

Extensive Regional Telecommunications Coverage in Emergency Condition Using Satellite and Tethered-Balloon Equipped with Antenna Pointing Mechanism-part 2: Operation Modes and Controller Design

Javad Ranjbar¹  and Mohammad Fathi^{2*} 

1. Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Khatam Al-Anbia University, Tehran, Iran
2. Ph.D. Candidate, Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: mohammad_fathi@elec.iust.ac.ir

Abstract

In this paper, in order to provide telecommunication coverage for a wide geographical area, the use of a network consisting of an LEO satellite and a Tethered-Balloon equipped with antenna pointing mechanism is proposed. The proposed telecommunication network is able to send the collected data to a mission center outside the covered region and receive the required telecommands, while providing a telecommunication link between the users in the covered region. To control and point the antenna beams towards desired targets, an Adaptive Dynamic Surface Controller is designed. Determining the required operating modes, designing a mode management algorithm and extracting the appropriate reference trajectories for each operating mode are among the discussed issues in this paper. The Uniform Ultimate Boundary (UUB) stability of the closed-loop system is proved and the performance of the control system is studied by simulation. The proposed communication network and control system are able to provide wide telecommunication coverage in remote areas or emergency situations.

Keywords: Antenna pointing mechanism, Mode management, Adaptive dynamic surface controller, UUB Stability



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

How to cite this article:

J. Ranjbar and M. Fathi, "Extensive Regional Telecommunications Coverage in Emergency Condition Using Satellite and Tethered-Balloon Equipped with Antenna Pointing Mechanism-Part 2: Operation Modes and Controller Design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 4, pp. 71-88, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1341>.

پوشش دهی مخابراتی منطقه‌ای وسیع در شرایط اورژانسی با استفاده از بستر ماهواره و بالن مقید مجهز به مکانیزم نشانه‌روی آنتن، بخش دوم: طراحی کنترل کننده و مودهای عملیاتی

جواد رنجبر^۱ و محمد فتحی^{۲*}

۱- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه خاتم‌الانبیاء، تهران، ایران

۲- دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: mohammad_fathi@elec.iust.ac.ir

چکیده

در این مقاله به منظور پوشش مخابراتی یک منطقه جغرافیایی وسیع، استفاده از شبکه‌های مخابراتی متشکل از یک ماهواره LEO و یک بالن مقید مجهز به مکانیزم نشانه‌روی آنتن پیشنهاد گردیده است. شبکه‌ی مخابراتی پیشنهادی قادر است ضمن ایجاد ارتباط مخابراتی میان کاربران موجود در منطقه، داده‌های جمع‌آوری شده را به یک مرکز مأموریت خارج از منطقه ارسال و فرامین مورد نیاز را دریافت نماید. در این کار به منظور کنترل و جهت‌دهی بیم آنتن‌ها به سوی اهداف مورد نظر، به طراحی کنترل کننده‌ی سطح دینامیک تطبیقی (ADSC) پرداخته شده است. تعیین مودهای عملیاتی، طراحی الگوریتم مدیریت مود و همچنین، استخراج مسیرهای مرجع متناسب با مودهای عملیاتی، از دیگر موارد مورد بحث در این مقاله می‌باشند. در این کار همچنین پایداری کراندار غابی (UUB) سیستم حلقه بسته تضمین شده و عملکرد کنترلی نیز با انجام شبیه‌سازی مورد مطالعه قرار گرفته است. شبکه مخابراتی و سیستم کنترلی پیشنهادی قادر به ایجاد پوشش مخابراتی ناحیه‌ای وسیع در مناطق دوردست یا شرایط اورژانسی می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: مکانیزم نشانه‌روی آنتن، مدیریت مود، کنترل کننده سطح دینامیک تطبیقی، پایداری UUB

