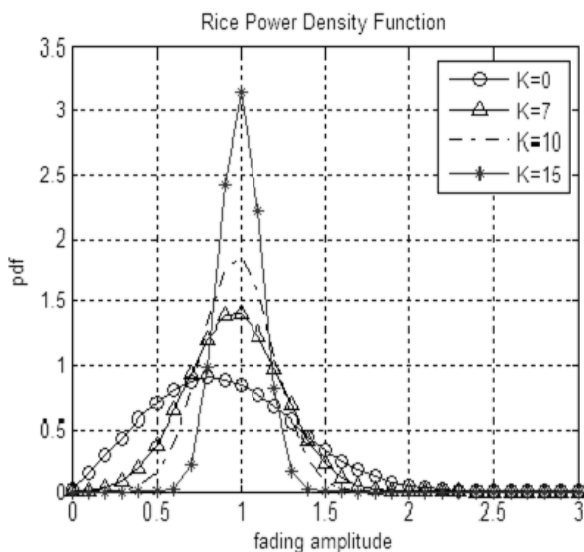
تابع چگالی احتمال این تابع بر حسب پارامتر K ، ضریب رایس، شناخته می‌شود.

$$K = \beta^2 / 2\sigma_0^2 \quad (26)$$

بهترین کانال محوشدگی کانال رایس با ضریب K بی‌نهایت است. این کانال شرایط LOS قوی را دارد و تقریب خوبی از کانال AWGN است. در $K=0$ بدترین حالت کانال رایس یا همان کانال محوشدگی رایلی وجود دارد. بنابراین کانال محوشدگی رایلی حالت خاص کانال رایس با ضریب $K=0$ است. بر حسب این ضریب، PDF رایس را به این فرم می‌توان نوشت:

$$P_{Rice}(r) = \frac{2kr}{\beta^2} \exp[-kr^2/\beta^2] e^{-k} I_0\left[\frac{2kr}{\beta}\right], r \geq 0 \quad (27)$$

این PDF برای چند مقدار K و با نگر داشتن توان کل سیگنال در شکل (۵) رسم شده است. برای مقادیر بزرگ K ، مؤلفه دید مستقیم به‌طور کلی غالب خواهد بود، یعنی محوشدگی کمتر مداخله دارد و کانال به رفتار AWGN برمی‌گردد.



شکل ۵- تابع چگالی توان توزیع رایس در حالت شبیه‌سازی برای $\sigma_0^2 = 0.5$

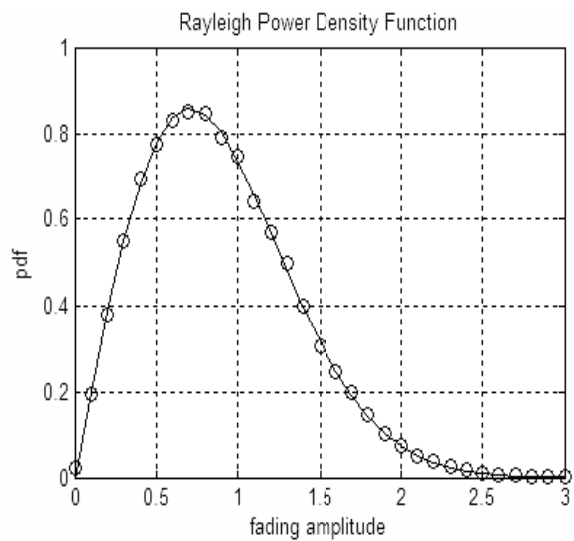
مدل می‌شود، زیرا در این حالت تعداد زیادی از مسیرهای بازگشتی با پوش سیگنال دریافتی برخورد می‌کنند. همان‌طور که می‌دانیم برای بیشتر اهداف شبیه‌سازی شرایط واقعی، حالات رایس و رایلی برای توصیف کانال‌های ماهواره‌ای کافی است. در این کار پژوهشی، محوشدگی کانال رادیویی از نوع محوشدگی مقیاس کوچک فرض شده که یک محوشدگی تخت است، یعنی از تداخل بین سمبول‌ها صرف‌نظر شده است [۱۰].

