

A Method for Performance Enhancement for Aeronautical Telemetry Radio Link Using Alamouti Code

Sh. Marzban^{1*} and K. Mohamed-Pour²

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

*Estern Vafadar St., Tehranpars, Tehran, IRAN

Shahrokhmarz@ee.kntu.ac.ir

In the most aeronautical telemetry systems, at least two antennas are used to transmit radio signals towards receiver antenna. It is due to effect of large metallic fuselage of air vehicles in cutoff radio link between transmitter and receiver antenna during flight manoeuvres. Installation of two antennas on the fuselage of air vehicle guarantees a convenient and continuous link between telemetry transmitter and receiver antennas. But during some moments that receiver antenna receiver radio signals from two transmitter antenna simultaneously, there is phenomena named self-interference, one can overcome this problem through making independence between two transmitting signals. In this paper using one of the block codes named Alamouti one can assure independence of two transmitting signals from two transmitter antennas. Using this code in a radio link, variation of bit error rate probability in flight path reduced to some convenient values and quality of radio link will be increased.

Keywords: Alamouti code, flight manoeuvres, radio link, self-interference, air vehicles

1. M.Sc. (Corresponding Author) —

2. Assistant Professor

ارائه روشی با استفاده از کُد الموتی برای بهبود لینک رادیویی تله متری فضایی

شاهرخ مرزبان^{۱*} و کمال محامدپور^۲

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

*تهران، فلکه چهارم تهرانپارس، خ. وفادار شرقی

shahrokhmarz@ee.kntu.ac.ir

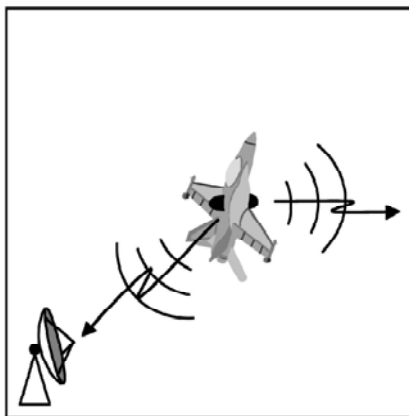
در اکثر سیستم‌های تله متری فضایی از حداقل دو آنتن فرستنده برای ارسال سیگنال رادیویی به سمت آنتن گیرنده استفاده می‌شود. دلیل آن تأثیر بدنه بزرگ و فلزی اجسام پرنده در قطع ارتباط رادیویی بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده در حین مانورهای پروازی است. نصب دو آنتن فرستنده بر روی بدنه جسم پرنده ارتباط مناسب و دائم رادیویی بین فرستنده و گیرنده تله متری را تضمین خواهد کرد، ولی در لحظاتی از پرواز که آنتن گیرنده سیگنال رادیویی را به طور همزمان از دو آنتن فرستنده دریافت کند، پدیده مخربی به نام خودتداخلی به وجود خواهد آمد. با ایجاد استقلال بین دو سیگنال ارسالی توسط آنتن‌های فرستنده می‌توان با این پدیده مخرب مقابله کرد. در این مقاله، با استفاده از یکی از کدهای بلوکی معروف به نام کُد الموتی، استقلال بین دو سیگنال ارسالی از دو آنتن فرستنده در کل مسیر پرواز ایجاد می‌شود. با اعمال این کُد بر روی لینک رادیویی، میزان نوسانات منحنی احتمال خطای بیت در مسیر پرواز تا حد مناسبی کاهش می‌یابد و کیفیت ارتباط رادیویی تله متری فضایی افزایش می‌یابد.

کلیدواژه: کُد الموتی، مانورهای پروازی، لینک رادیویی، تله متری فضایی، جسم پرنده

برای جلوگیری از این واقعه از حداقل دو آنتن فرستنده برای ارسال سیگنال رادیویی به سمت آنتن گیرنده استفاده می‌شود (شکل ۱).

مقدمه

تله متری فضایی وسیله‌ای است که وظیفه آن دریافت اطلاعات از اجزای مختلف اجسام پرنده همچون هواپیما، موشک و فضاپیما در تست‌های میدانی و پروازی است [۱]. این سیستم رادیویی برای انتقال اطلاعات از اجسام پرنده به مرکز نظارت بر تست‌های میدانی از حداقل یک آنتن فرستنده و یک آنتن گیرنده استفاده می‌کند. اما اکثر اجسام پرنده هوافضایی نسبت به آنتن فرستنده خود ابعاد بسیار بزرگی دارند. این بزرگی ابعاد در مانورهای پروازی باعث می‌شود در لحظاتی از پرواز ارتباط بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده قطع شود [۲]. به طور تجربی



شکل ۱- نمایش عملکرد به کارگیری دو آنتن فرستنده

۱. دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار

برای دریافت سیگنال رادیویی استفاده می‌شود، می‌توان از کُد الموتی [۴] که ساده‌ترین تکنیک MIMO است با کم‌ترین تغییرات بنیادی در سخت‌افزار سیستم تله‌متری بهره برد. با این روش تا حد مناسبی نوسانات بهره‌آنتن فرستنده کاهش می‌یابد و در نتیجه میزان احتمال خطای بیت دریافتی گیرنده بهبود می‌یابد.

به جهت بررسی و تحلیل بهتر میزان کارایی این روش در لینک رادیویی تله‌متری برای تمام لحظات پرواز جسم پرنده از یک شبیه‌ساز زمانی محیط انتشار تله‌متری فضایی استفاده شده است [۳]. با این شبیه‌ساز می‌توان عملکرد این تکنیک پیشنهادی را با وجود مانورهای مختلف پروازی بر روی لینک رادیویی تله‌متری ارزیابی کرد. در این مقاله، ابتدا به اختصار، نحوه طراحی این شبیه‌ساز محیط انتشار تله‌متری فضایی ارائه می‌شود و سپس نتایج به‌کارگیری کُد الموتی در بهبود لینک رادیویی این سیستم نشان داده می‌شود.