علائم و اختصارات

امروزه امکان برقراری ارتباط مخابراتی در هر زمان و مکان یکی از نیازمندی‌های بشر به شمار می‌رود. در این میان، مسئله‌ی پوشش‌دهی وسیع مخابراتی در مناطقی از جمله مناطق دورافتاده که فاقد زیرساخت‌های مخابرات زمینی هستند یا مناطقی که در آن‌ها به دلایلی همچون رخداد بلایای طبیعی بسترهای مخابراتی زمینی آسیب یافته‌اند، از اهمیت بیشتری نیز برخوردار است. طراحی شبکه‌های مخابراتی در چنین شرایطی باید به نحوی انجام پذیرد که علاوه بر آنکه ناحیه‌ای وسیع تحت پوشش قرار داشته باشد، مدت زمان دسترسی کاربران به شبکه و همچنین میزان حجم تبادل داده از طریق بستر مخابراتی بیشینه گردد تا بدین ترتیب از کیفیت و کارآمدی بستر مخابراتی اطمینان حاصل شود. به منظور ایجاد پوشش مخابراتی در چنین

\vec{r}_{car1} و \vec{r}_{car2}	بردارهای موقعیت
\vec{z}_2	کنترل مجازی
τ_2	ثابت زمانی
$Waiting_{\theta_1}$	زوایای قوس‌افقی
$Waiting_{\theta_2}$	زوایای قوس عمودی
$(\theta, \dot{\theta})$	ماتریس نیروهای کوربولیس
y_2	اولین خطای لایه‌ی مرزی
u	سیگنال کنترل ورودی
y_3	دومین خطای لایه‌ی مرزی

شرایطی، به طور معمول از بسترهای فضایی مبتنی بر ماهواره‌ها یا بسترهای هوایی مبتنی بر بالن‌ها و یا ترکیبی از این دو استفاده می‌گردد. تا کنون پروژه‌های فضایی و هوایی متعددی به منظور پوشش‌دهی مناطق دور از دسترس انجام شده که در ادامه به مرور برخی از آن‌ها پرداخته می‌شود.

در حوزه هوایی، به منظور پوشش‌دهی مخابراتی به طور معمول از فناوری بالن‌های مقید^۳ به عنوان یک راهکار کلیدی استفاده می‌گردد. بالن‌های مقید ساختارهایی هستند که در آنها یک محفظه‌ی منعطف توسط یک گاز سبک (به طور معمول هلیوم [۱]) پر شده و بدین وسیله یک محموله (آنتن، دوربین یا ...) به هوا فرستاده می‌شود. در بالن‌های مقید، بالن توسط یک کابل نگهدارنده می‌گردد تا بدین شکل، بالن در نقطه‌ی پرتاب خود ایستا گردد [۲]. از جمله کاربردهای عملیاتی بالن‌های مقید در بسترسازی پوشش مخابراتی می‌توان به کاربردهای پخش چند رسانه‌ای، مطالعات زیست‌محیطی و تصویربرداری و همچنین دسترسی به اینترنت و سرویس دهی باند پهن [۳، ۴] اشاره نمود. استفاده از این فناوری در حال حاضر در بسیاری از کشورهای جهان از جمله پروژه تایتان^۴ توسط ناسا [۵]، پروژه کاپانینا^۵ توسط اروپا [۶، ۷]، پروژه‌ی پاد^۶ در هند [۸، ۹] و پروژه‌ی لون^۷ توسط شرکت گوگل به منظور دسترسی جهانی به اینترنت در هر نقطه از زمین با استفاده از شبکه‌ای از بالن‌های مقید [۳، ۱۰]، در حال طی نمودن مسیر عملیاتی شدن است. همانطور که در [۱۱] بیان شده است، علی‌رغم تمام مزایای استفاده از بستر مخابراتی بالن‌های مقید، بزرگترین چالش این بسترها محدودیت ناحیه تحت پوشش این بالن‌ها به شمار می‌رود [۱۲].