ثابت می‌شود در صورتی که α یک متغیر تصادفی گوسی مختلط باشد آنگاه دامنه این متغیر تصادفی یک متغیر تصادفی رایلی خواهد بود [۱۱].

$$\alpha = a + ib \quad (28)$$

$$r = |\alpha| = \sqrt{a^2 + b^2}$$

a و b را می‌توان مؤلفه‌های I و Q یا هم‌فاز و متعامد یک سیگنال باند پایه مختلط فرض کرد. با فرض اینکه a و b متغیرهای تصادفی گوسی مستقل‌اند، تابع توزیع (pdf) مربوط به I در نمودار شکل (۴) رسم شده است. در این شکل نتیجه تئوری به شکل خط صاف و نتیجه شبیه‌سازی به صورت دایره نمایش داده شده است.

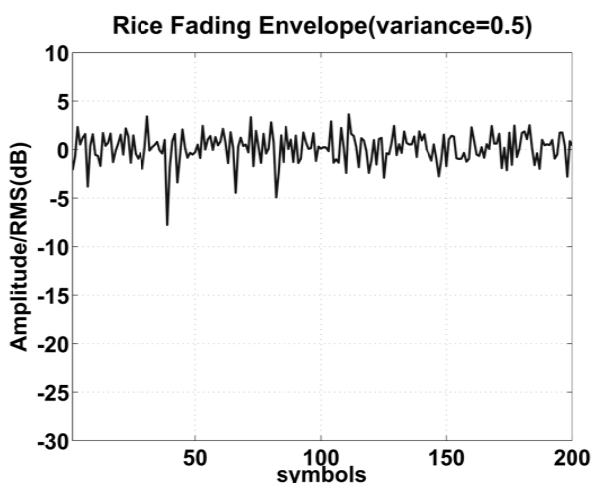


شکل ۴- تابع چگالی توان توزیع رایلی در حالت تئوری و شبیه‌سازی برای $\sigma_0^2 = 0.5$

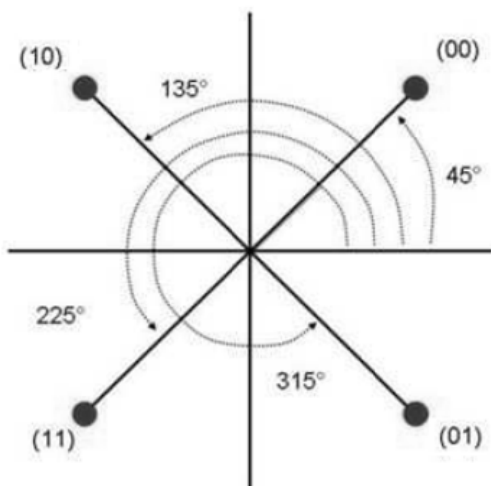
توزیع رایلی تقریب خوبی برای آمارگان دامنه محوشدگی اندازه‌گیری شده برای کانال محوشدگی در موقعیت‌های فاقد خط دید مستقیم است. یک توزیع رایلی در تئوری با فرمول زیر داده می‌شود [۱۱].

$$f_{Rayleigh}(r) = \frac{r}{\sigma_0^2} \exp[-r^2/2\sigma_0^2], r \geq 0 \quad (29)$$

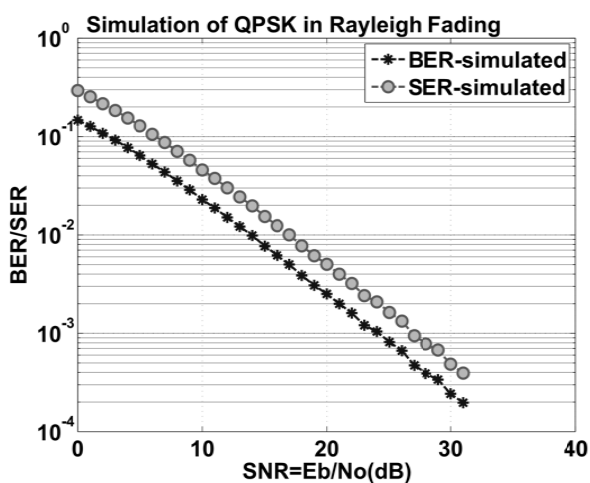
توان کل هر α برابر با σ_0^2 است.



