

Designing and Simulating the Aeronautical Telemetry Radio Link for an Air Vehicle with Fast Maneuver

SH. Marzban^{1*} and K. Mohamedpour²

1, 2. Electrical Eng.Dept.,K.N. Toosi University of Technology

* P. O. Box 16765-3381-Tehran

shahrokhmarz@ee.kntu.ac.ir

Aeronautical telemetry system is applied to real flight conditions and movements so as to test the efficiency of different parts of an air vehicle such as an airplane, a missile, and a space shuttle during the flight. In order to study, determine and lessen the deleterious effects of the air vehicle's flight maneuvers upon the aeronautical telemetry radio link, an urgent need for measuring the instantaneous communication angles between the telemetry receiver antenna and the transmitter antenna mounted on the air vehicle is highlighted. In the context of the values of these instantaneous communication angles, the gain from the telemetry receiver antenna and from the transmitter antenna throughout the flight trajectory can be obtained. It should be noted that in most previous studies, however, the gain from the receiver antenna during the test has been assumed to remain constant because the telemetry receivers have been provided with a system of auto-tracking the air vehicles. In order to study the improvements suggested by using coding, modulation, and other communication techniques and methods in the aeronautical telemetry radio link, a suitable model of real telemetry canal should be developed. By use of particular aeronautical navigation equations, the present paper is going to first develop an algorithm for measuring the instantaneous communication angles between the telemetry receiver antenna and the air vehicle during the flight. The equations are thus solved. After working out the equations, the value of the instantaneous power received by the receiver at any instant of the flight can be determined. On the basis of the suggested algorithm and through the simulation of the radio link (along the entire flight trajectory of an assumed air vehicle) the probability of the bit error rate of the collected data for some propagation environment of aeronautical telemetry can be found.

Keywords: aeronautical telemetry, air vehicle, communication angles, telemetry channel, bit error rate

طراحی و شبیه‌سازی لینک رادیویی تله‌متری فضایی برای یک جسم پرنده با مانور سریع

شاهرخ مرزبان^{۱*} و کمال محامدپور^۲

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

*دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیرالدین طوسی، تهران ص. پ. ۳۳۸۱-۱۶۷۶۵

shahrokhmarz@ee.kntu.ac.ir

عملکرد بخش‌های مختلف اجسام پرنده همچون هواپیما، موشک و فضاپیما در حین مانورهای واقعی پرواز با سیستم تله‌متری آزمایش می‌شود. به منظور بررسی و بهبود اثرات مخرب مانورهایی که جسم پرنده در حین پرواز بر روی لینک رادیویی تله‌متری فضایی دارد، نیاز به دانستن زوایای ارتباطی لحظه‌ای بین آنتن گیرنده تله‌متری و آنتن فرستنده نصب شده بر روی جسم پرنده است. بر اساس مقدار این زوایای ارتباطی میزان بهره آنتن فرستنده و آنتن گیرنده در طول مسیر پرواز به دست خواهد آمد. البته در اکثر کارهای پژوهشی، به دلیل مجهز بودن گیرنده‌های تله‌متری به سیستم ردیاب خودکار جسم پرنده، بهره آنتن گیرنده در طول زمان تست، ثابت فرض می‌شود. برای بررسی میزان بهبود ناشی از روش‌های کدینگ، مدولاسیون و سایر تکنیک‌های مخابراتی بر روی لینک رادیویی تله‌متری فضایی به یک مدل مناسب از کانال واقعی تله‌متری نیاز است. در این مقاله با به‌کارگیری معادلات خاص ناوبری فضایی، ابتدا الگوریتمی برای محاسبه لحظه‌ای زوایای ارتباطی بین جسم پرنده و آنتن گیرنده در طول پرواز ارائه شده است و سپس با حل این معادلات مقدار توان لحظه‌ای دریافتی در گیرنده برای هر لحظه از پرواز به دست می‌آید. بر پایه این الگوریتم پیشنهادی و با شبیه‌سازی لینک رادیویی، در کل مسیر پرواز یک جسم پرنده فرضی، میزان احتمال خطای داده دریافتی برای چندین محیط انتشار راجع تله‌متری فضایی به دست می‌آید.

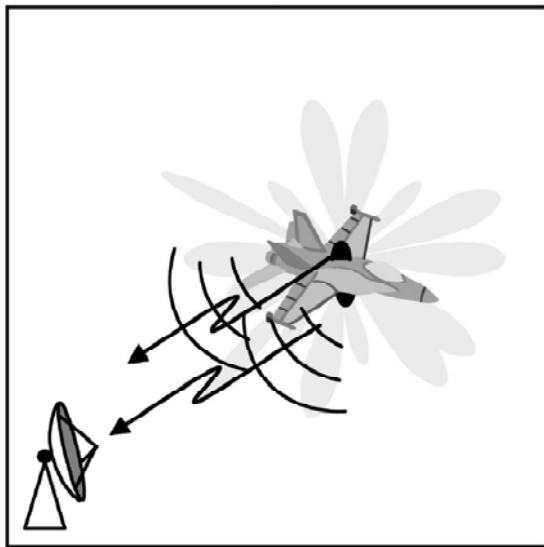
واژه‌های کلیدی: تله‌متری فضایی، جسم پرنده، زوایای ارتباطی، کانال تله‌متری، نرخ خطای داده

مقدمه

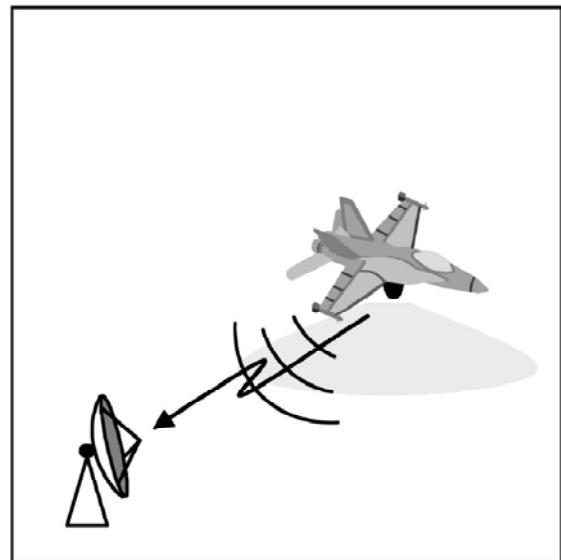
پرنده و پترن آنتن گیرنده، مقدار توان لحظه‌ای دریافتی در طبقه ورودی گیرنده زمینی محاسبه می‌شود [۲]. با این توان لحظه‌ای و مدل‌های کانال، که در این خصوص برای کانال لینک رادیویی تله‌متری فضایی اندازه‌گیری و موجود است [۳ و ۶]، می‌توان احتمال خطای بیت لحظه‌ای سیستم تله‌متری را با کمک شبیه‌سازی به دست آورد.

اولین راهکاری که برای ارسال سیگنال رادیویی تله‌متری از جسم در حال پرواز به سمت آنتن گیرنده به ذهن می‌رسد، به‌کاربردن یک آنتن فرستنده بر روی بدنه خارجی آن است (شکل ۱). اما، به دلیل مانورهایی که جسم پرنده در حین پرواز از خود نشان می‌دهد، سطح فلزی بدنه در لحظاتی از پرواز باعث قطع ارتباط رادیویی خواهد شد (شکل ۲). راه‌حل تجربی برای این مورد،

تله‌متری فضایی شامل دو بخش اصلی به نام فرستنده (بخش ارسال‌کننده اطلاعات) و ایستگاه گیرنده زمینی است. بخش اول شامل تجهیزات جمع‌آوری و ارسال‌کننده اطلاعات است که بر روی جسم پرنده نصب می‌گردد. بخش دوم شامل تجهیزات دریافت و پردازش اطلاعات است که در سایت زمینی مستقر می‌شود [۱ و ۲]. آنتن فرستنده نصب شده بر روی بدنه جسم پرنده وظیفه ارسال سیگنال رادیویی به سمت آنتن گیرنده تله‌متری را دارد. به دلیل تأثیر مخرب مانورهای سریع اجسام پرنده فضایی بر روی لینک رادیویی، با استفاده از پارامترهایی همچون توان و پترن آنتن فرستنده، موقعیت و زوایای ارتباطی لحظه‌ای جسم