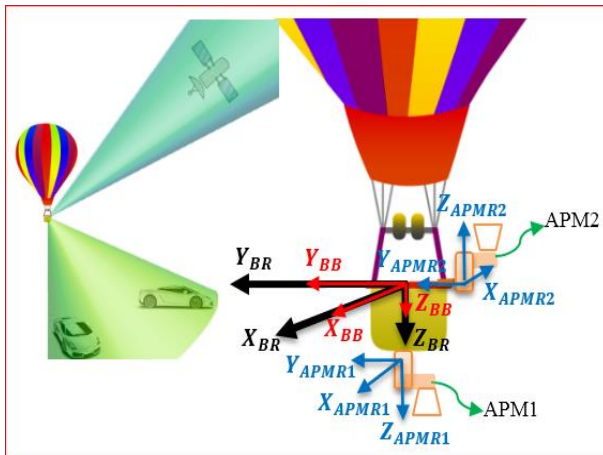
هدف اصلی در این مقاله، پیشنهاد ساختاری مخابراتی با ترکیب ماهواره و بالن مقید مجهز به مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن^{۱۳} (APM) به نحوی است که چالش‌های ذکر شده در حوزه‌های هوایی و فضایی مرتفع گردند. از آنجا که به منظور افزایش ناحیه تحت پوشش آنتن، مکانیزم‌های نشانه‌روی باید قابلیت دوران در راستاهای قوس‌افقی^{۱۴} و قوس‌عمودی^{۱۵} را داشته باشند [۲۱، ۲۲]، در [۱۱] استفاده از یک مکانیزم نشانه‌روی آنتن دو درجه آزادی به منظور افزایش ناحیه پوشش‌دهی یک بالن مقید پیشنهاد گردیده و نشان داده شده که با این کار ناحیه تحت پوشش آنتن می‌تواند تا ۱۰ برابر گسترش یابد. همچنین با توجه به آنکه به منظور کنترل و جهت‌دهی مناسب بیم آنتن، به مدل سینماتیکی [۲۳]، ماتریس‌های تبدیل [۲۴] و مدل دینامیکی [۲۵، ۲۶] APM نیاز است، لذا در [۱۱] به مدل‌سازی سینماتیکی و دینامیکی APM نیز پرداخته

در حوزه فضایی نیز تاکنون پروژه‌های عملیاتی بسیار و روزافزونی در سطح جهان به منظور پوشش وسیع مخابراتی با استفاده از ماهواره‌ها انجام گردیده است به طوری که هم اکنون در سال ۱۴۰۰ شمسی، ۲۲۲۴ ماهواره مخابراتی در مدار زمین قرار دارند [۱۳]. استفاده از ارتباطات ماهواره‌ای امروزه در بسیاری از مناطق مورد استفاده قرار می‌گیرد که از این جمله می‌توان به جزایر صعب‌العبوری مانند جزیره اسنشن^۸، سنت هلنا^۹ و دیه گو گارسیا^{۱۰}، که در آن‌ها بسترهای مخابرات زمینی وجود ندارد، اشاره کرد [۱۴]. همچنین در برخی از قاره‌ها و کشورها مناطقی وجود دارند که در آنها وجود بسترهای مخابرات زمینی بسیار نادر است که از این جمله می‌توان به مناطق وسیعی از آمریکای جنوبی، آفریقا، کانادا، چین، روسیه و استرالیا اشاره نمود [۱۴]. از جمله دیگر کاربردهای ماهواره‌های مخابراتی می‌توان به پوشش‌دهی مناطق برای اتصال به

در حوزه فضایی نیز تاکنون پروژه‌های عملیاتی بسیار و روزافزونی در سطح جهان به منظور پوشش وسیع مخابراتی با استفاده از ماهواره‌ها انجام گردیده است به طوری که هم اکنون در سال ۱۴۰۰ شمسی، ۲۲۲۴ ماهواره مخابراتی در مدار زمین قرار دارند [۱۳]. استفاده از ارتباطات ماهواره‌ای امروزه در بسیاری از مناطق مورد استفاده قرار می‌گیرد که از این جمله می‌توان به جزایر صعب‌العبوری مانند جزیره اسنشن^۸، سنت هلنا^۹ و دیه گو گارسیا^{۱۰}، که در آن‌ها بسترهای مخابرات زمینی وجود ندارد، اشاره کرد [۱۴]. همچنین در برخی از قاره‌ها و کشورها مناطقی وجود دارند که در آنها وجود بسترهای مخابرات زمینی بسیار نادر است که از این جمله می‌توان به مناطق وسیعی از آمریکای جنوبی، آفریقا، کانادا، چین، روسیه و استرالیا اشاره نمود [۱۴]. از جمله دیگر کاربردهای ماهواره‌های مخابراتی می‌توان به پوشش‌دهی مناطق برای اتصال به