شکل ۷- پوش دامنه سیگنال توزیع رایس شبیه سازی شده برای $\sigma_0^2 = 0.5$ و $K=10\text{dB}$



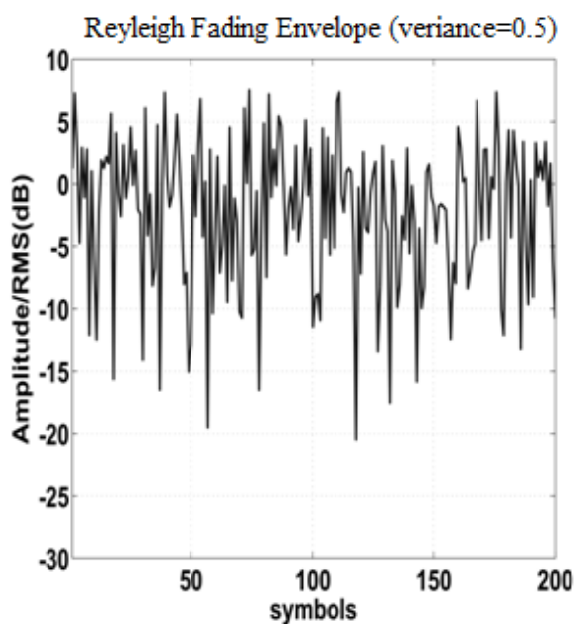
شکل ۸- نمودار نقاط سیگنال QPSK با شیفیت فاز $\frac{\pi}{4}$



شکل ۹- تغییرات BER و SER با سیگنال به نویز در کانال فیدینگ رایلی

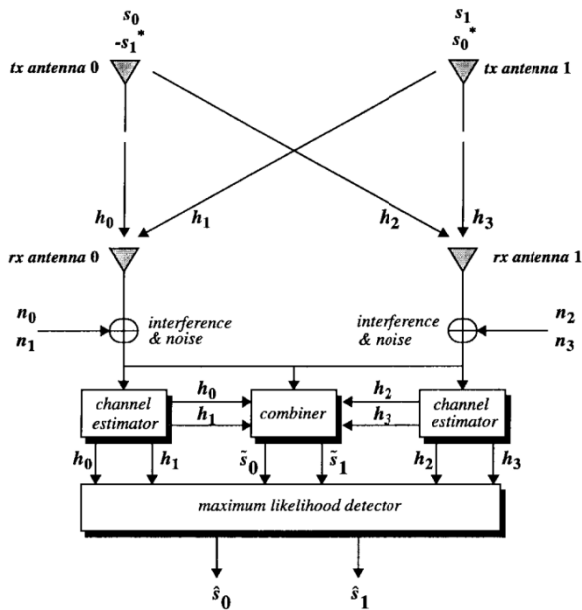
برای توصیف تابع آماری فیدینگ اصلی لازم است اثر داپلر شیفیت نیز در نظر گرفته شود. شیفیت فرکانسی داپلر به دلیل ثابت نبودن موقعیت ماهواره و ایستگاه نسبت به هم به وجود می آید و با عبور ماهواره از بالای ایستگاه مقادیر آن بین مقدار مثبت و منفی خود تغییر می کند. این شیفیت با تنظیم هم زمان آنتن گیرنده و فرستنده جبران می شود. اگر گیرنده مجهز به یک کنترل کننده اتوماتیک فرکانس (AFC) باشد داپلر جبران شده و اثر آن حذف می شود. البته از آن جاکه تغییرات داپلر ناچیز است اگر گیرنده به درستی طراحی شده باشد، بلوک حذف آفست حامل (CFO) قابلیت جبران داپلر را نیز دارد [۱۲].

شبیه سازی کانال در دو حالت، کانال رایس و کانال فیدینگ رایلی با استفاده از SNR محاسبه شده در بخش قبل انجام شده است. همچنین تغییرات پوش دامنه سیگنال محو شده در کانال های رایلی و رایس در حالت $\sigma_0^2 = 0.5$ شبیه سازی شده و در شکل های (۶) و (۷) نشان داده شده است [۱۱]. در شبیه سازی مدولاسیون QPSK همان طور که نمودار آن در شکل (۸) ارائه شده با شیفیت فاز $\pi/4$ و کد Gray به کار برده شده است و BER و SER به دست آمده از شبیه سازی های انجام شده در کانال های رایلی و رایس در شکل های (۹) و (۱۰) نشان داده شده است.