طراحی شبیه‌ساز محیط انتشار

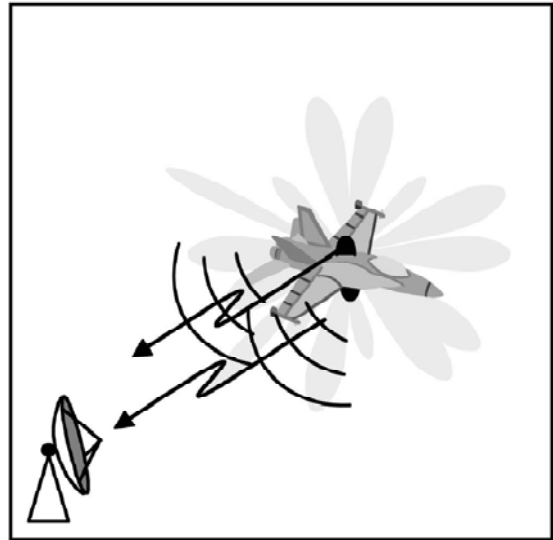
مانورهای پروازی اجسام پرنده بر دو پارامتر محیط انتشار رادیویی تله‌متری فضایی به‌طور مستقیم تأثیرگذار است. این دو پارامتر بهره‌آنتن فرستنده و بهره‌آنتن گیرنده است. در مباحث تئوری آنتن‌ها با در اختیار داشتن دو زاویه در فضا می‌توان بهره‌آنتن را به‌دست آورد. بنابراین برای محاسبه بهره‌آنتن‌های فرستنده و گیرنده در کل مسیر پرواز به چهار زاویه ارتباطی بین جسم پرنده و آنتن گیرنده نیاز است. در خصوص محاسبه زوایای ارتباطی بین آنتن فرستنده نصب شده بر روی جسم پرنده و آنتن گیرنده تله‌متری، مقالاتی ارائه شده است [۳ و ۲]. در اینجا به‌طور خلاصه مراحل الگوریتم پیشنهاد شده ارائه می‌شود.

۱- دریافت پارامترهای پروازی جسم پرنده شامل مختصات x , y , z بر حسب زمان و زوایای یاء، رول^۳ و پیچ^۵ بر حسب زمان، برای کل مسیر پرواز است که بر اساس سیستم مختصات سه بعدی ارائه می‌شود، این پارامترها از نرم‌افزارهای شبیه‌سازی پرواز یا از اطلاعات تله‌متری پروازهای قبلی به‌دست می‌آید.

۲- محاسبه مختصات دکارتی نقطه شروع^۶ (SP) پرواز جسم پرنده که از مختصات جغرافیایی آن تعیین می‌گردد.

۳- محاسبه مختصات دکارتی محل استقرار آنتن^۷ (AP) گیرنده تله‌متری در منطقه سیستم تله‌متری است که از مختصات جغرافیایی آن تعیین می‌شود.

این دو آنتن فرستنده بر روی بدنه فلزی اجسام پرنده به نحوی نصب می‌شود که آنتن گیرنده در کلیه مانورهای اجسام پرنده حداقل با یکی از این دو آنتن ارتباط دید مستقیم برقرار کند. به دلیل فاصله-ای که بین محل نصب این دو آنتن وجود دارد، در صورتی که آنتن گیرنده سیگنال را به‌طور همزمان از دو آنتن دریافت کند (شکل ۲)، پدیده‌ای به نام خودتداخلی به‌وجود خواهد آمد [۳]. این پدیده به تنهایی قادر به ایجاد نوساناتی شدید در بهره‌آنتن فرستنده است.



شکل ۲- نمایش اثر خودتداخلی دو آنتن فرستنده

این نوسانات شدید در بهره‌آنتن فرستنده باعث افزایش میزان احتمال خطای بیت‌های دریافتی در گیرنده تله‌متری فضایی خواهد شد. یکی از روش‌هایی که در سایر ارتباطات سیار برای مقابله با پدیده مخرب چند مسیره شدن امواج دریافتی پیشنهاد می‌شود، به‌کارگیری تکنیک‌های MIMO با کُد‌های بلوکی فضا- زمان است [۴].

در این مقاله، با توجه به اینکه در سیستم‌های تله‌متری فضایی برای جلوگیری از قطع ارتباط رادیویی بین فرستنده و گیرنده تله‌متری از دو آنتن فرستنده برای ارسال یک سیگنال واحد استفاده می‌شود، به‌کارگیری تکنیک MIMO با کُد‌های بلوکی فضا- زمان برای کاهش اثرات مخرب مانور جسم پرنده بر سیگنال‌های رادیویی با پهنای باند زیاد و محیط انتشار فیدینگ پیشنهاد می‌شود. این تکنیک قادر خواهد بود، با ایجاد استقلال بین سمبل‌های ارسالی توسط دو آنتن فرستنده، اثر پدیده خودتداخلی و پدیده فیدینگ ناشی از چند مسیره شدن امواج ارسالی [۱۰-۵] را تا حد امکان کاهش دهد.

در تله‌متری فضایی، با توجه به شرایط خاص آن، که از دو یا بیش از دو آنتن فرستنده برای ارسال سیگنال و از یک آنتن گیرنده

3. Yaw

4. Roll

5. Pitch

6. Start Point

7. Antenna Position

تصویر AP بر روی سطح مدل فرضی زمین تا مرکز زمین است، که از رابطه (۴) به دست می آید. ارتفاع AP از سطح دریا، B_{ap} عرض جغرافیایی، L_{ap} طول جغرافیایی نقطه استقرار آنتن گیرنده تله متری است [۱۱ و ۱۲].

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

سپس مختصات لحظه ای پرواز در دستگاه جسم پرنده، که پیشتر در خصوص آماده سازی آن اشاره شد، توسط رابطه (۵) به دستگاه مختصات نقطه شروع پرواز بر روی زمین منتقل می گردد.

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

در رابطه (۵)، x_i ، y_i و z_i مختصات لحظه ای پرواز در دستگاه نقطه شروع پرواز است. \mathbf{M}_1 ماتریس انتقال دستگاه جسم پرنده به دستگاه مستقر در نقطه SP است (رابطه ۶). x_{ci} ، y_{ci} و z_{ci} مختصات لحظه ای پرواز است، که از نرم افزارهای شبیه ساز پرواز به دست آمده است.