10 . Diego Garcia
11 . Kiholo
12 . Low Earth Orbit
13 . Antenna Pointing Mechanism
14 . Azimuth
15 . Elevation

3 . Tethered Balloon
4 . Titan
5 . CAPANINA
6 . PADD
7 . Loon
8 . Ascension
9 . Saint Helena



الف) تعریف دستگاه‌های مختصات ب) ساختار شبکه مخابراتی پیشنهادی

شکل ۱ - ساختار شبکه‌های مخابراتی پیشنهادی

به منظور آنکه مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن قادر به ردیابی مسیر مرجع مطلوب برای آنتن باشد، به طراحی کنترل‌کننده‌ای مناسب نیاز خواهد بود. از آنجا که در خانواده‌ی کنترلی بازگشت به عقب، عبارت‌های غیرخطی سیستم در قانون کنترلی ظاهر می‌شوند، این خانواده‌ی کنترلی یکی از متداول‌ترین کنترل‌کننده‌های مورد استفاده برای سیستم‌های غیرخطی به شمار می‌رود چراکه در این کنترل‌کننده‌ها چنانچه یک عامل غیرخطی به صورت پایدارکننده عمل کند و در نتیجه از جنبه‌ی کنترلی مفید واقع شود، در سیستم حلقه بسته باقی خواهد ماند که این امر باعث مقاوم‌سازی سیستم در برابر خطاهای مدل می‌گردد. هرچند روش بازگشت به عقب یک راهکار مقاوم برای کنترل سیستم ارائه می‌نماید، اما از معضل انفجار پیچیدگی^{۱۶} که به دلیل ایجاد مشتقات متوالی توابع غیرخطی به وجود می‌آید، رنج می‌برد. یک راهکار متداول برای رفع معضل انفجار پیچیدگی، استفاده از کنترل‌کننده‌ی سطح دینامیکی به عنوان جایگزینی برای روش کنترلی بازگشت به عقب جهت کنترل سیستم‌های غیرخطی است [۲۷-۲۹]. کنترل‌کننده‌ی سطح دینامیکی با معرفی فیلترهای پائین‌گذر در هر مرحله از ایجاد مشتقات مراتب بالاتر دینامیک سیستم، از معضل انفجار پیچیدگی جلوگیری می‌نماید [۳۰]. در این مقاله با توجه به توضیحات ارائه شده، استفاده از کنترل‌کننده‌های سطح دینامیکی به منظور کنترل مکانیزم-های نشانه‌روی آنتن پیشنهاد گردیده است. در ساختار کنترلی پیشنهاد شده به منظور دستیابی به عملکرد بالاتر، بهره‌های کنترلی به صورت تطبیقی طراحی شده‌اند به نحوی که اندازه‌ی بهره‌ی کنترل‌کننده‌ها متناسب با خطای ردیابی مسیر مرجع مطلوب تنظیم خواهد شد.

لازم به ذکر است که در این مقاله از دستگاه‌های مختصات تعریف شده در [۱۱] به عنوان دستگاه‌های مختصات مورد استفاده برای کنترل

شده است. در این مقاله که به عنوان بخش دوم مرجع [۱۱] نگارش شده است، به ارائه‌ی مباحث تکمیلی موضوع مورد بحث پرداخته شده است.