شکل ۶- تغییرات پوش دامنه سیگنال توزیع رایلی شبیه سازی شده برای $\sigma_0^2 = 0.5$

در حال حاضر، به کارگیری تکنیک‌های مخابراتی چندورودی - چند خروجی در ارتباطات بی‌سیم برای مقابله با پدیدهٔ مخرب محوشدگی کارایی فراوانی پیدا کرده است. با توجه به شرایط کانال رادیویی تله‌متری که به غیر از سیگنال دید مستقیم بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده انتشار چند مسیره نیز دارد، تکنیک MIMO قادر به بهبود میزان خطای بیت دریافتی در گیرندهٔ تله‌متری خواهد بود. برای افزایش دایورسیتی و مقابله با محوشدگی چندین آنتن در فرستنده و گیرنده به کار برده می‌شود. بین هر زوج از آنتن‌ها در فرستنده و گیرنده یک مسیر سیگنال وجود دارد. سیگنال‌ها با اطلاعات مشابه از این مسیرها فرستاده می‌شود و هر کدام از این سیگنال‌ها مستقل از دیگری تحت محوشدگی مسیر قرار می‌گیرد. بنابراین در گیرنده چندین کپی از سیگنال اولیه داریم و ترکیب صحیح آن‌ها می‌تواند کیفیت لینک را بهبود بخشد. در شکل (۱۲) سیستم MIMO با دو آنتن فرستنده و دو آنتن گیرنده که به نام روش الموتی شناخته می‌شود، رسم شده است. مسیرهای ممکن بین دو آنتن با فلش نمایش داده شده‌اند. دیده می‌شود که هر آنتن گیرنده دو ورودی از آنتن‌های فرستنده دریافت می‌کند و می‌توان از بازسازی سیگنال‌های دریافتی به وسیلهٔ روابط عنوان شده در ادامه، سیگنال ارسال شده را به دست آورد.

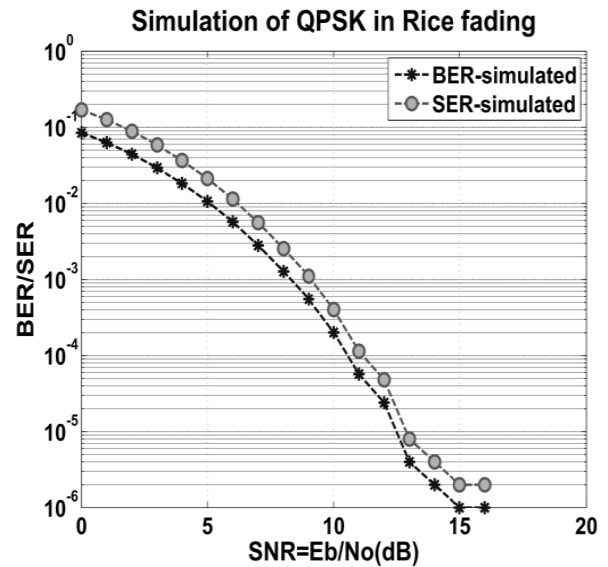


شکل ۱۲ - سیستم MIMO با دو آنتن فرستنده و دو آنتن گیرنده

دو سیگنال دریافت شده در آنتن گیرندهٔ اول با فاصلهٔ زمانی T :