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

مؤلفه های ماتریس انتقال در رابطه (۶) عبارتند از:

$$\omega_{11} = -\sin B_{sp} \cdot \cos L_{sp} \cdot \cos A_{sp} - \sin L_{sp} \cdot \sin A_{sp}$$

$$\omega_{12} = -\sin B_{sp} \cdot \sin L_{sp} \cdot \cos A_{sp} + \cos L_{sp} \cdot \sin A_{sp}$$

$$\omega_{13} = \cos B_{sp} \cdot \cos A_{sp}$$

$$\omega_{21} = \sin B_{sp} \cdot \cos L_{sp} \cdot \sin A_{sp} - \sin L_{sp} \cdot \cos A_{sp}$$

$$\omega_{22} = \sin B_{sp} \cdot \sin L_{sp} \cdot \sin A_{sp} + \cos L_{sp} \cdot \cos A_{sp}$$

$$\omega_{23} = -\cos B_{sp} \cdot \sin A_{sp}$$

$$\omega_{31} = \cos B_{sp} \cdot \cos L_{sp}$$

$$\omega_{32} = \cos B_{sp} \cdot \sin L_{sp}$$

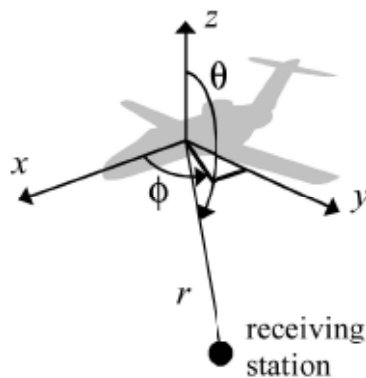
$$\omega_{33} = \sin B_{sp}$$

جهت انتقال مختصات لحظه ای جسم پرنده که از رابطه (۵) به دست می آید به دستگاه موقعیت آنتن گیرنده تله متری از رابطه (۷) استفاده می شود.

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

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

۴- سپس با استفاده از ماتریس ها و معادلات فضایی که در این بخش آمده است، زوایای ارتباطی θ و ϕ مربوط به آنتن های فرستنده که در شکل (۳) نشان داده شده است و زوایای عمودی λ و افقی μ مربوط به آنتن گیرنده به همراه برد لینک رادیویی (R) بر حسب زمان پرواز محاسبه می شود.



شکل ۳- زوایای θ و ϕ بین جسم پرنده و آنتن گیرنده تله متری

ابتدا تبدیل مختصات جغرافیای نقطه شروع پرواز به مختصات دکارتی، مطابق با رابطه (۱) صورت می پذیرد [۱۲ و ۱۱].

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

که در رابطه (۱)، x_{sp} ، y_{sp} و z_{sp} مختصات دکارتی SP پرواز بر اساس موقعیت آن بر روی سطح واقعی زمین و M_{sp} فاصله تصویر SP پرواز بر روی سطح مدل فرضی زمین تا مرکز زمین است، که از رابطه (۲) محاسبه می شود. H_{sp} ارتفاع SP از سطح دریا، B_{sp} عرض جغرافیایی، L_{sp} طول جغرافیایی و e^2 یک ثابت به نام خروج از مرکز زمین است [۱۱ و ۱۲].

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

سپس، تبدیل مختصات جغرافیای نقطه استقرار آنتن گیرنده تله متری مطابق با رابطه (۳) صورت می پذیرد [۱۱ و ۱۲].

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

که در رابطه (۳)، x_{ap} ، y_{ap} و z_{ap} مختصات دکارتی نقطه استقرار آنتن گیرنده تله متری بر روی سطح واقعی زمین است. M_{ap} فاصله

\mathbf{M}_3 ماتریس مبدل دستگاه مختصات است، که تعریف آن در رابطه (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 رابطه (۱۵) عبارتند از: (با فرض $\vartheta = Pitch, \gamma = Roll, \psi = Yaw$)

$$\begin{aligned} \delta_{11i} &= \cos \vartheta_i \cdot \cos \psi_i \\ \delta_{12i} &= \cos \gamma_i \cdot \sin \psi_i + \sin \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \cos \psi_i \\ \delta_{13i} &= \sin \gamma_i \cdot \sin \psi_i - \cos \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \cos \psi_i \\ \delta_{21i} &= -\cos \vartheta_i \cdot \sin \psi_i \\ \delta_{22i} &= \cos \gamma_i \cdot \cos \psi_i - \sin \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \sin \psi_i \\ \delta_{23i} &= \sin \gamma_i \cdot \cos \psi_i + \cos \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \sin \psi_i \\ \delta_{31i} &= \sin \vartheta_i \\ \delta_{32i} &= -\sin \gamma_i \cdot \cos \vartheta_i \\ \delta_{33i} &= \cos \gamma_i \cdot \cos \vartheta_i \end{aligned}$$

برای محاسبه زاویه φ_i (نشان داده شده در شکل ۳) بر روی بدنه جسم پرنده در لحظه t_i :

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

در رابطه (۱۶) y'_{ui} و z'_{ui} از رابطه (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

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

در واحد کنترل و هدایت آنتن گیرنده تله‌متری از زوایای عمودی و افقی به دست آمده از معادلات (۱۰) و (۱۱)، برای تهیه جدول هدایت آنتن گیرنده مجهز به سیستم ردیاب هدف استفاده می‌شود [۱]. اما با زوایای θ و φ که در شکل (۳) نشان داده شده- اند، می‌توان از جدول دو بعدی پترن آنتن فرستنده، میزان بهره آنتن را در هر لحظه از پرواز به دست آورد [۱]. به منظور بررسی اثرات زوایای θ و φ بر روی بهره آنتن فرستنده، در ادامه مطالب فرض می‌کنیم؛ دو آنتن فرستنده در مختصات x_1, y_1, z_1 و x_2, y_2, z_2 بر روی بدنه فلزی جسم پرنده نصب شده است و آنتن ایستگاه گیرنده در نقطه (r, θ, φ) با مختصات کروی استقرار یافته است [۵].