به‌منظور نمایش اثربخشی استفاده از ساختار مخابراتی پیشنهادی، در این مقاله به تعریف مأموریت پوشش‌دهی مخابراتی منطقه‌ای که به دلیل دوردست بودن یا رخداد‌های بلایای طبیعی فاقد زیرساخت‌های مخابراتی زمینی است، پرداخته شده است. پوشش مخابراتی باید به نحوی طراحی شده باشد که ضمن آنکه از برقراری ارتباطات مخابراتی میان کاربران موجود در آن منطقه اطمینان حاصل می‌کند، قادر به ارسال داده‌های جمع‌آوری شده و همچنین دریافت فرامین مورد نیاز از مرکز مدیریت مأموریت (در منطقه‌ای خارج از ناحیه‌ی تحت پوشش) نیز باشد. به منظور جامعیت بخشی به عملکرد سیستم طراحی شده، فرض خواهد شد که کاربران در منطقه تحت پوشش متحرک هستند و لذا کاربران در این مأموریت، خودروهایی در نظر گرفته شده‌اند که در منطقه تحت پوشش حرکت می‌کنند.

ساختار سیستم مخابراتی پیشنهادی در این مقاله از یک ماهواره LEO و یک بالن مقید مجهز به مکانیزم نشانه‌روی آنتن تشکیل شده است که پیکربندی آن به صورت شماتیک در شکل (۱) نمایش داده شده است. در این ساختار، بالن مقید موجود در منطقه وظیفه خواهد داشت که بدون نیاز به ماهواره، برقراری ارتباط مخابراتی میان کاربران موجود در منطقه را فراهم سازد. در این راستا، به منظور افزایش ناحیه تحت پوشش بالن مقید [۱۱]، از یک مکانیزم نشانه‌روی آنتن دو درجه آزادی برای بالن مقید استفاده خواهد شد تا کاربران در ناحیه‌ی وسیع‌تری قادر به جابه‌جایی ضمن برخوردارگی از لینک مخابراتی موجود باشند. این مکانیزم نشانه‌روی آنتن با نام APM1 در شکل (۱) نمایش داده شده و از این پس با این نام مورد استناد قرار خواهد گرفت. از سوی دیگر، به منظور ایجاد قابلیت ارسال داده‌های گردآوری شده و دریافت فرامین مورد نیاز از مرکز مدیریت عملیات، که در منطقه‌ی جغرافیایی دیگری خارج از ناحیه تحت پوشش قرار دارد، از برقراری لینک مخابراتی میان بالن مقید و ماهواره استفاده خواهد شد. در این راستا، برای بالن مقید یک مکانیزم نشانه‌روی آنتن مجزا نیز در نظر گرفته شده تا وظیفه‌ی جهت‌دهی آنتن ثانویه بالن مقید به سوی ماهواره به نحوی فراهم گردد که امکان انتقال داده‌های جمع‌آوری شده و دریافت فرامین از ماهواره، ضمن ممانعت از ایجاد اختلال در ارتباط مخابراتی میان کاربران تحت پوشش برآورده گردد. این مکانیزم نشانه‌روی آنتن نیز در شکل (۱) با نام APM2 نمایش داده شده و از این پس با این نام مورد استناد قرار خواهد گرفت.

صورت زمان-حقیقی وجود ندارد، لذا به منظور برقراری ارتباط مخابراتی لازم است تا بیم آنتن به صورت متناوب به سوی خودروهای هدف جهت‌دهی گردد تا بدین ترتیب در هر مرحله، اطلاعات از خودروی جهت‌گیری شده دریافت و ذخیره شود و اطلاعات ذخیره شده در مرحله قبل نیز، برای خودروی جهت‌گیری شده ارسال گردد. به منظور پوشش چنین شرایطی، برای مکانیزم APM1 مود عملیاتی «ذخیره-و-ارسال»^{۲۴} تعریف می‌گردد.

در راستای برقراری لینک ارتباطی میان ماهواره و بالن مقید، شرایط عملکردی که مکانیزم APM2 در عمل می‌تواند تجربه کند را می‌توان به شکل زیر تقسیم‌بندی نمود:

سناریوی عملکردی اول برای APM2: در سناریوی اول فرض می‌گردد که ماهواره بر فراز ناحیه قابل پوشش توسط بالن مقید قرار گرفته است. در این شرایط مکانیزم APM2 موظف خواهد بود تا آنتن متصل به APM2 را به نحوی جهت‌دهی نماید که بیم آن به ردیابی ماهواره بپردازد. به منظور برآورده‌سازی این هدف، مود عملیاتی «ردیابی» برای مکانیزم APM2 تعریف می‌گردد.