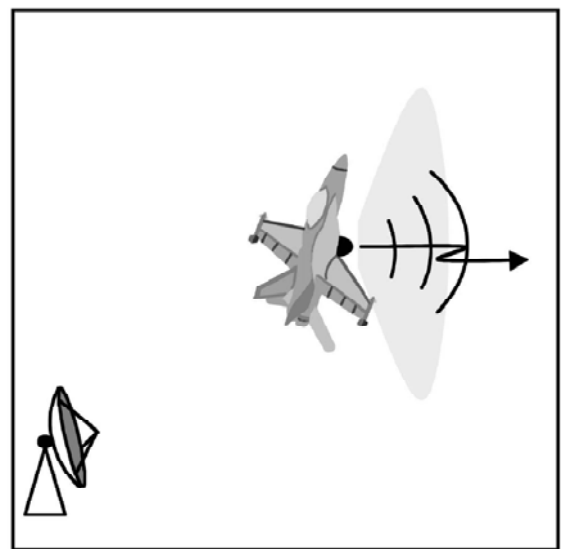
شکل ۳- زمانی که آنتن گیرنده به طور همزمان سیگنال دو آنتن فرستنده را دریافت کند، پدیده خودتداخلی به وجود خواهد آمد [۷]



شکل ۱- لینک رادیویی هوا به زمین برای یک موقعیت عادی پرواز

بنابراین برای بررسی اثرات این موضوع نیاز به ابزار شبیه‌سازی است تا طراحان سیستم تله‌متری را قادر سازد با استفاده از آن پیش‌بینی لازم در خصوص پارامترهای کنترل‌شونده لینک رادیویی را قبل از پرواز و تست واقعی جسم پرنده انجام دهند. بدین منظور در این مقاله ابتدا با یک الگوریتم مناسب زوایای ارتباطی θ و φ بین جسم پرنده و آنتن گیرنده محاسبه می‌شود و با استفاده از آن بهره‌های لحظه‌ای آنتن‌های فرستنده از مقادیر اندازه‌گیری شده در اتاق آنتن یا از مدل‌های تئوری آنتن انتخاب و در محاسبات لینک رادیویی به کار می‌رود. سپس در هر لحظه از پرواز، گیرنده توان دریافتی را محاسبه می‌کند، با این مقدار توان دریافتی، لینک رادیویی تله‌متری در یک محیط نرم‌افزاری با حداقل ارسال 10^{-7} بیت شبیه‌سازی می‌شود و در نهایت، احتمال خطای بیت دریافتی در هر لحظه از پرواز جسم پرنده به دست می‌آید. به جهت بررسی اثرات مخرب پدیده خودتداخلی، مانور جسم پرنده و پدیده چند مسیره شدن امواج در لینک رادیویی تله‌متری، شبیه‌سازی با مدولاسیون از نوع BPSK [۹]، کانال با نویز گوسی سفید جمع‌شونده (AWGN) به همراه فیدینگ رایسین [۹] انتخاب می‌شود. همچنین در این شبیه‌سازی از مختصات سه بعدی پرواز یک جسم پرنده فرضی با بُرد ۱۰۵ کیلومتر و سرعت چندین ماخ استفاده می‌شود.

درخصوص بررسی لینک رادیویی تله‌متری فضایی و با توجه به شرایط حاکم بر چنین کارهای تحقیقاتی از نقطه نظر اقتصادی و نظامی، مقالات کمی ارائه شده است، که در تمامی آنها بررسی و تحلیل لینک رادیویی در نقاط و لحظات خاصی از مانور جسم پرنده



شکل ۲- قطع ارتباط دید مستقیم لینک رادیویی هوا به زمین، بر اثر مانور جسم پرنده

به‌کارگیری حداقل دو آنتن بر روی بدنه جسم پرنده است [۸ و ۷] که در بیشتر مواقع به‌طور متقارن نصب می‌شود. در هر شرایطی از پرواز، آنتن گیرنده یکی از این دو آنتن را خواهد دید و سیگنال رادیویی را دریافت خواهد کرد. اما متأسفانه تشعشع یک سیگنال واحد با دو آنتن فرستنده، در لحظاتی که آنتن گیرنده هر دو سیگنال را به‌طور همزمان دریافت کند، مشکل جدیدی به نام خود تداخلی را به وجود خواهد آورد [۷] (شکل ۳).

در فضا صورت پذیرفته است [۷] یعنی با تعیین نقطه خاصی از مسیر پرواز در فضا، زوایای ارتباطی محاسبه و به واسطه آن وضعیت لینک مورد بررسی قرار گرفته است. اگر مدلی از کانال تله‌متری فضایی ارائه شده است، این مدل مستقل از مانورهای پروازی جسم پرنده است [۳-۶].

تفاوت مهم مقاله حاضر با سایر مقالات موجود، ارائه یک نگاهت زمانی بین مختصات و زوایای پرواز یک جسم پرنده با معادلات و روابط انتشار امواج است. با استفاده از این نگاهت، لینک رادیویی تله‌متری فضایی به شکل زمانی طراحی و شبیه‌سازی شده است و نتایج آن برای یک پرواز فرضی با سرعت چندین ماخ، نمایش داده شده است. در نتیجه این ابزار شبیه‌سازی پیش از یک پرواز واقعی می‌تواند تأثیر پارامترهای مختلف پروازی را در لینک رادیویی ارزیابی کند.

سیستم مختصات شروع یکی از انواع سیستم مختصات زمینی است، و به شدت وابسته به حرکت زمین است. برای تعیین دقیق محور OX باید آن را با جهت قطب شمال ستجید و برحسب زاویه-ای که زاویه افقی (آزیموت) نشانه‌روی نامیده می‌شود، بیان کرد. محدوده این زاویه (γ) بین صفر درجه (جهت شمال) و ۳۶۰ درجه است. بیضی‌گونی که به طور متداول برای تله‌متری فضایی و این گونه کاربردها مورد استفاده قرار می‌گیرد، دارای ابعاد و مشخصات جدول (۱) است [۱۱ و ۱۰].

البته این روش پیشنهادی محدودیتی نیز دارد و آن امکان تطابق نداشتن مسیر پرواز شبیه‌سازی شده با مسیر پرواز واقعی جسم پرنده است. بدان معنی که اگر مسیر پرواز واقعی از مسیر پرواز شبیه‌سازی شده منحرف شود، نتایج ارائه شده دچار خطا خواهند شد. بنابراین باید قبل از تست واقعی پرواز، تمام حالات پروازی ممکن به نرم‌افزار شبیه‌سازی داده شود تا بدین وسیله محدوده مجاز مانورهای پروازی مشخص گردد و به کمک نتایج به دست آمده وضعیت لینک رادیویی در مسیر پرواز به دست آید. البته امکان پیش‌بینی تمام حالات پروازی مقدور نیست، ولی می‌توان به محدودیت‌هایی که برای مانور هر جسم پرنده، همچون یک موشک زمین به زمین وجود دارد، توجه کرد. هر موشک زمین به زمین در صورت انحراف بیش از حد مسیر تعیین شده به وسیله فرمان انهدام که از کامپیوتر پرواز داخلی آن صادر می‌شود، منهدم خواهد شد. یعنی نوع مأموریت تعیین شده برای جسم پرنده، محدوده مجاز مانورهای پروازی را مشخص می‌کند و با استفاده از آن مختصات مسیر پروازی معادل آن از نرم‌افزارهای شبیه‌ساز پرواز دریافت می‌گردد. بنابراین در کاربردهای واقعی، این مختصات پرواز از نرم‌افزارهای شبیه‌ساز پرواز یا اطلاعات دریافت شده از تله‌متری اجسام پرنده حاصل از تست‌های پرواز واقعی به دست می‌آید. در هر صورت در این مقاله فرض بر این است، مختصات و زوایای پرواز دریافتی برای جسم پرنده دقیق است.