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

مؤلفه‌های ماتریس انتقال در رابطه (۸) عبارتند از:

$$\begin{aligned} \gamma_{11} &= -\sin B_{ap} \cdot \cos L_{ap} \\ \gamma_{12} &= -\sin B_{ap} \cdot \sin L_{ap} \\ \gamma_{13} &= \cos B_{ap} \\ \gamma_{21} &= \cos B_{ap} \cdot \cos L_{ap} \\ \gamma_{22} &= \cos B_{ap} \cdot \sin L_{ap} \\ \gamma_{23} &= \sin B_{ap} \\ \gamma_{31} &= -\sin L_{ap} \\ \gamma_{32} &= \cos L_{ap} \\ \gamma_{33} &= 0 \end{aligned}$$

با استفاده از مختصات محاسبه شده از رابطه (۷) می‌توان به کمک روابط (۹)، (۱۰) و (۱۱) به ترتیب: R_i (فاصله آنتن گیرنده و جسم پرنده)، 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 (β) 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 زاویه افقی آنتن گیرنده (α) 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 ۳) بر روی بدنه جسم پرنده در لحظه t_i :

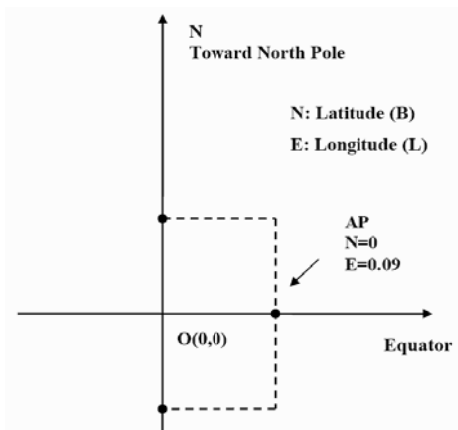
$$\theta_i = \arccos \left(\frac{n_{X_{api}} \cdot x_{ui} + n_{Y_{api}} \cdot y_{ui} + n_{Z_{api}} \cdot z_{ui}}{\sqrt{(x_{ui}^2 + y_{ui}^2 + z_{ui}^2) \cdot (n_{X_{api}}^2 + n_{Y_{api}}^2 + n_{Z_{api}}^2)}} \right) \cdot \frac{180}{\pi} \quad (12)$$

در رابطه (۱۲): $n_{X_{api}}$ ، $n_{Y_{api}}$ و $n_{Z_{api}}$ از رابطه (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

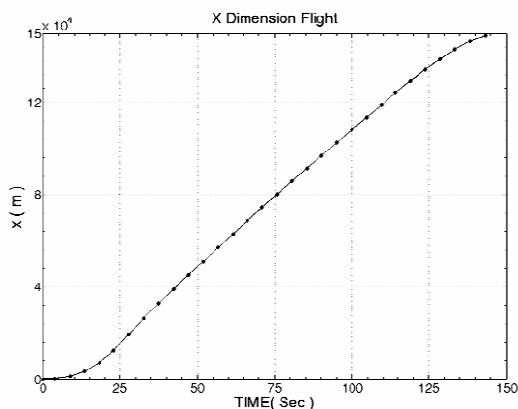
$$\begin{bmatrix} n_{X_{ci}} \\ n_{Y_{ci}} \\ n_{Z_{ci}} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_3^T \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$



شکل ۵- نمایش چیدمان آنتن گیرنده و نقطه شروع و مسیر پرواز جسم پرنده به سمت قطب شمال

همان طور که در شکل (۵) مشاهده می شود، نقطه شروع پرواز در نقطه برخورد خط نصف النهار مبدأ و خط استواست و مسیر پرواز جسم پرنده در راستای خط نصف النهار مبدأ به سمت قطب شمال واقع شده است. همچنین در شکل (۵) یک مکان خاص برای قرارگیری آنتن گیرنده AP مشخص شده است که با استفاده از این موقعیت می توان زوایای ارتباطی محاسبه شده از الگوریتم پیشنهادی را مورد ارزیابی قرار داد. البته در [۳] زوایای ارتباطی در نقاط دیگری نیز مورد بررسی قرار گرفته است، که برای اختصار در این مقاله این موضوع فقط در نقطه AP نشان داده شده است.

برای محاسبه زوایای ارتباطی، پرواز یک موشک فرضی انتخاب شده است که به جهت کنترل ساده تر زوایای عمودی، افقی، θ و φ حاصل از الگوریتم، بعضی از پارامترهای پرواز همچون مختصات y ، زاویه یاو و زاویه رول آن در طول پرواز صفر فرض شده است. در ادامه، مقدار لحظه ای سایر پارامترهای پرواز جسم پرنده حاصل از شبیه سازی پرتاب یک موشک فرضی در شکل های (۶) تا (۸) بر حسب زمان پرواز، رسم شده است.



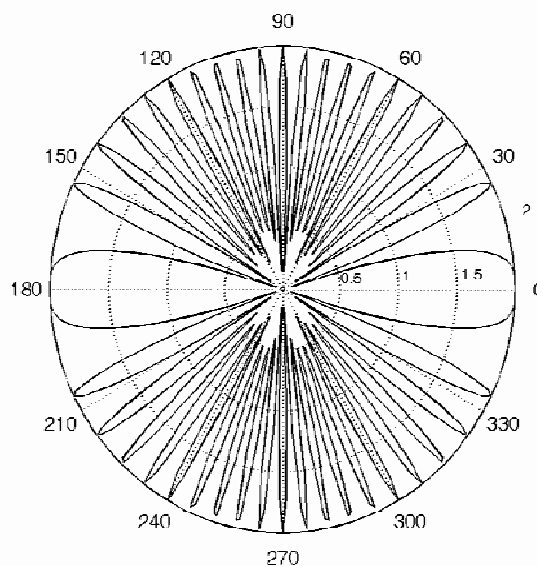
شکل ۶- مختصات X پرواز جسم پرنده

در این مقاله برای سادگی تحلیل شرایط، آنتن فرستنده از نوع منبع نقطه ای^{۱۰} فرض شده است و پترن تشعشی میدان $f_{1,2}(\theta, \varphi)$ مربوط به هر دو آنتن از رابطه تئوری آن استفاده شده است [۱۳]. بنابراین با معادله (۱۹) می توان میزان میدان الکتریکی ناشی از هر یک از آنتن های فرستنده را در مکان آنتن گیرنده محاسبه کرد.