سناریوی عملکردی دوم برای APM2: این سناریوی عملکردی بیانگر شرایطی است که ماهواره بر فراز ناحیه‌ی قابل پوشش توسط بالن مقید قرار نداشته باشد. در این شرایط مکانیزم APM2 وضعیت خود را به نحوی تنظیم خواهد کرد که جهت بیم آنتن با زاویه‌ی ورود بعدی ماهواره (با توجه به مشخص بودن موقعیت و مدار ماهواره) به ناحیه تحت پوشش بالن مقید، انطباق داشته باشند و سپس تا لحظه‌ی ورود ماهواره به ناحیه تحت پوشش، در انتظار می‌ماند. برای مکانیزم APM2 در این شرایط مود عملیاتی «انتظار» تعریف گردیده است.

به منظور ایجاد قابلیت تعیین و انتخاب مود عملیاتی مناسب به صورت خودکار^{۲۵} و روی-بورد^{۲۶}، به طراحی الگوریتم‌های مدیریت مود به نحوی پرداخته شده است که در هر لحظه، این الگوریتم‌ها به انتخاب مود عملیاتی مکانیزم‌های APM1 و APM2 متناسب با شرایط موجود بپردازند. منطق الگوریتم‌های مدیریت مود مکانیزم‌های APM1 و APM2 به صورت شماتیک در شکل‌های (۳-۴) نمایش داده شده‌اند.

سینماتیک و دینامیک مکانیزم نشانه‌روی آنتن

با توجه به آنکه در بخش اول این مقاله [۱۱]، معادلات سینماتیکی و دینامیکی مکانیزم نشانه‌روی آنتن دو درجه آزادی تحلیل و مدل‌سازی

مکانیزم نشانه‌روی آنتن استفاده خواهد گردید. با توجه به این مسئله، در این مقاله ECEF^{۲۷} به معنای دستگاه مختصات زمین مرکز-زمین ثابت،^{۱۸} NED^{۱۸} بیانگر دستگاه مختصات ناوبری جغرافیایی،^{۱۹} BR بیانگر دستگاه مختصات مرجع بالن،^{۲۰} BB^{۲۰} بیانگر دستگاه مختصات بدنه بالن،^{۲۱} APMR1 و^{۲۲} APMR2 به ترتیب بیانگر دستگاه مختصات مرجع مکانیزم‌های APM1 و APM2 و ANT1 و ANT2 نیز به ترتیب بیانگر دستگاه‌های مختصات آنتن‌های متصل به APM1 و APM2 می‌باشند. لازم به ذکر است که در شکل (۱)، تعریف دستگاه‌های مختصات BR، BB، APMR1 و APMR2 به صورت شماتیک نمایش داده شده‌اند. با توجه به اینکه تعاریف این دستگاه‌های مختصات در مرجع [۱۱] به طور جزئی بیان گردیده است، از بیان مجدد تعریف آن‌ها اجتناب می‌گردد و در صورت نیاز به دستگاهی جدید، تعریف آن ارائه خواهد شد.

در این مقاله به بیان مباحثی از جمله توصیف مدهای عملیاتی مورد نیاز برای مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن در شرایط مختلف، طراحی الگوریتم مدیریت مود، استخراج مسیرهای مرجع متناسب با مدهای عملیاتی، طراحی کنترل‌کننده و بررسی عملکرد مکانیزم نشانه‌روی آنتن و در نهایت تضمین پایداری سیستم حلقه‌بسته پرداخته خواهد شد.