جدول ۱- پارامترهای بیضی‌گون متداول برای تله‌متری فضایی

پارامتر	شرح پارامتر	مقدار پارامتر
a	شعاع استوایی زمین	6378245m
b	شعاع قطبی زمین	6356863m
f	ضریب بیضی‌گون بودن	$\frac{a-b}{a} = 0.00335$
e^2	خروج از مرکز اول	$\frac{a^2 - b^2}{a^2} = 0.00669$
e'^2	خروج از مرکز دوم	$\frac{a^2 - b^2}{b^2} = 0.00673$

معادلات ریاضی الگوریتم

زوایای θ ، φ و زوایای عمودی، افقی، طول یا مسافت لینک رادیویی (L) بر طبق الگوریتم ذیل محاسبه می‌شود:

الف- تبدیل مختصات جغرافیایی نقطه شروع پرواز، که شامل عرض جغرافیایی B_c ، طول جغرافیایی L_c و آزیموت پرواز A_c است، به سیستم مختصات گرینویچ [۱۰] مطابق با معادلات (۱):

$$\begin{aligned} x_{CO} &= (M_c + H_c) \cdot \cos B_c \cdot \cos L_c \\ y_{CO} &= (M_c + H_c) \cdot \cos B_c \cdot \sin L_c \\ z_{CO} &= \left[M_c \cdot (1 - e^2) + H_c \right] \cdot \sin B_c \end{aligned} \quad (1)$$

ارائه روش

اولین موضوع در اینجا انتخاب یک دستگاه مختصات مناسب با شرایط خاص مسئله است. سیستم مختصات شروع، یک سیستم

در معادلات (۵) و (۶) M_1^T ترانهادهٔ ماتریس M_1 (ماتریس مبدل مختصات) و x_{ci} ، y_{ci} و z_{ci} مختصات جسم پرنده در سیستم مختصات دکارتی در لحظه t_i است. برای محاسبهٔ مؤلفه‌های ماتریس M_1 داریم [۱۰]:

$$M_1 = \begin{bmatrix} \omega_{11} & \omega_{12} & \omega_{13} \\ \omega_{21} & \omega_{22} & \omega_{23} \\ \omega_{31} & \omega_{32} & \omega_{33} \end{bmatrix} \quad (۷)$$

در ماتریس (۷) داریم:

$$\omega_{11} = -\sin B_c \cdot \cos L_c \cdot \cos A_c - \sin L_c \cdot \sin A_c$$

$$\omega_{12} = -\sin B_c \cdot \sin L_c \cdot \cos A_c + \cos L_c \cdot \sin A_c$$

$$\omega_{13} = \cos B_c \cdot \cos A_c$$

$$\omega_{21} = \sin B_c \cdot \cos L_c \cdot \sin A_c - \sin L_c \cdot \cos A_c$$

$$\omega_{22} = \sin B_c \cdot \sin L_c \cdot \sin A_c + \cos L_c \cdot \cos A_c$$

$$\omega_{23} = -\cos B_c \cdot \sin A_c$$

$$\omega_{31} = \cos B_c \cdot \cos L_c$$

$$\omega_{32} = \cos B_c \cdot \sin L_c$$

$$\omega_{33} = \sin B_c$$

ح- محاسبهٔ مختصات جسم پرنده در لحظه t_i با در نظر گرفتن موقعیت ایستگاه گیرنده تله‌متری در سیستم مختصات گریجویچ:

$$\begin{bmatrix} x_{ui} \\ y_{ui} \\ z_{ui} \end{bmatrix} = M_2 \cdot \begin{bmatrix} x_i - x_{MR} \\ y_i - y_{MR} \\ z_i - z_{MR} \end{bmatrix} \quad (۸)$$

در معادله (۸) x_{MR} ، y_{MR} و z_{MR} مختصات مکان آنتن گیرنده بر حسب سیستم مختصات گریجویچ و M_2 ماتریس مبدل مختصات است [۱۰]:

$$M_2 = \begin{bmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13} \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23} \\ \gamma_{31} & \gamma_{32} & \gamma_{33} \end{bmatrix} \quad (۹)$$

در ماتریس (۹) داریم:

در معادلات (۱)، H_c ارتفاع محل شروع پرواز از سطح دریا و M_c از معادله (۲) به دست می‌آید [۱۱].

$$M_c = \frac{a}{\sqrt{1 - (e^2 \cdot \sin^2 B_c)}} \quad (۲)$$

ب- تبدیل مختصات جغرافیایی مکان آنتن گیرنده تله‌متری 2MR که شامل عرض جغرافیایی B_{MR} ، طول جغرافیایی L_{MR} و آزیموت A_{MR} است، به سیستم مختصات گریجویچ [۱۰] مطابق با معادلات (۳):

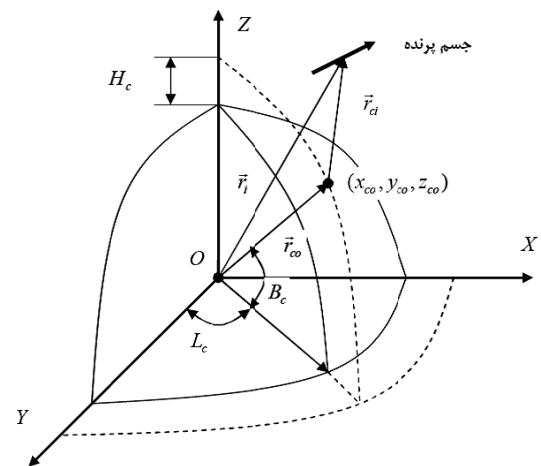
$$\begin{aligned} x_{MR} &= (M_{MR} + H_{MR}) \cdot \cos B_{MR} \cdot \cos L_{MR} \\ y_{MR} &= (M_{MR} + H_{MR}) \cdot \cos B_{MR} \cdot \sin L_{MR} \\ z_{MR} &= [M_{MR} \cdot (1 - e^2) + H_{MR}] \cdot \sin B_{MR} \end{aligned} \quad (۳)$$

در معادلات (۳)، H_{MR} ارتفاع محل استقرار آنتن گیرنده از سطح دریا و M_{MR} از معادله (۴) به دست می‌آید [۱۱].

$$M_{MR} = \frac{a}{\sqrt{1 - (e^2 \cdot \sin^2 B_{MR})}} \quad (۴)$$

ج- محاسبهٔ مختصات جسم پرنده در لحظه t_i پرواز، بر اساس شکل (۴) و با استفاده از معادله برداری (۵) انجام می‌گردد:

$$\vec{r}_i = \vec{r}_{co} + M_1^T \cdot \vec{r}_{ci} \quad (۵)$$



شکل ۴- موقعیت جسم پرنده بر روی سطح زمین و پس از پرواز

شکل ماتریسی معادله (۵) به صورت معادله (۶) در خواهد آمد:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{co} \\ y_{co} \\ z_{co} \end{bmatrix} + M_1^T \cdot \begin{bmatrix} x_{ci} \\ y_{ci} \\ z_{ci} \end{bmatrix} \quad (۶)$$

$$\begin{bmatrix} n_{Xci} \\ n_{Yci} \\ n_{Zci} \end{bmatrix} = M_3^T \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

در معادله (۱۵)، M_3 ماتریس مبدل مختصات است، که مؤلفه‌های آن مطابق با رابطه (۱۶) تعریف می‌گردد [۱۰].

$$M_3 = \begin{bmatrix} \delta_{11i} & \delta_{12i} & \delta_{13i} \\ \delta_{21i} & \delta_{22i} & \delta_{23i} \\ \delta_{31i} & \delta_{32i} & \delta_{33i} \end{bmatrix} \quad (16)$$