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

در معادله (۱۹)، $k = 2\pi / \lambda$ شماره موج در فضای آزاد و λ طول موج فضای آزاد است. البته در معادله (۱۹) به دلیل یکسان بودن مقدار e^{-jkr} / r برای هر دو آنتن از آن صرف نظر شده است. در شکل

(۴) برای یک زاویه خاص ($\theta = \frac{\pi}{2}$) پترن حاصل از معادله (۱۹) برای دو آنتن فرستنده با فاصله 10λ رسم شده است.



شکل ۴- پترن تشعشی دو آنتن فرستنده با فاصله نصب 10λ برای

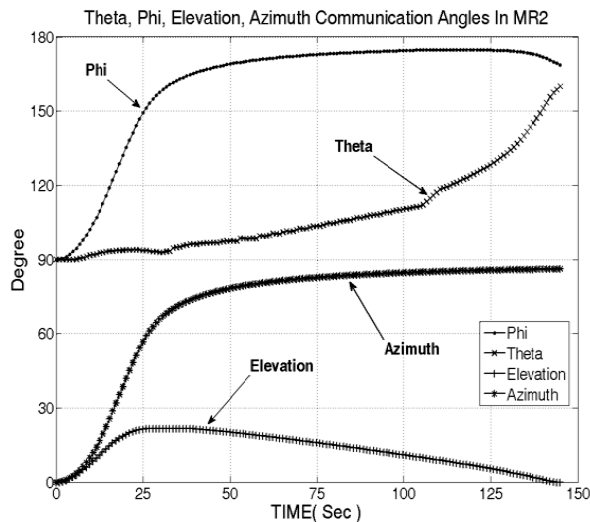
$$. (\theta = 90^\circ) \text{ و } 0 \leq \varphi \leq 360$$

همان طور که در شکل (۴) مشاهده می شود، تعداد NULLها در پترن تشعشی بسیار زیاد است و این NULLها در لحظه مانور جسم پرنده، قادر به تخریب لینک رادیویی خواهند بود.

به کارگیری معادلات الگوریتم و ارائه نتایج آن

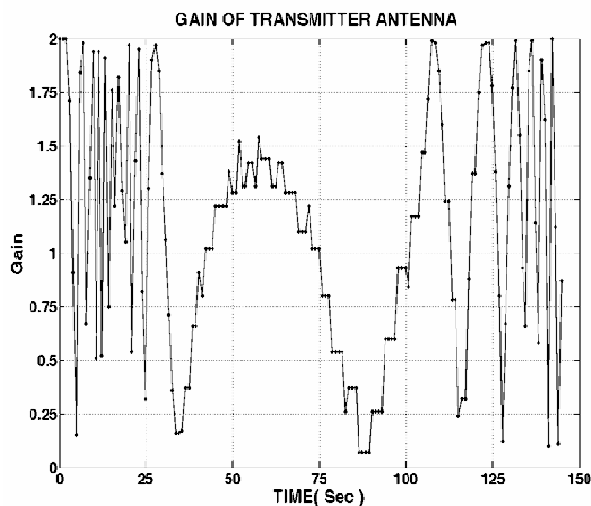
جهت بررسی و کنترل معادلات ارائه شده در بخش قبلی از یک چیدمان خاص برای آنتن گیرنده بر روی سطح کره زمین مطابق با شکل (۵) استفاده شده است.

کاملاً دقیق است و با شرایط حاکم بر جسم پرنده و آنتن گیرنده منطبق است.



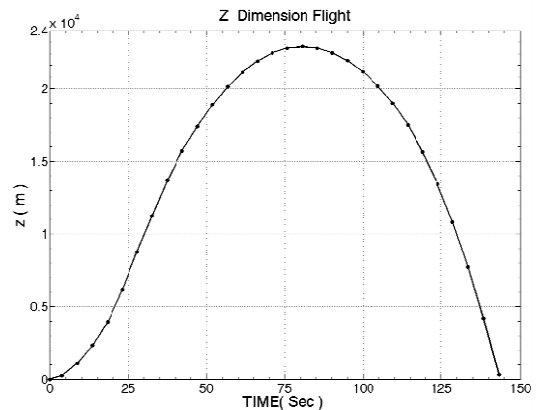
شکل ۹- زوایای ارتباطی محاسبه شده برای پرواز یک موشک فرضی

به منظور بررسی تأثیر این زوایا بر روی بهره آنتن فرستنده در طول پرواز، موقعیت AP برای آنتن گیرنده انتخاب می شود و با استفاده از زوایای θ و φ که در شکل (۹) برای موشک فرضی به دست آمده است و جدول دو بعدی بهره آنتن فرستنده حاصل از معادله (۱۹)؛ بهره آنتن فرستنده در طول پرواز، در شکل (۱۰) رسم شده است.

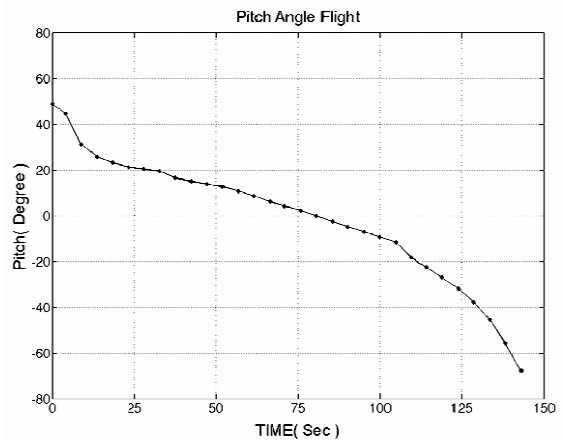


شکل ۱۰- بهره آنتن فرستنده در طول پرواز با فرض استقرار آنتن گیرنده در نقطه AP

همان طور که در شکل (۱۰) مشاهده می شود، میزان تغییرات بهره آنتن فرستنده در طول پرواز بسیار شدید است و این تغییرات می تواند لینک رادیویی تله متری را دچار اغتشاش در توان دریافتی



شکل ۷- مختصات Z پرواز جسم پرنده



شکل ۸- زاویه Pitch پرواز جسم پرنده

نقطه AP عمود بر مسیر پرواز جسم پرنده در مختصات جغرافیایی $N=0$ و $E=0.09$ به ارتفاع $H=20m$ واقع شده است. در خصوص زوایای ارتباطی با توجه به شکل (۵) می توان موارد ذیل را پیش بینی کرد.