توصیف مدهای عملیاتی و الگوریتم مدیریت مود

به منظور تعریف مدهای عملیاتی مورد نیاز برای مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن، ابتدا باید به دسته‌بندی شرایط عملکردی APM1 و APM2 به نحوی پرداخت که از تحت پوشش قرار گرفتن تمام شرایط محتمل و عملکرد صحیح مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن اطمینان حاصل گردد. در این راستا، شرایط عملکردی که مکانیزم APM1 می‌تواند با آن‌ها مواجه شود، به طور کلی به دو سناریوی زیر تقسیم‌بندی شده است:

سناریوی عملکردی اول برای APM1: در سناریوی اول فرض می‌گردد که فاصله دو خودروی هدف از یکدیگر، کمتر از پهناى بیم آنتن متصل به بالن مقید باشد. در چنین شرایطی، قابلیت پوشش‌دهی هر دو خودروی هدف به صورت همزمان با جهت‌دهی مناسب بیم آنتن توسط مکانیزم APM1 وجود خواهد داشت. برای عملکرد مکانیزم APM1 در چنین شرایطی، مود عملیاتی «زمان-حقیقی»^{۲۳} با هدف برقرار ارتباط زمان-حقیقی میان خودروهای هدف تعریف می‌گردد.

سناریوی عملکردی دوم برای APM1: در سناریوی دوم شرایطی در نظر گرفته خواهد شد که فاصله‌ی خودروهای هدف از یکدیگر بیش از فاصله‌ی قابل پوشش توسط بیم آنتن باشد. در چنین شرایطی با توجه به آنکه امکان برقراری ارتباط مخابراتی میان خودروهای هدف به

22 . APM2 Reference frame (APMR2)
23 . Real-Time Mode
24 . Store-and-Forward Mode
25 . Autonomous
26 . Onboard

17 . Earth-Center Earth-Fixed (ECEF) coordinate system
18 . North-East-Down (NED) coordinate system
19 . Balloon Reference (BR) frame
20 . Balloon Body (BB) frame
21 . APM1 Reference frame (APMR1)

شده‌اند، در این بخش به مروری اجمالی بر نتایج حاصله و ارائه نتایج مدل‌سازی‌ها و استخراج ماتریس تبدیل‌ها بسنده می‌گردد. معادله سینماتیک مستقیم مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن مورد بحث در این مقاله به صورت ارائه شده در جدول (۱) می‌باشد [۱۱]:

جدول ۱ - کمیت‌های معرف سینماتیک مکانیزم نشانه‌روی آنتن

i	a_{i-1}	α_{i-1}	d_i	θ_i
۱	۰	۰	۰/۷۰	۰
۲	۰	$-\frac{\pi}{2}$	۰/۱۱۱	θ_1
۳	۰	$\frac{\pi}{2}$	۰/۰۸۵	θ_2

استخراج مسیرهای مرجع در مودهای عملیاتی

فرض کنید که بالن مقید و اهداف مورد نظر (ماهواره و خودروهای هدف) مجهز به حسگرهای GPS بوده و موقعیتشان در هر لحظه در اختیار باشد. همانطور که می‌دانیم گیرنده‌های GPS، غالباً بردارهای موقعیت را در دستگاه ECEF بیان می‌نمایند و این در حالی است که به منظور جهت‌دهی آنتن متصل به APM1 به سوی خودروهای هدف و همچنین آنتن متصل به APM2 به سوی ماهواره، لازم است تا بردارهای موقعیت، در دستگاه‌های مختصات مرجع مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن (APMR1 و APMR2) بیان گردند. مطابق با مرجع [۱۱]، روندی که برای انتقال بردارهای موقعیت خودروهای هدف و ماهواره از دستگاه ECEF به ترتیب به دستگاه‌های مختصات APMR1 و APMR2 و در نتیجه استخراج مسیرهای مرجع مورد نیاز باید طی گردد، به صورت نمایش داده شده در فلوجارت شکل (۲) می‌باشد.