در ماتریس (۱۶) داریم [۱۰]:

$$\left(\vartheta = Pitch, \gamma = Roll, \psi = Yaw \right)$$

$$\delta_{11i} = \cos \vartheta_i \cdot \cos \psi_i$$

$$\delta_{12i} = \cos \gamma_i \cdot \sin \psi_i + \sin \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \cos \psi_i$$

$$\delta_{13i} = \sin \gamma_i \cdot \sin \psi_i - \cos \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \cos \psi_i$$

$$\delta_{21i} = -\cos \vartheta_i \cdot \sin \psi_i$$

$$\delta_{22i} = \cos \gamma_i \cdot \cos \psi_i - \sin \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \sin \psi_i$$

$$\delta_{23i} = \sin \gamma_i \cdot \cos \psi_i + \cos \gamma_i \cdot \sin \vartheta_i \cdot \sin \psi_i$$

$$\delta_{31i} = \sin \vartheta_i$$

$$\delta_{32i} = -\sin \gamma_i \cdot \cos \vartheta_i$$

$$\delta_{33i} = \cos \gamma_i \cdot \cos \vartheta_i$$

ط- محاسبه زاویه ارتباط رادیویی φ_i جسم پرنده با آنتن گیرنده ایستگاه MR در لحظه t_i :

$$\varphi_i = \arctg \left[\frac{y'_{ui}}{z'_{ui}} \right] \cdot \frac{180}{\pi} \quad (17)$$

در معادله (۱۷) داریم:

$$\begin{bmatrix} x'_{ui} \\ y'_{ui} \\ z'_{ui} \end{bmatrix} = M_3^T \begin{bmatrix} x_u - x_{ci} \\ y_u - y_{ci} \\ z_u - z_{ci} \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} x_u \\ y_u \\ z_u \end{bmatrix} = M_1 \begin{bmatrix} x_{MR} - x_{co} \\ y_{MR} - y_{co} \\ z_{MR} - z_{co} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\gamma_{11} = -\sin B_{MR} \cdot \cos L_{MR}$$

$$\gamma_{12} = -\sin B_{MR} \cdot \sin L_{MR}$$

$$\gamma_{13} = \cos B_{MR}$$

$$\gamma_{21} = \cos B_{MR} \cdot \cos L_{MR}$$

$$\gamma_{22} = \cos B_{MR} \cdot \sin L_{MR}$$

$$\gamma_{23} = \sin B_{MR}$$

$$\gamma_{31} = -\sin L_{MR}$$

$$\gamma_{32} = \cos L_{MR}$$

$$\gamma_{33} = 0$$

ر- محاسبه فاصله ایستگاه گیرنده تله‌متری MR تا جسم پرنده در لحظه t_i :

$$R_i = \sqrt{x_{ui}^2 + y_{ui}^2 + z_{ui}^2} \quad (10)$$

د- محاسبه زاویه عمودی (افق) β_i ایستگاه MR در لحظه t_i :

$$\beta_i = \arctg \left[\frac{y_{ui}}{\sqrt{x_{ui}^2 + z_{ui}^2}} \right] \cdot \frac{180}{\pi} \quad (11)$$

س- محاسبه زاویه افقی α_i ایستگاه MR در لحظه t_i :

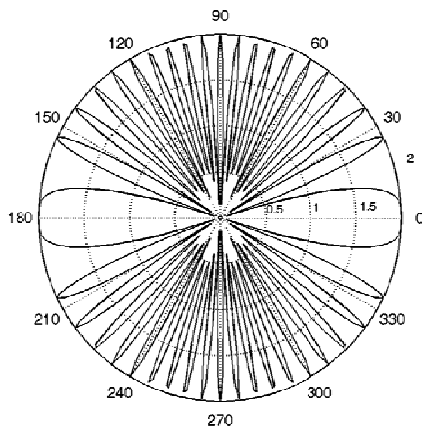
$$\alpha_i = \arctg \left[\frac{z_{ui}}{x_{ui}} \right] \cdot \frac{180}{\pi} \quad (12)$$

ص- محاسبه زاویه ارتباط رادیویی θ_i جسم پرنده با آنتن گیرنده ایستگاه MR در لحظه t_i :

$$\theta_i = \arccos \left(\frac{n_{X_{MRi}} \cdot x_{ui} + n_{Y_{MRi}} \cdot y_{ui} + n_{Z_{MRi}} \cdot z_{ui}}{\sqrt{(x_{ui}^2 + y_{ui}^2 + z_{ui}^2) \cdot (n_{X_{MRi}}^2 + n_{Y_{MRi}}^2 + n_{Z_{MRi}}^2)}} \right) \cdot \frac{180}{\pi} \quad (13)$$

در معادله (۱۳) داریم:

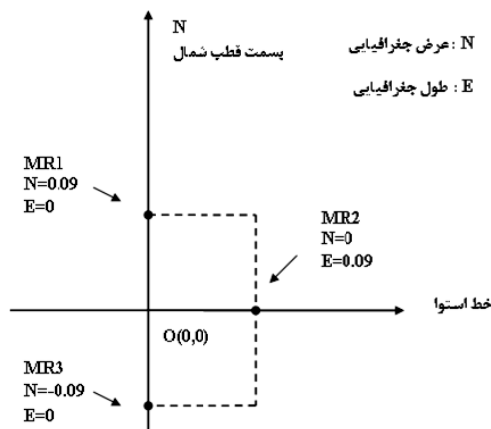
$$\begin{bmatrix} n_{X_{MRi}} \\ n_{Y_{MRi}} \\ n_{Z_{MRi}} \end{bmatrix} = M_2 \cdot M_1^T \begin{bmatrix} n_{X_{ci}} \\ n_{Y_{ci}} \\ n_{Z_{ci}} \end{bmatrix} \quad (14)$$



شکل ۶- پترن تشعشی دو آنتن فرستنده با فاصله 10λ برای $0 \leq \varphi \leq 360$ و $(\theta = 90^\circ)$.

نحوه تست معادلات الگوریتم و ارائه نتایج آن

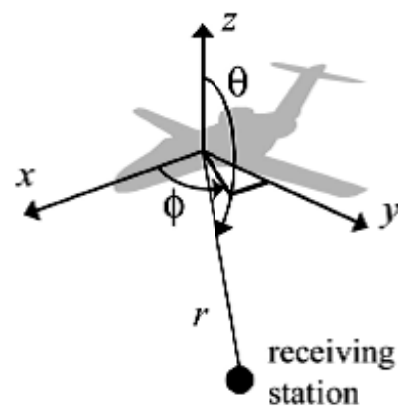
به منظور تست معادلات ارائه شده در بخش قبلی از یک چیدمان خاص برای آنتن گیرنده مطابق با شکل (۷) استفاده می‌شود.



شکل ۷- چیدمان آنتن گیرنده MR در سه نقطه خاص و نقطه شروع و مسیر پرواز جسم پرنده به سمت قطب شمال

همان‌طور که در شکل (۷) مشاهده می‌شود، نقطه شروع پرواز در نقطه برخورد خط نصف‌النهار مبدأ و خط استوا و مسیر پرواز جسم پرنده در راستای خط نصف‌النهار مبدأ به سمت قطب شمال واقع شده است. همچنین در شکل (۷) مکان سه نقطه قرارگیری آنتن گیرنده مشخص شده که با استفاده از این سه نقطه می‌توان زوایای ارتباطی محاسبه شده را بررسی کرد. دلیل انتخاب این سه نقطه خاص برای استقرار آنتن گیرنده، سادگی در پیش‌بینی زوایای ارتباطی است. برای این منظور یک پرواز فرضی انتخاب شده که به جهت سادگی کنترل زوایا، بعضی از پارامترهای پرواز همچون مختصات y

در ایستگاه گیرنده تله‌متری از زوایای الیوشن و آزیموت به‌دست آمده از معادلات (۱۱) و (۱۲)، برای تعیین جدول هدایت آنتن گیرنده استفاده می‌شود. ولی با زوایای θ و φ که موقعیت آنها در شکل (۵) نشان داده شده‌اند، از جدول دو بعدی پترن آنتن می‌توان میزان بهره آنتن فرستنده را در هر لحظه از پرواز به‌دست آورد. 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 جسم پرنده نصب شده و آنتن گیرنده تله‌متری در نقطه (r, θ, φ) با مختصات کروی استقرار یافته است [۷].



شکل ۵- زوایای θ و φ بین جسم پرنده و آنتن گیرنده تله‌متری

در این مقاله برای سادگی تحلیل شرایط، آنتن فرستنده از نوع منبع نقطه‌ای^۳ فرض گردیده [۱۲] و پترن تشعشی میدان $f_{1,2}(\theta, \varphi)$ مربوط به هر دو آنتن از رابطه تئوری آن استفاده شده است. بنابراین با معادله (۲۰) می‌توان میزان میدان الکتریکی هر یک از آنتن‌های فرستنده را در مکان آنتن گیرنده محاسبه کرد [۷ و ۱۳].