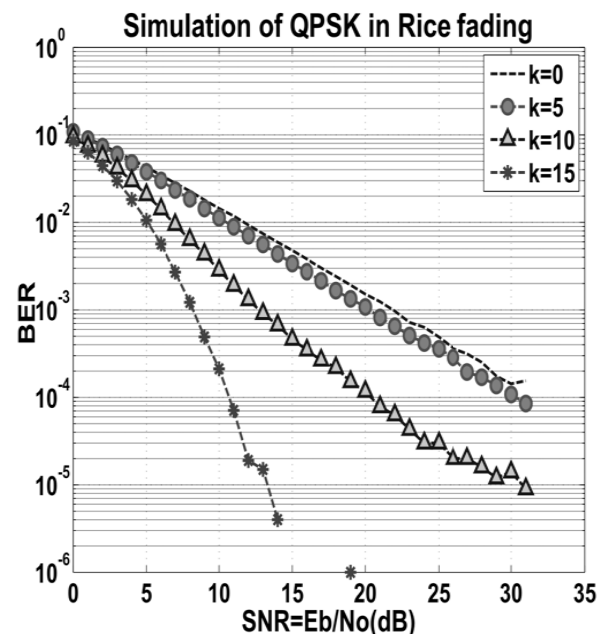
$$\begin{aligned} r_0 &= h_0 s_0 + h_1 s_1 + n_0 \\ r_1 &= -h_0 s_1^* + h_1 s_0^* + n_1 \end{aligned} \quad (28)$$

دو سیگنال دریافت شده در آنتن گیرندهٔ دوم با فاصلهٔ زمانی T :

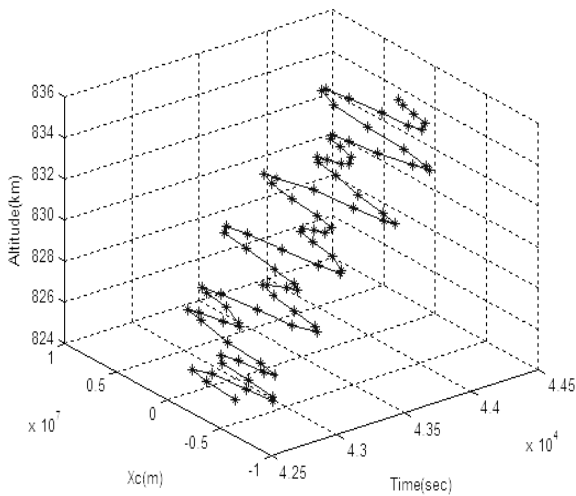


شکل ۱۰ - تغییرات BER و SER با سیگنال به نویز در کانال فیدینگ رایس (K=۱۵dB)

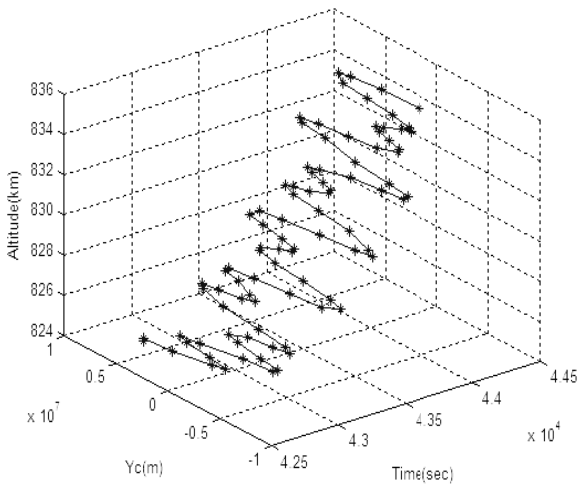
نرخ خطای بیت، برای یک کانال رایس با محوشدگی آرام حد وسط حالات رایلی و AWGN است و مقدار دقیق وابسته به مقدار k است. شکل (۱۱) تغییرات BER را برای توزیع رایس با مدولاسیون QPSK با تغییر مقادیر K نشان می‌دهد. با مشاهدهٔ شکل واضح است که کانال رایس در حالت حدی مقدار K شبیه به کانال AWGN رفتار می‌کند.



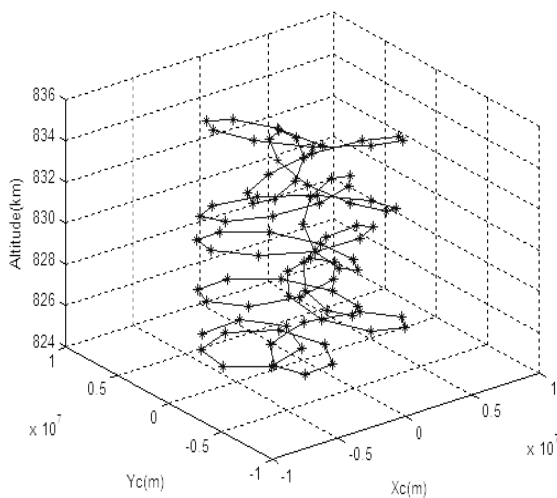
شکل ۱۱ - تغییرات BER برای توزیع رایس با مدولاسیون QPSK و مقادیر متفاوت k