زاویه θ : این زاویه از حدود ۹۰ درجه شروع شده و به سمت ۱۸۰ درجه میل خواهد کرد.

زاویه φ : این زاویه نیز از حدود ۹۰ درجه شروع و به سمت ۱۸۰ درجه میل می کند.

زاویه عمودی: این زاویه از صفر درجه شروع می شود، افزایش می یابد و به یک عدد ماکزیمم می رسد و در ادامه کاهش می یابد تا به صفر درجه برسد.

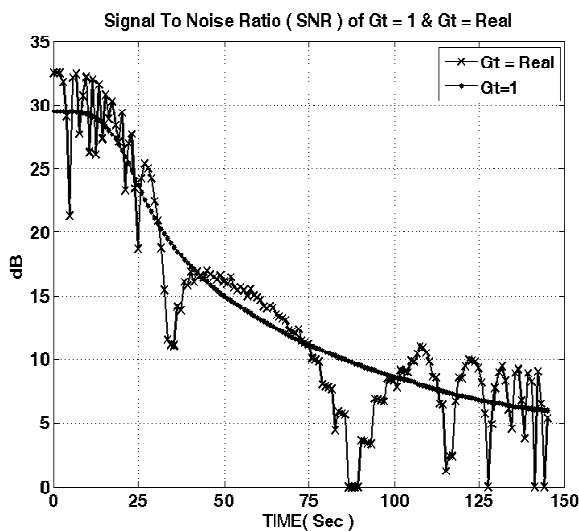
زاویه افقی: این زاویه از صفر درجه شروع می شود و افزایش می یابد تا به زاویه حدود ۹۰ درجه برسد.

نتایج حاصل از الگوریتم برای زوایای ارتباطی در شکل (۹) رسم شده است. همان طور که از شکل مشاهده می شود، مقدار زوایا با پیش بینی ارائه شده، مطابقت دارد که در نتیجه، الگوریتم پیشنهادی

$$SNR = \frac{S}{N_0} \quad (24)$$

در رابطه (۲۴)، N_0 توان نویزی است که با سیگنال دریافتی اضافه و سپس وارد گیرنده می‌شود. در این مقاله ابتدا زوایای ارتباطی در کل مسیر پرواز بر اساس مختصات و زوایای پرواز یک جسم پرنده مطابق با شکل (۹) محاسبه می‌شود و بعد با استفاده از این زوایا، بهره آنتن فرستنده در تمام لحظات پرواز به دست آمده است (شکل ۱۰).

با فرض اینکه نویز کانال از نوع نویز سفید جمع‌شونده گوسی با توان -144 دسی‌بل، توان فرستنده 2 وات، ضریب افت ناشی از عدم تطابق پلاریزاسیون بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده $0/5$ ، فرکانس کاریر فرستنده 400 مگاهرتز و حساسیت گیرنده -95 دسی‌بل میل باشد، میزان SNR دریافتی گیرنده محاسبه می‌شود. در شکل (۱۱) نتایج SNR به دست آمده برای مانور پروازی یک موشک فرضی رسم شده است.



شکل ۱۱- مقدار SNR دریافتی برای دو حالت $G_t = 1$ و $G_t = \text{Real}$

همان‌طور که از شکل (۱۱) می‌توان مشاهده کرد، نوسانات بهره آنتن فرستنده تأثیر زیادی بر روی SNR دریافتی گیرنده تله متری گذاشته‌است و این موضوع در نهایت باعث تخریب بیت‌های دریافتی در گیرنده خواهد شد.

به کارگیری تکنیک MIMO

کدهای فضا زمان بلوکی^{۱۲} ساده‌ترین نوع کدهای فضا زمان هستند که برای بهره‌برداری از دایورسیتی در سیستم‌هایی با آنتن چندگانه به کار می‌روند. الموتی در سال ۱۹۹۸، طرحی ساده برای روش

کند و باعث افزایش میزان احتمال خطای بیت^{۱۱} (BER) [۱۴] در گیرنده تله متری شود.

محاسبه میزان SNR دریافتی

هنگامی که سیستم فرستنده نصب شده بر روی جسم پرنده با ایستگاه گیرنده زمینی به‌طور دید مستقیم ارتباط برقرار کند، توان سیگنال در ورودی گیرنده تله متری و همچنین، برای نگاشت زوایای ارتباطی به دست آمده از معادلات فضایی به فضای محیط انتشار، از رابطه (۲۰) استفاده می‌شود [۱].

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

در این رابطه، 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. همان‌طور که رابطه (۲۰) نشان می‌دهد، با فرض مجهز بودن آنتن گیرنده به سیستم ردیاب خودکار، فقط G_t بهره آنتن فرستنده 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 بر حسب دسی‌بل به صورت رابطه (۲۱) است.

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

در معادله (۲۱)، P_0 معرف میزان حساسیت گیرنده زمینی است. در رابطه (۲۰) پارامترهایی همچون زوایای ارتباط رادیویی و ضریب عدم تطابق پلاریزاسیون تابعی از زمان هستند، که بر اساس مسیر حرکت جسم پرنده و جهت آن در فضا تعیین می‌شوند، ولی سایر مقادیر تأثیرگذار در معادله (۲۰) به زمان وابسته نیستند، که می‌توان آنها را با یک عامل بهره واحد همانند رابطه (۲۲) نمایش داد.