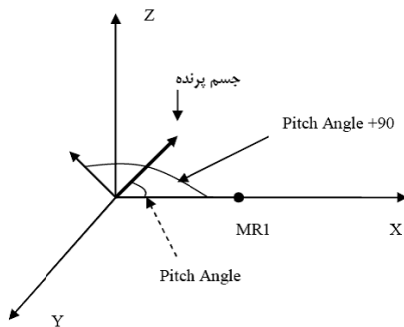
$$h_{1,2}(\theta, \varphi) = f_{1,2}(\theta, \varphi) \cdot \exp[jk(x_{1,2} \sin \theta \cos \varphi + y_{1,2} \sin \theta \sin \varphi + z_{1,2} \cos \theta)] \quad (20)$$

در این معادله $k = 2\pi/\lambda$ شماره موج در فضای آزاد و λ طول موج فضای آزاد است. البته در معادله (۲۰) به دلیل یکسان بودن مقدار e^{-jkr}/r برای هر دو آنتن از آن صرف‌نظر شده است. در شکل (۶) برای یک زاویه خاص $(\theta = \frac{\pi}{2})$ پترن حاصل از معادله (۲۰) برای دو آنتن فرستنده با فاصله 10λ رسم شده است.

این نقطه در مسیر پرواز جسم پرنده به سمت شمال در مختصات جغرافیایی $N=0.09$ و $E=0$ به ارتفاع $H=20m$ واقع شده است. در خصوص زوایای ارتباطی با توجه به نقطه استقرار آنتن گیرنده می‌توان موارد ذیل را پیش‌بینی نمود.

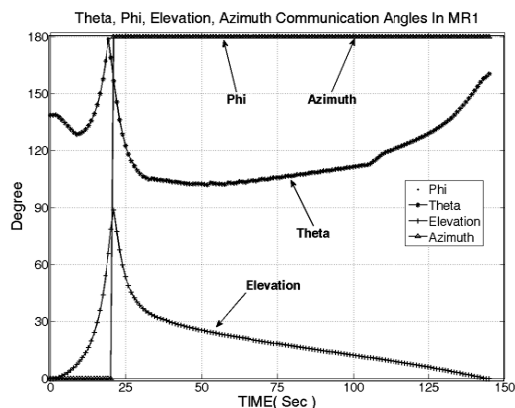
زاویه θ : این زاویه با توجه به شکل (۱۱) از پیچ $+90^\circ$ شروع و تا 180° درجه افزایش می‌یابد و سپس کاهش یافته (تا نقطه اوج پرواز) و بار دیگر افزایش می‌یابد و در انتهای پرواز به پیچ -90° خواهد رسید.

زاویه φ : این زاویه صفر درجه خواهد بود و در لحظه عبور جسم پرنده از بالای آنتن گیرنده به 180° درجه تبدیل خواهد شد. زاویه عمودی: این زاویه از صفر درجه شروع شده، افزایش یافته و در لحظه عبور جسم پرنده از بالای آنتن گیرنده به 90° درجه و در ادامه کاهش یافته تا به صفر درجه خواهد رسید. زاویه افقی: این زاویه صفر درجه خواهد بود و در لحظه عبور جسم پرنده از بالای آنتن گیرنده به 180° تبدیل می‌گردد.



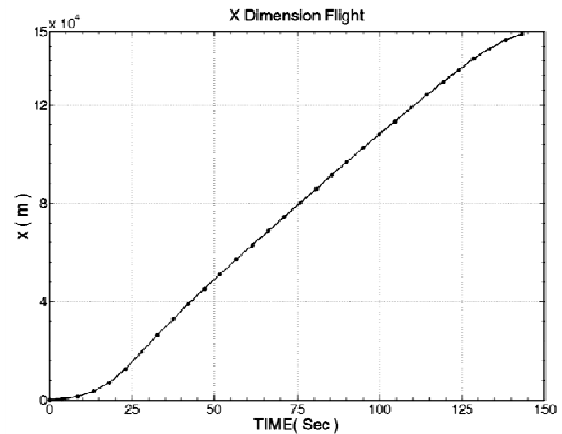
شکل ۱۱- تعیین مقدار زاویه θ در نقطه MR1 برای ابتدا پرواز

در شکل (۱۲) نتیجه محاسبات رسم شده و همان‌طور که مشاهده می‌شود با پیش‌بینی زوایا مطابقت می‌کند.

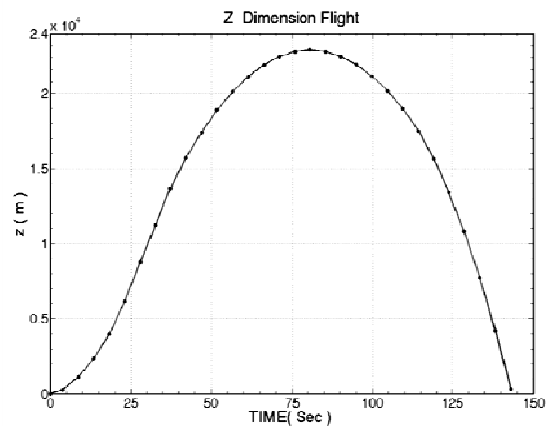


شکل ۱۲- نتایج حاصل از محاسبات زوایای ارتباطی برای یک پرواز فرضی به مدت ۱۴۵ ثانیه (آنتن گیرنده در نقطه MR1).

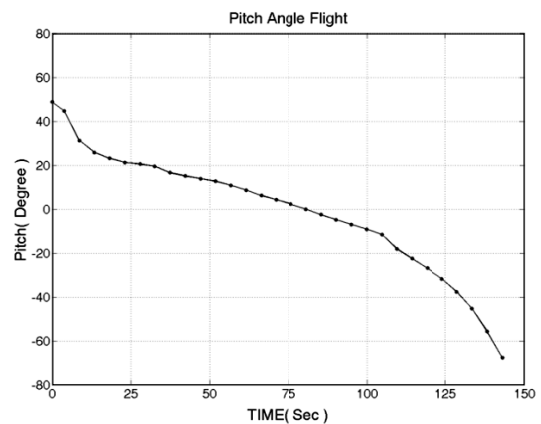
زاویه یابو و زاویه رول آن در طول پرواز صفر فرض شده و در شکل‌های (۸)، (۹) و (۱۰) مقادیر سایر پارامترها رسم شده است.



شکل ۸- مختصات X پرواز جسم پرنده



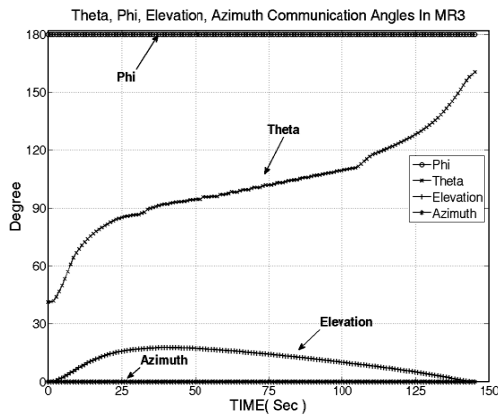
شکل ۹- مختصات Z پرواز جسم پرنده



شکل ۱۰- زاویه پیچ پرواز

الف- نقطه اول MR1:

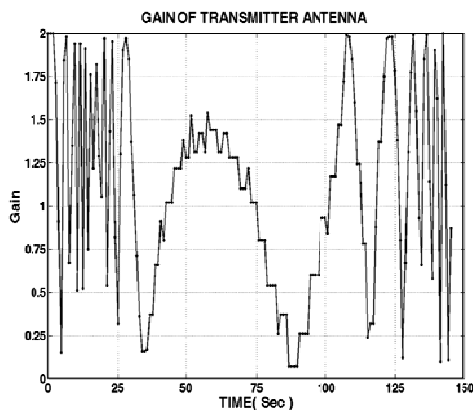
زاویه عمودی: این زاویه از صفر درجه شروع شده، افزایش یافته و به یک عدد ماکزیمم رسیده و در ادامه کاهش یافته تا به صفر درجه خواهد رسید.
زاویه افقی: این زاویه در کل مسیر پرواز صفر درجه خواهد بود.