شکل ۱۴- تغییرات موقعیت ماهواره در راستای محور X بر حسب زمان و ارتفاع



شکل ۱۵- تغییرات موقعیت ماهواره در راستای محور Y بر حسب زمان و ارتفاع



شکل ۱۶- تغییر همزمان در هر دو راستای X و Y بر حسب ارتفاع

$$r_2 = h_2 s_0 + h_3 s_1 + n_2 \quad (29)$$

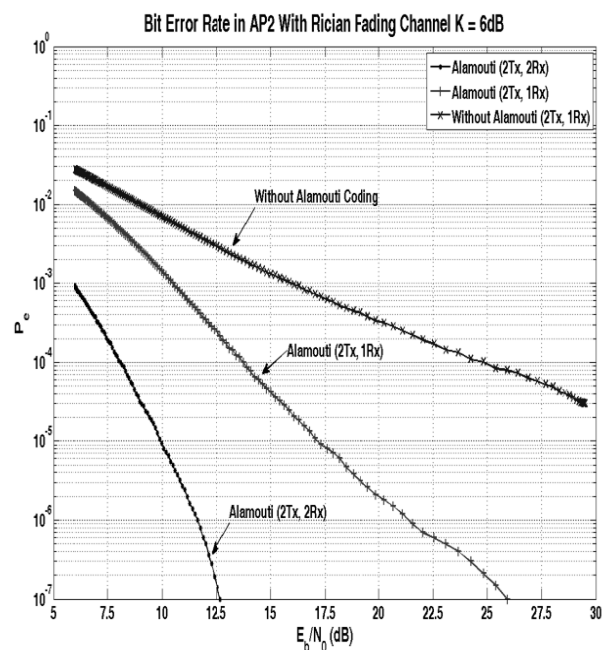
$$r_3 = -h_2 s_1^* + h_3 s_0^* + n_3$$

سیگنال‌های ارسالی به‌دست آمده در گیرنده برای ارسال به آشکارساز با روش ماکزیمم شباهت:

$$\hat{s}_0 = h_0^* r_0 + h_1^* r_1^* + h_2^* r_2 + h_3^* r_3^* \quad (30)$$

$$\hat{s}_1 = h_1^* r_2 - h_0^* r_1^* + h_3^* r_2 - h_2^* r_3^*$$

در شکل (۱۳) نتیجه شبیه‌سازی احتمال خطای بیت برحسب سیگنال به نویز با استفاده از تکنیک MIMO ارائه شده است و میزان بهبود درصد خطای لینک دیده می‌شود.



شکل ۱۳- تغییرات BER برای توزیع رایس با استفاده از تکنیک MIMO (2 در 1 و 2 در 2)

تحلیل و ارائه نتایج

در شکل (۱۴) موقعیت ماهواره در مختصات دکارتی در راستای محور X بر حسب تغییرات زمان و ارتفاع نشان داده شده است، دیده می‌شود ماهواره در مسیر حرکت خود نوسان دارد و در شکل (۱۵) نوسانات در راستای محور Y را نیز می‌بینیم. ترکیب دو شکل قبل در شکل (۱۶) نمایش داده شده که نوسان 8 مانند ماهواره در مسیر حرکت خود را نشان می‌دهد. با توجه به این نوسانات از مسیر اصلی، پترن اطراف ماهواره متغیر است. در این مقاله، با تغییر زوایای ارتباطی بر روی ماهواره (شکل ۱) پترن به‌صورت لحظه‌ای به‌دست آمده (شکل ۳) و وضعیت کانال به‌صورت لحظه‌ای با تغییرات پترن بررسی شده است.

نتایج شبیه‌سازی کانال و محاسبه نرخ خطای بیت در شکل‌های (۹) و (۱۰) دیده می‌شود. دامنه پوش سیگنال در کانال رایس بیشتر از کانال رایلی است چون این کانال کمتر در معرض محوشدگی قرار دارد و احتمال خطای بیت در کانال رایلی بیشتر از کانال رایس است. به‌منظور انجام شبیه‌سازی‌ها از نرم‌افزار مطلب^{۱۹} استفاده شده است.