$$K_{ef} = \frac{P_b \cdot S_{ef} \cdot L_T}{4\pi \cdot P_0} \quad (22)$$

با استفاده از معادله (۲۲) می‌توان معادله (۲۱) را به شکل معادله (۲۳) نوشت:

$$S = 10 \cdot \log \frac{K_{ef} \cdot G_b \cdot f}{R^2} \quad (23)$$

در رابطه (۲۳) مقدار توان نویز در نظر گرفته نشده است. مقدار SNR ورودی به عنوان پارامتر تعیین‌کننده کیفیت یک سیستم مخابراتی، طبق تعریف برابر است با:

h_1 و h_2 (شکل ۱۲) به ترتیب پاسخ کانال بین آنتن اول فرستنده با آنتن گیرنده و آنتن دوم فرستنده با گیرنده هستند و h_1 و h_2 در طول دو پرپود سمبل ثابت فرض می‌شوند. بنابراین سیگنال دریافتی در گیرنده در طول دو دوره سمبل، عبارت خواهد بود از:

$$\begin{aligned} r_1 &= r(t) = h_1 s_1 + h_2 s_2 + n_1 \\ r_2 &= r(t+T) = -h_1 s_2^* + h_2 s_1^* + n_2 \end{aligned} \quad (26)$$

شکل ماتریسی رابطه (۲۶) چنین است:

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_1 & s_2 \\ -s_2^* & s_1^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_1 \\ n_2 \end{bmatrix} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{h} + \mathbf{n} \quad (27)$$

چنانچه در گیرنده اطلاعات حالت کانال ۱۴ معلوم باشد، تنها با یک پردازش ساده خطی آشکارسازی سمبل‌ها میسر خواهد بود. اطلاعات حالت کانال (CSI) را می‌توان با استفاده از روش‌های تخمین ۱۵ به دست آورد. پس از تخمین CSI و معلوم شدن h_1 و h_2 ، دیکدینگ فضا زمان صورت می‌پذیرد و سیگنال‌های ارسالی توسط دیکدکننده بلوکی بازبازی می‌شود که در رابطه زیر نشان داده شده است:

$$\hat{\mathbf{r}} = \mathbf{r}' \cdot \mathbf{H}^+ = (|h_1|^2 + |h_2|^2) \cdot \mathbf{s} + \mathbf{n} \cdot \mathbf{H}^+ \quad (28)$$

در رابطه (۲۸)، \mathbf{H}^+ مزدوج ترانهاده ماتریس \mathbf{H} است و به دلیل خاصیت تعامد مابین ستون‌های ماتریس \mathbf{H} ، عبارت مربوط به نویز همچنان نویز سفید خواهد بود. بنابراین \hat{r}_1 و \hat{r}_2 نسبت به هم مستقل هستند و آشکارسازی با روش بیشترین شباهت به سادگی صورت خواهد گرفت و پیچیدگی در گیرنده کاهش می‌یابد.

به منظور بررسی و مقایسه میزان تأثیر به کارگیری یا عدم به کارگیری کُد الموتی بر روی پدیده خودتداخلی ناشی از ارسال همزمان یک سیگنال واحد از دو آنتن فرستنده، شبیه‌سازی لینک رادیویی تله‌متری در طول مسیر پرواز جسم پرنده انجام می‌پذیرد. در این شبیه‌سازی نویز کانال از نوع نویز گوسی سفید جمع‌شونده^{۱۴}، مدولاسیون فرستنده BPSK، توان فرستنده ۲ وات، ضریب افت پلاریزاسیون ناشی از عدم تطابق پلاریزاسیون آنتن فرستنده و آنتن گیرنده ۰/۵ فرکانس حامل فرستنده ۴۰۰ مگاهرتز و حساسیت گیرنده زمینی ۹۵- دسی‌بل میل فرض شده است. خروجی حاصل از این شبیه‌سازی یعنی میزان احتمال خطای بیت بر حسب زمان پرواز در شکل (۱۳) رسم شده است.

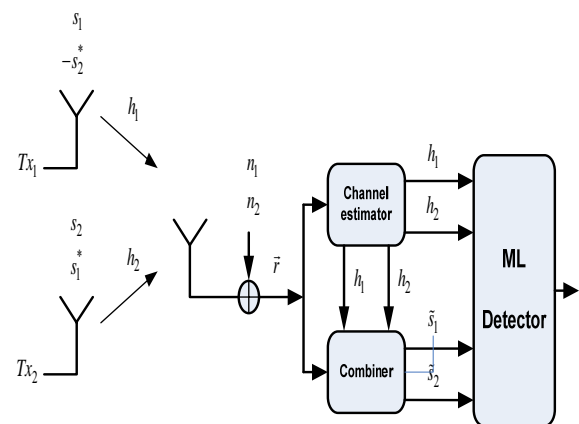
دایورسیتی در یک سیستم با دو آنتن فرستنده و یک آنتن در گیرنده را ارائه کرد [۴]. این روش مرتبه بهره دایورسیتی کامل را تأمین می‌کند و از یک عملیات ساده خطی در گیرنده برای آشکارسازی سمبل دریافتی، بهره می‌گیرد. فرآیند کُدگذاری و کُدبرداری بر روی بلوک‌های ارسالی و دریافتی باند پایه انجام می‌شود. عملیات کُدبرداری بسیار ساده و با استفاده از ترکیب خطی سیگنال‌ها و آشکارسازی بیشترین شباهت^{۱۳} انجام می‌شود.

کُد الموتی در شرایطی که لینک رادیویی دو آنتن فرستنده و یک آنتن گیرنده دارد، می‌تواند وضعیت لینک را در محیط انتشار چند مسیره از نقطه نظر احتمال خطای بیت بهبود دهد. در این بخش از مقاله، ماتریس کُد الموتی، که در رابطه (۲۵) نشان داده شده، بر روی سمبل‌های ارسالی فرستنده تله‌متری اعمال می‌شود، تا بتوان آنها را به طور مستقل از دو آنتن فرستنده ارسال و در گیرنده به راحتی از یکدیگر جدا کرد.

$$C_a^{(n)} = \frac{1}{\sqrt{2}} \begin{bmatrix} s^{(n)} & -s^{(n+1)*} \\ s^{(n+1)} & s^{(n)*} \end{bmatrix} \quad (25)$$

در شکل (۱۲) ساختار کلی طرح الموتی با دو آنتن ارسال و یک آنتن دریافت نشان داده شده است.