شکل ۱۴- نتایج حاصل از محاسبات زوایای ارتباطی برای یک پرواز فرضی به مدت ۱۴۵ ثانیه (آنتن گیرنده در نقطه MR3).

در شکل (۱۴) نتیجه محاسبات رسم شده و همان طور که مشاهده می شود با پیش بینی مقدار محدوده زوایای ارتباطی مطابقت می نماید. با مشاهده نتایج رسم شده در شکل های (۱۲)، (۱۳) و (۱۴) و مقایسه آنها با پیش بینی های انجام گرفته، می توان نتیجه گیری کرد که الگوریتم پیشنهادی کاملاً دقیق بوده و با شرایط حاکم بر جسم پرنده و آنتن گیرنده منطبق است.

برای بررسی تأثیر این زوایای ارتباطی بر روی بهره آنتن فرستنده در طول پرواز، موقعیت MR2 برای استقرار آنتن گیرنده انتخاب شده و با استفاده از زوایای θ و φ که در شکل (۱۳) برای جسم پرنده فرضی به دست آمد، بهره آنتن فرستنده در طول پرواز حاصل از معادله (۲۰) در شکل (۱۵) رسم شده است.



شکل ۱۵- بهره آنتن فرستنده در طول پرواز با فرض استقرار آنتن گیرنده در نقطه MR2.

ب- نقطه دوم MR2:
این نقطه عمود بر مسیر پرواز در مختصات جغرافیایی $N=0$ و $E=0.09$ به ارتفاع $H=20m$ واقع شده است. در خصوص زوایای ارتباطی می توان موارد ذیل را پیش بینی کرد.

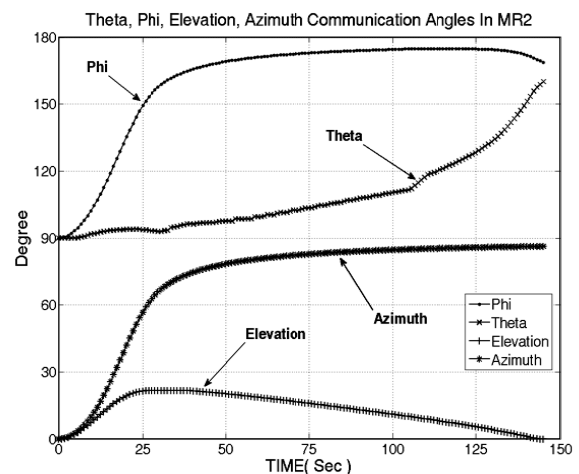
زاویه θ : این زاویه از حدود ۹۰ درجه شروع شده و به سمت ۱۸۰ درجه میل خواهد کرد.

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

زاویه عمودی: این زاویه از صفر درجه شروع شده، افزایش یافته و به یک عدد ماکزیمم رسیده و در ادامه کاهش یافته تا به صفر درجه خواهد رسید.

زاویه افقی: این زاویه از صفر درجه شروع و افزایش یافته تا به زاویه حدود ۹۰ درجه خواهد رسید.

در شکل (۱۳) نتیجه محاسبات رسم شده و همان طور که مشاهده می شود با پیش بینی زوایا مطابقت می نماید.

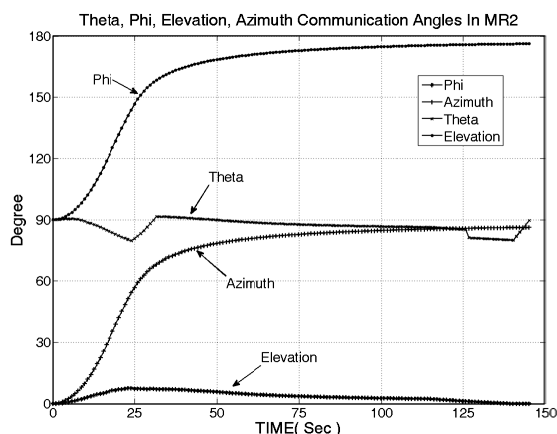


شکل ۱۳- نتایج حاصل از محاسبات زوایای ارتباطی برای یک پرواز فرضی به مدت ۱۴۵ ثانیه (آنتن گیرنده در نقطه MR2).

ج- نقطه سوم MR3:
این نقطه در پشت مسیر پرواز به سمت جنوب در مختصات جغرافیایی $N=-0.09$ و $E=0$ واقع شده است. در خصوص زوایای ارتباطی می توان موارد ذیل را پیش بینی کرد.

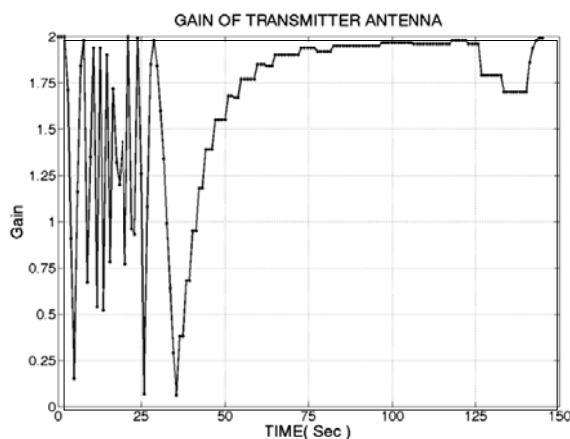
زاویه θ : این زاویه از حدود زاویه پیچ شروع شده و به سمت ۱۸۰ افزایش می یابد.

زاویه φ : این زاویه در کل مسیر پرواز به دلیل خلاف جهت بودن بردار X پرواز و بردار اشاره کننده به آنتن گیرنده، ۱۸۰ درجه خواهد بود.



شکل ۱۸- نتایج حاصل از الگوریتم پیشنهادی برای زوایای ارتباطی

با در نظر گرفتن این زوایای ارتباطی به دست آمده از الگوریتم، بهره‌آنتن فرستنده در طول پرواز بصورت شکل (۱۹) خواهد بود.



شکل ۱۹- بهره‌آنتن فرستنده در طول زمان پرواز برای یک هواپیما

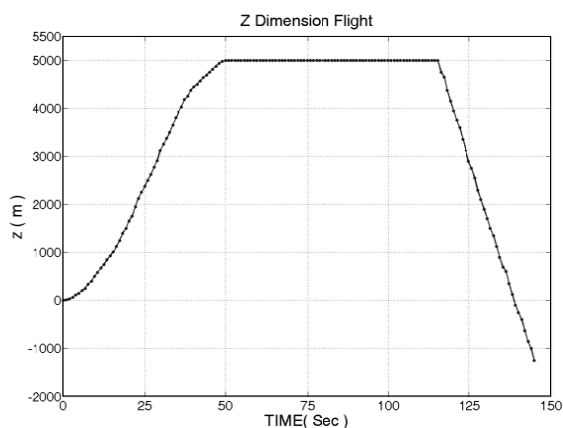
در این مقاله، با مقایسه بهره‌آنتن فرستنده در مسیر پرواز هواپیما (شکل ۱۹) با بهره‌آنتن فرستنده در مسیر پرواز جسم پرنده فرضی (شکل ۱۵) می‌توان مشاهده کرد، که نوسانات بهره‌آنتن در فاز صعود و فرود پرواز جسم پرنده فرضی بسیار شدید است، ولی در مسیر پرواز هواپیما با توجه به تفاوت زاویه پیچ و مختصات Z پرواز، بهره‌آنتن فرستنده فقط در فاز صعود پرواز دارای تغییرات ناگهانی است. یعنی با استفاده از ابزار محاسباتی پیشنهاد شده نتیجه‌گیری می‌شود، شرایط لینک رادیویی در فاز فرود هواپیما نسبت به جسم پرنده فرضی بسیار مناسبتر است.