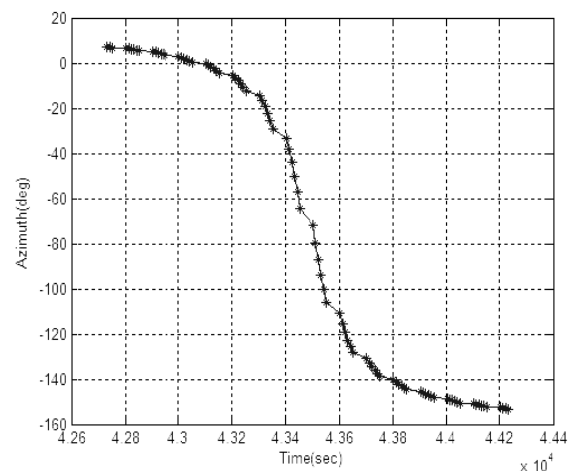
نتیجه‌گیری

با توجه به اهمیت طراحی لینک تله‌متری، این لینک باید به‌گونه‌ای طراحی شود که در برابر عوامل مخرب محیط دچار اختلال نگردد. برای این منظور رفتار متغییر با زمان لینک ماهواره ایستگاه در نظر گرفته شده و با توجه به شرایط، حالت‌های متفاوتی برای کانال در نظر گرفته شده است. یکی از مهم‌ترین پارامترها در تحلیل کیفیت لینک‌های بی‌سیم SNR است که با محاسبه آن به‌صورت لحظه‌ای وضعیت لینک به‌صورت لحظه‌ای سنجیده شده و میزان احتمال خطای لینک به‌دست می‌آید که می‌توان با انتخاب نوع مدولاسیون و طراحی روش دستیابی به کانال و سایر تکنیک‌های مخابراتی این خطا را به صورت لحظه‌ای بهبود بخشید. در این نوشتار برای ارتباط دائم و مطمئن از دو آنتن استفاده شده بود و انتشار یک سیگنال واحد توسط دو آنتن فرستنده به سمت آنتن گیرنده، لینک رادیویی تله‌متری را دچار پدیده مخرب خود تداخلی خواهد کرد. استفاده از روش‌های کدینگ مانند کد الموتی برای بهبود لینک رادیویی در برابر پدیده خود تداخلی و کم‌کردن تأثیر این پدیده بر خطای بیت دریافتی گیرنده، مؤثر است.

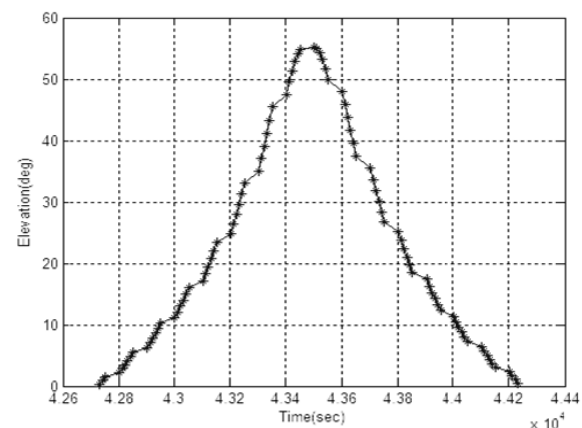
مراجع

- [1] Fischer, S., Seeger, R. and Kammer, K. D., "Implementation of a Real-Time Satellite Channel Simulator", *The Third European DSP Education & Research Conference*, Sept. 2000.
- [2] Shang, M., Jian-hao, H. and Jian, W., "Design and Implementation of Satellite Channel Simulator Based on Three-state Markov Chain", *Journal of System Simulation*, Vol. 443, No. 1, 2007, pp. 17-27.
- [3] Marzban, Sh. and Mohamedpour, K., "Design and Simulation of Radio Link of Aeronautical Telemetry for Air Vehicle with Fast Maneuvering", *8th Conference of Iranian Aerospace Society*, Esfahan, 2009, (In Persian).
- [4] Marzban, Sh. and Mohamedpour, K., "Analysis of Air Vehicle Maneuvering in Receiving SNR for Aeronautical Telemetry Receiver", *9th Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, 2010, (In Persian).
- [5] Marzban, Sh. and Mohamedpour, K., "Analysis of Air Vehicle Maneuvering in Radio Link of Aeronautical