سمبل‌های وارد شده به بلوک کُدکننده فضا زمان به دو گروه مجزا تقسیم می‌شوند. سمبل‌های هر گروه $\{s_1, s_2\}$ و $\{-s_2^*, s_1^*\}$ با دو آنتن فرستنده در یک پرپود سمبل به صورت همزمان ارسال می‌شوند. s_1 سیگنال ارسالی توسط آنتن ۱ و s_2 سیگنال ارسالی توسط آنتن ۲ است. در پرپود بعدی $-s_2^*$ توسط آنتن ۱ ارسال و s_1^* توسط آنتن ۲ ارسال خواهد شد.



شکل ۱۲- احتمال خطای بیت دریافتی بر حسب زمان پرواز جسم پرنده برای سه حالت

14. Channel State Information

15. Estimation

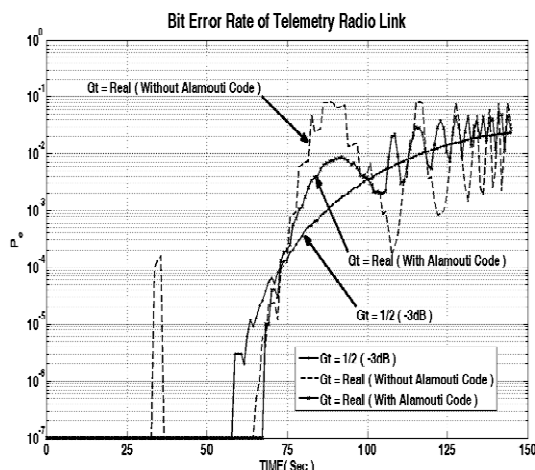
16. Additive White Gaussian Noise (AWGN)

13. Maximum Likelihood

همچنین به کارگیری یک مدل زمانی پیشنهادی از محیط انتشار تله متری اجسام هوافضایی توانست تحلیل مناسبی از اثر لحظه‌ای کُد الموتی بر روی لینک رادیویی را در اختیار طراحان لینک تله متری قرار دهد.

مراجع

- [1] Carden F., Jedlicka R., and Henry R., *Telemetry Systems Engineering*, Artech House, London, 2002.
- [۲] مرزبان، هادی و محامدپور، کمال. «بررسی اثرات مخرب مانور جسم پرنده در لینک رادیویی تله متری فضایی»، هفدهمین کنفرانس مهندسی برق ایران، تهران، ۲۲ اردیبهشت ۱۳۸۸، ص ۲۴۳-۲۴۸.
- [۳] مرزبان، هادی و محامدپور، کمال. «طراحی و شبیه سازی لینک رادیویی تله متری فضایی برای یک جسم پرنده با مانور سریع»، هشتمین کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران، اصفهان، ۲۹ بهمن ۱۳۸۷، ص ۲۴۶-۲۵۳.
- [4] Alamouti, S. M., "A Simple Transmit Diversity Technique for Wireless Communication," *IEEE Journal on Selected Areas of Communication*, Vol. 16, Issue 8, 16 Oct. 1998, pp. 1451-1458.
- [5] 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.
- [6] Pedroza, M., "Antenna Pattern Evaluation for Link Analysis," *In Proceedings of the International Telemetry Conference*, San Diego, CA, Oct. 1996, 158-166.
- [7] Reddemann, J., "Edwards Range Telemetry Evaluation," *In Proceedings of the International Test and Evaluation Association Conference*, Lancaster, CA, Apr. 1997.
- [8] Lei, Q., and Rice, M., "Multipath Channel Model for Over-Water Aeronautical Telemetry," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.45, No. 2, 2009, pp. 735-742.
- [9] Rice, M., Davis, A., and Bettwieser, C., A "Wideband Channel Model for Aeronautical Telemetry," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.40, No. 1, 2004, pp. 57-69.
- [10] Lei, Q., and Rice, M., *SHF Channel Modeling Over Sea-Based Test Ranges*, U. S. Air Force, Technical Report F04611-02-C-0020, Feb. 2007.
- [11] Rogers, R. M., *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*. 3rd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [12] Vanicek, P., Krakiwsky, E. J., *Geodesy: The Concepts*, Second ed., North-Holland, 1986.
- [13] Balanis, C. A., *Antenna Theory: Analysis and Design*, New York, Wiley, 1997.
- [14] Proakis J. G., *Digital Communications*, New York, McGraw-Hill, 1995.



شکل ۱۳- احتمال خطای بیت دریافتی بر حسب زمان پرواز جسم پرنده برای سه حالت

در این شبیه سازی برای محاسبه احتمال خطای بیت در هر ثانیه پرواز از ارسال 10^7 بیت تصادفی استفاده شده است. در شکل (۱۳) سه منحنی احتمال خطای بیت حاصل از این شبیه سازی رسم شده است:

- اولین منحنی مربوط به حالتی است که بهره آنتن فرستنده در طول مسیر پرواز ثابت فرض و از تغییرات آن صرف نظر شده است.
- دومین منحنی مربوط به حالتی است که بهره آنتن فرستنده در هر لحظه از پرواز از رابطه (۱۹) به دست آمده است.
- سومین منحنی مربوط به حالتی است که از تکنیک MIMO با کُد الموتی برای بهبود وضعیت لینک رادیویی در مقابل پدیده خودتداخلی استفاده شده است.

همان طور که از شکل (۱۳) مشاهده می شود، کُد الموتی تا حد مناسبی توانسته تأثیر پدیده خودتداخلی بر روی میزان احتمال خطای بیت مربوط به لینک رادیویی در مسیر پرواز جسم پرنده را کاهش دهد. با توجه به ویژگی خاص کُد الموتی که باعث استقلال بین سیگنال های ارسالی با دو آنتن فرستنده می شود [۴]، در اینجا از یک تکنیک MIMO با دو آنتن فرستنده و یک آنتن گیرنده استفاده شده است.

نتیجه گیری

در این مقاله روشی برای بهبود لینک رادیویی تله متری فضایی بر اساس کُد الموتی ارائه شده است. این کُد با ایجاد استقلال بین دو سیگنال ارسالی از دو آنتن فرستنده، مشکل خودتداخلی بین دو سیگنال دریافتی را تا میزان مناسبی کاهش می دهد. نتایج حاصل از شبیه سازی میزان کارایی این کدینگ در کاهش اثر مخرب، خودتداخلی بین دو سیگنال ارسالی را تأیید می کند.