شبیه‌سازی لینک رادیویی تله‌متری

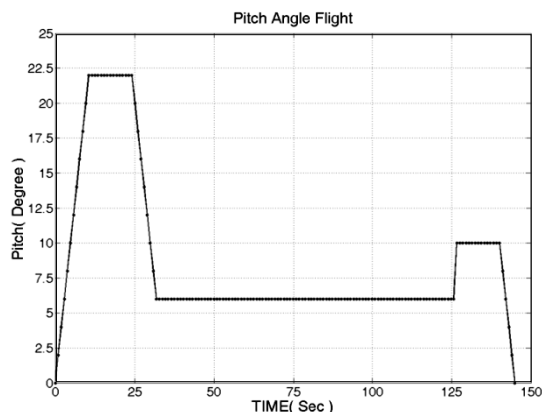
در این بخش ابتدا نحوه نگاهت زوایای ارتباطی به روابط انتشار امواج ارائه می‌گردد. سپس با استفاده از فرضیات مشخص شده در

همان‌طور که در شکل (۱۵) مشاهده می‌گردد، میزان تغییرات بهره‌آنتن فرستنده در طول پرواز بسیار شدید است و این تغییرات می‌تواند لینک رادیویی تله‌متری را دچار اغتشاش در توان دریافتی یا قطع ارتباط کند، و باعث افزایش میزان احتمال خطای بیت BER^۴ در گیرنده تله‌متری شود.

در ادامه، به دلیل وجود اختلاف در نحوه مانورهای پرواز هواپیما با جسم پرنده فرض شده، نتایج خروجی الگوریتم برای یک هواپیما با سقف پرواز ۵۰۰۰ متر ارائه و ارزیابی می‌شود [۱۴]. این هواپیما در جهت‌های x، y و زوایای رول و یاء دارای شرایط پروازی یکسانی با پرواز جسم پرنده فرضی است، ولی در جهت Z و زاویه پیچ پروازی خود دارای شرایط خاصی است، که به ترتیب در شکل‌های (۱۶) و (۱۷) نشان داده شده‌اند.



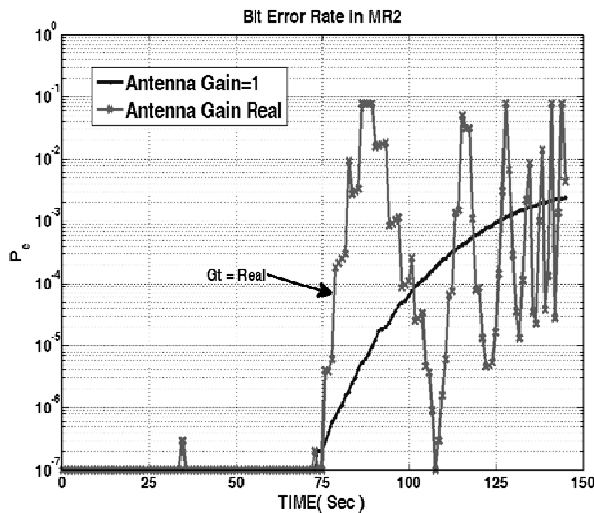
شکل ۱۶- مختصات Z پرواز هواپیما [۱۴]



شکل ۱۷- زاویه پیچ پرواز هواپیما [۱۴]

با استفاده از الگوریتم پیشنهادی، محاسبات مربوط به زوایای ارتباطی برای این مسیر پرواز انجام پذیرفته و نتایج حاصل از آن در شکل (۱۸) ارائه شده است.

به دست آمده از روابط (۱۳) و (۱۷) و همچنین معادلات (۲۰) و (۲۴) در دو حالت: بهره آنتن فرستنده ثابت و متغیر با زمان پرواز، شبیه سازی انجام شده و نتایج حاصل از شبیه سازی در شکل (۲۰) ارائه شده است.



شکل ۲۰- منحنی احتمال خطای بیت بر حسب زمان پرواز حاصل از شبیه سازی لینک رادیویی تله متری با فرض استقرار آنتن گیرنده در نقطه MR2.

همان طوری که در شکل (۲۰) دیده می شود، پدیده خودتداخلی ناشی از ارسال همزمان یک سیگنال واحد از دو آنتن فرستنده و مانور پرواز جسم پرنده در زاویه پیچ، باعث نوسانات شدیدی در منحنی احتمال خطای بیت لینک رادیویی از ثانیه ۷۵ پرواز شده و در لحظاتی از پرواز مقدار آن را به 10^{-1} رسانده است. دلیل اینکه این تغییرات از ثانیه ۷۵ به بعد قابل رویت است، به دلیل این است که منحنی احتمال خطای بیت تا میزان 10^{-4} رسم شده است (در مباحث مخابراتی تا این میزان کافی است [۹]). یعنی سیگنال دریافتی به دلیل نزدیک بودن فرستنده و گیرنده تله متری، به میزانی نسبتاً قوی است که نوسانات بهره آنتن فرستنده نتوانسته آنرا تا حدی کاهش دهد که میزان خطای بیت از 10^{-7} افزایش یابد. در این شبیه سازی نویز کانال از نوع نویز گوسی سفید جمع شونده بوده و از سایر اغتشاشات و عوامل مخرب محیط انتشار صرف نظر گردیده است.

در شکل (۲۰) تأثیر تغییرات بهره آنتن های فرستنده تله متری در منحنی احتمال خطای بیت نشان داده شده است. این بدان معنی است که در یک لینک رادیویی تله متری فضایی چگونه نوسانات بهره آنتن فرستنده ناشی از مانورهای پروازی جسم پرنده در میزان احتمال خطای بیت دریافتی در گیرنده تله متری تأثیرگذار است. البته در شکل (۲۰) یک منحنی دیگر نیز رسم شده که مربوط به حالتی است که بهره آنتن فرستنده در کل مسیر پرواز ثابت فرض شده

این بخش، برای هر ثانیه از پرواز موشک فرضی، شبیه سازی محیط انتشار امواج انجام می پذیرد. نتایج این شبیه سازی به شکل منحنی احتمال خطای بیت بر حسب زمان پرواز جسم پرنده رسم می شود. در ادامه، شبیه سازی محیط انتشار با اضافه نمودن پارامتر فیدینگ سیگنال به مدل کانال تله متری انجام و نتایج آن رسم می شود.

هنگامی که سیستم فرستنده نصب شده بر روی جسم پرنده با ایستگاه گیرنده زمینی بطور دید مستقیم ارتباط برقرار نماید، توان سیگنال در ورودی گیرنده تله متری با معادله (۲۱) تعیین و محاسبه می گردد [۲].

$$P_{in} = \frac{P_b \cdot G_b(\theta, \varphi) \cdot f(\theta, \varphi) \cdot S_{ef} \cdot L_T}{4\pi R^2} \quad (21)$$

در معادله (۲۱)، P_b توان فرستنده، $G_b(\theta, \varphi)$ گین آنتن فرستنده، $f(\theta, \varphi)$ ضریب تأثیر عدم تطابق پلاریزاسیون آنتن فرستنده و آنتن گیرنده، S_{ef} سطح مؤثر آنتن گیرنده، L_T ضریب تلفات پراکنده، R فاصله بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده، θ و φ زوایای ارتباطی بین جسم پرنده و آنتن گیرنده است که پیشتر به آن اشاره شده است.