در شکل‌های (۱۷) و (۱۸) به ترتیب زوایای افقی و فراز نمایش داده شده که جهت یک ماهواره را از نقطه‌ای روی سطح زمین مشخص می‌کنند. این زوایا اغلب برای تنظیم آنتن با ردیابی خودکار در ایستگاه زمینی به کار می‌روند. اما با توجه به اینکه با کاهش زاویه افق ناحیه سایه شدن وسیع‌تر می‌شود و با افزایش آن پدیده سایه^{۱۸} کاهش می‌یابد، پس از این زاویه برای تقریب وضعیت کانال می‌توان استفاده کرد. همان‌طور که دیده می‌شود در مدت زمانی که ماهواره LEO در دیدرس آنتن گیرنده زمینی است (حدود ۷-۱۵ دقیقه) ابتدا زاویه فراز کوچک است پس محوشدگی بیشتر است و کانال با توزیع رایلی مدل می‌شود. هنگامی که ماهواره در نزدیک‌ترین فاصله از ایستگاه قرار دارد بزرگ‌ترین زاویه فراز و کمترین تلفات را داریم در این حالت محوشدگی کمترین مقدار را دارد و کانال با توزیع رایس مدل می‌شود. پس از آن در ادامه مسیر دوباره زاویه فراز کاهش می‌یابد و مدل کانال تغییر می‌کند.



شکل ۱۷- زاویه سمت در مدت زمان رؤیت ماهواره LEO از ایستگاه زمینی



شکل ۱۸- زاویه افق در مدت زمان رؤیت ماهواره LEO از ایستگاه زمینی

- [10] Jensen, M., Rice, M., and Anderson, A., "Aeronautical Telemetry Using Multiple-Antenna Transmitters", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 43, No. 1, 2007, pp. 262-272.
- [11] Pedroza, M., "Antenna Pattern Evaluation for Link Analysis", *In Proceedings of the International Telemetry Conference*, San Diego, CA, 1996, pp. 158-166.
- [12] Sklar, B., "Rayleigh Fading Channels in Mobile Digital Communication Systems Part I: Characterization", *IEEE Communications Magazine*, July 1997, pp.90-100.
- [13] Kostov, N., "Mobile Radio Channels Modeling in Matlab", *Radio Engineering*, Vol. 12, No. 4, December 2003, pp.12-16.
- [14] Bolandi, H., Tabatabavakili, V., Akbari, M. H., Gorbanievagei, B., Esmaelzadeh, S. M. and Seddigi, S. H., "Position Finding of LEO Satellite from Elliptical Arch With Four Ground Station with One Way", *10th Conference of Iranian Aerospace Society*, Tehran, 2011, (In Persian).
- Telemetry", *7th Conference of Iranian Electrical Engineering*, 2009, pp. 243-248, (In Persian).
- [6] Marzban, Sh. and Mohamedpour, K., "Designing and Simulating The Aeronautical Telemetry Radio Link for an Air Vehicle With Fast Maneuver", *Journal of Space Science & Technology*, Vol. 2, No. 3, Spring 2009, pp. 1-12, (In Persian).
- [7] Marzban, S. and Mohamedpour, K., "A Method for Performance Enhancement for Aeronautical Telemetry Radio Link Using Alamouti Code", *Journal of Space Science & Technology*, Vol. 3, No. 3&4, Fall 2010 & Winter 2011, pp. 1-10, (In Persian).
- [8] Bar-Shalom, Y., Rong Li, X. and Kirubarajan, Th. *Estimation with Application to Tracking and Navigation*, John Wiley, 2001.
- [9] Marzban, Sh. and Mohamedpour, K., "Calculation of The Communication Angles between an Air Vehicle and Receiver Antenna in Aeronautical Telemetry", *IET, Microwave, Antenna & Propagation*, Vol. 4, Issue.1-2, 2010, pp. 2187-2195.