طبق تعریف، میزان ذخیره انرژی (S) در لینک رادیویی برابر است با نسبت توان سیگنال در ورودی گیرنده به میزان حساسیت گیرنده، که برحسب dB به صورت معادله (۲۲) است.

$$S = 10 \cdot \log \frac{P_{in}}{P_0} \quad (22)$$

در اینجا، P_0 معرف میزان حساسیت گیرنده تله متری است. عواملی همچون زوایای ارتباط رادیویی و ضریب تأثیر پلاریزاسیون تابعی از مانور و زمان پرواز هستند که براساس مسیر حرکت جسم پرنده و جهت آن در فضا تعیین می شوند، ولی سایر مقادیر تأثیرگذار در معادله (۲۱) به مانور و زمان وابسته نیست، که می توان آنها را با یک عامل بهره واحد همانند معادله (۲۳) نمایش داد:

$$K_{ef} = \frac{P_b \cdot S_{ef} \cdot L_T}{4\pi \cdot P_0} \quad (23)$$

با استفاده از معادله (۲۳) می توان معادله (۲۲) را به شکل معادله (۲۴) نوشت:

$$S = 10 \cdot \log \frac{K_{ef} \cdot G_b \cdot f}{R^2} \quad (24)$$

جهت بررسی وضعیت لینک رادیویی در نقطه MR2 محل استقرار آنتن گیرنده در یک تست پروازی با فرض اینکه نویز کانال از نوع نویز گوسی سفید جمع شونده، توان فرستنده ۲ وات، ضریب افت ناشی از عدم تطابق پلاریزاسیون بین آنتن فرستنده و گیرنده ۰/۵، فرکانس کاربر فرستنده ۴۰۰ مگاهرتز و حساسیت گیرنده -۹۵ dBm باشد، شبیه سازی با استفاده از زوایای ارتباطی

در این روش برای اولین بار پارامترهای پروازی اجسام پرنده با یک گیرنده زمینی شامل موقعیت جسم پرنده، موقعیت آنتن گیرنده، مختصات x, y, z و زوایای پیچ، رول و یاو جسم پرنده، با معادلات لینک رادیویی تلفیق شده است. طراحان لینک رادیویی با استفاده از این مدل به راحتی قادرند در یک محیط مجازی، تأثیر عوامل مخرب متعددی همچون مانور و پدیده فیدینگ را بروی یک ارتباط بی‌سیم هوافضایی مشاهده نمایند. همچنین با این روش و شبیه‌سازی کامپیوتری می‌توان کارایی تکنیکی‌های مخابراتی از قبیل انواع مدولاسیون‌های دیجیتال، کدینگ و تکنیک‌های MIMO که شرایط لینک را در مقابل عوامل تخریب‌کننده بهبود می‌دهند، مورد ارزیابی قرار داد.

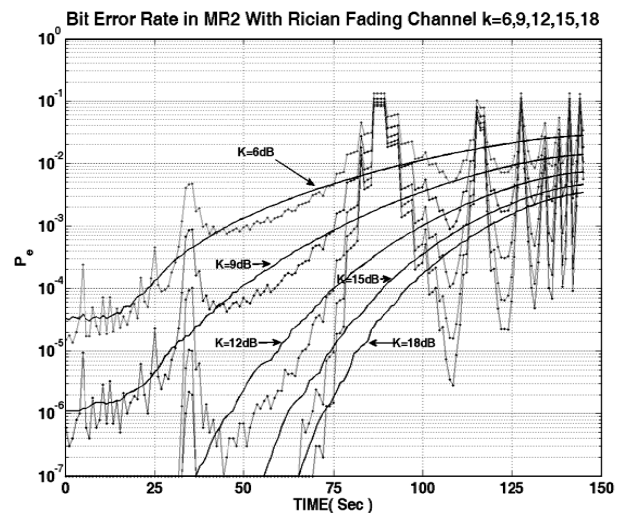
مزیت این تحقیق نسبت به اقدامات محدودی که تاکنون انجام شده است این است که کارهای پژوهشی قبلی به منظور سادگی و پرهیز از حل معادلات فضایی لینک رادیویی در زوایا و جهات خاصی از پرواز جسم پرنده مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته که دقت لازم را ندارند. به همین دلیل محققان قبلی برای جبران خطا، به انجام اندازه‌گیری پارامترهای لینک در شرایط واقعی پرداخته‌اند که مستلزم صرف دقت و هزینه زیاد است. از این جهت این تحقیق توانسته ضعف روش‌های قبلی را برطرف نماید. همان‌طوری که در متن مقاله اشاره شد، این کار پژوهشی با استفاده از معادلات فضایی توانسته، زوایای ارتباطی را در تمام لحظات پرواز، برای یک جسم پرنده با سرعت چندین ماخ، محاسبه نماید و با کمک این زوایا محیط انتشار لینک رادیویی تله‌متری فضایی را شبیه‌سازی نماید.

همچنین، پیشنهاد می‌شود با استفاده از این روش لینک رادیویی مورد ارزیابی قرار گرفته و سپس برای کنترل نتایج به‌دست آمده، تست‌های میدانی با مانورهای مشخص و از پیش تعیین شده برای جسم پرنده صورت پذیرد تا نرم‌افزار شبیه‌سازی برای شرایط واقعی کالیبره گردد.

مراجع

- [1] Marzban, Sh. and Mohamedpoor, K., "Evaluation of Destructive Effects Created by Air Vehicle Maneuvering on Radio Link of Aeronautical Telemetry", *The 17th Iranian Conference on Electrical Engineering*, Tehran, Iran, May 2009, pp. 243-248.
- [2] Carden, F., Jedlicka, R., and Henry, R., *Telemetry Systems Engineering*. Artech House, London, 2002.
- [3] 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.

است. که در این منحنی هیچ نوسانی دیده نمی‌شود. با توجه به اینکه پدیده چند مسیره شدن امواج ارسالی در تله‌متری فضایی حائز اهمیت و غیرقابل صرف‌نظر کردن است، در ادامه نتایج شبیه‌سازی برای کانال تله‌متری به همراه فیدینگ رایسین نیز ارائه شده است. انتخاب فیدینگ با تابع چگالی رایسین به دلیل ویژگی خاص کانال رادیویی تله‌متری فضایی است [۶]. در اینجا فرض بر این است که علاوه بر یک ارتباط دید مستقیم بین آنتن فرستنده و آنتن گیرنده تله‌متری، مجموعه‌ای از سیگنال‌های پراکنده ناشی از موانع طبیعی و غیر طبیعی نیز توسط آنتن گیرنده دریافت می‌گردد. با توجه به این شرایط تابع چگالی فیدینگ از نوع رایسین انتخاب می‌شود [۱۵]. در فیدینگ رایسین ضریبی به نام k وجود دارد که معرف نسبت توان سیگنال مسیر مستقیم به توان سیگنال‌های پراکنده در محیط انتشار است. در شکل (۲۱) شبیه‌سازی با استفاده از روابط (۱۳)، (۱۷)، (۲۰) و (۲۴) و بر اساس اندازه‌گیری صورت پذیرفته در شرایط واقعی [۶]، مقدار k از ۶ dB الی ۱۸ dB با فواصل ۳dB تغییر داده شده است و اثر لحظه‌ای آن بر روی منحنی احتمال خطای بیت در مدت پرواز جسم پرنده نشان داده شده است.



شکل ۲۱- نتایج شبیه‌سازی لینک برای کانال فیدینگ در نقطه MR2.

همان‌طوری که از شکل (۲۱) مشاهده می‌شود، با کاهش مقدار پارامتر k ، که ناشی از افزایش توان سیگنال‌های پراکنده نسبت به توان سیگنال دید مستقیم در محیط انتشار است، احتمال خطای بیت افزایش یافته و وضعیت لینک رادیویی تخریب می‌گردد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله روش جدیدی برای مدل کردن و شبیه‌سازی یک لینک رادیویی هوا به زمین در کاربردهای تله‌متری فضایی ارائه شده است.

- [9] Proakis J. G., *Digital Communications*, New York: McGraw-Hill, 1995.
- [10] Rogers, R. M., *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, 3rd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [11] Vanicek, P., Krakiwsky, E. J., *Geodesy: The Concept*, Second ed., North-Holland, 1986.
- [12] Reddemann, J., "Edwards range telemetry evaluation," *In Proceedings of the International Test and Evaluation Association Conference*, Lancaster, CA, 1997.
- [13] Balanis C. A., *Antenna Theory: Analysis and Design*, New York: Wiley, 1997.
- [14] Vinh, N. X., *Flight Mechanics of High Performance Aircraft*, Cambridge University Press, 1995.
- [15] Lutz E., et al., "The land mobile satellite communications channel recording, statistics, and channel model," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 40, May 1991, pp. 375-386.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Rice, M., Dye, R., and Welling K., "Narrowband channel model for aeronautical telemetry," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 36, No. 4, 2000, pp. 1371-1377.
- [7] 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.
- [8] Pedroza, M., "Antenna pattern evaluation for link analysis," *In Proceedings of the International Telemetry Conference*, San Diego, CA, Oct. 1996, pp.158-166.