در جدول (۱) فوق پارامترهای a_i ، α_i ، d_i و θ_i بیانگر چهار پارامتر دناویت-هارتبرگ بوده و θ_1 و θ_2 نیز به ترتیب بیانگر زاویه چرخش موتور-۱ در راستای قوس افقی و زاویه چرخش موتور-۲ در راستای قوس عمودی هستند. معادله سینماتیک وارون مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن را نیز می‌توان به صورت زیر نمایش داد [۱۱]:

$$\theta_1 = \tan^{-1} \frac{Y_R}{X_R} \quad (1)$$

$$\theta_2 = \cos^{-1} Z_R \quad (2)$$

که در روابط فوق، پارامترهای X_R ، Y_R و Z_R مؤلفه‌های بردار $Target_{APMR} = [X_R \ Y_R \ Z_R]^T$ بوده که این بردار بیانگر بردار نرمالیزه شده‌ی نشانه‌روی بیم آنتن (مبدأ منطبق بر مرکز بیم آنتن و مقصد آن منطبق بر راستای هدف) در دستگاه مختصات مرجع مکانیزم (APMR1 یا APMR2) می‌باشد (به منظور توضیحات بیشتر به [۱۱] مراجعه شود). معادله‌ی دینامیکی هر یک از مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن مورد بحث در این مقاله را می‌توان به صورت زیر بیان نمود [۱۱]:

$$(M(\theta) + r^2 J_m) \ddot{\theta} + (C(\theta, \dot{\theta}) + r^2 B_m) \dot{\theta} + G(\theta) = r K_r I \quad (3)$$

$$L \dot{I} + R I + K_m \theta = u$$

که در رابطه‌ی فوق، $\theta \in \mathbb{R}^2$ بیانگر برداری از زوایای مفصل‌های مکانیزم یعنی θ_1 (زاویه‌ی قوس افقی) و θ_2 (زاویه‌ی قوس عمودی) بوده، $I \in \mathbb{R}^2$ بیانگر بردار جریان آرمیچر موتورهای DC مکانیزم، $u \in \mathbb{R}^2$ بیانگر بردار ولتاژ آرمیچر موتورهای DC مکانیزم، $M(\theta)$ بیانگر ماتریس ممان اینرسی مکانیزم نشانه‌روی آنتن، $C(\theta, \dot{\theta})$ بیانگر ماتریس نیروهای کوریولیس، گریز از مرکز و ژيروسکوپیی، $G(\theta)$ بردار نیروی گرانش، J_m ماتریس ممان اینرسی عملگرهای مکانیزم، B_m ماتریس قطری ترم‌های میراساز، K_r ماتریس تبدیل الکترومکانیکی میان جریان و ولتاژ، r نسبت دنده، L ماتریس القای موتور، R ماتریس مقاومت موتور و K_m نیز ماتریس مشخصه‌ی ولتاژ ثابت موتورهای مکانیزم می‌باشند. لازم به ذکر است که جزئیات معادله‌ی دینامیکی (۳) در [۱۱] ارائه شده است.

لازم به ذکر است از آنجا که توصیف دستگاه‌های مختصات و

شکل ۲ - روند مورد نیاز برای انتقال بردارهای موقعیت خودروهای هدف از دستگاه مختصات ECEF به دستگاه‌های APMR1 و APMR2

با توجه به توضیحات ارائه شده، فرض می‌شود که بردارهای موقعیت خودروهای هدف که توسط گیرنده‌های GPS در دستگاه مختصات ECEF تولید شده‌اند، مطابق با روند ارائه شده در فلوجارت شکل (۲) و بهره‌گیری از ماتریس‌های تبدیل توصیف شده در [۱۱]، به دستگاه مختصات APMR1 منتقل شده و در اختیار هستند. از این پس، بردارهای موقعیت انتقال یافته به دستگاه مختصات APMR1 برای خودروی-۱ و خودروی-۲ به ترتیب \vec{T}_{car1} و \vec{T}_{car2} نامیده می‌شوند.

۱	تولید بردارهای موقعیت توسط حسگرهای GPS در دستگاه ECEF
۲	انتقال بردارهای موقعیت از دستگاه ECEF به NED
۳	انتقال و یک‌سازی بردارهای موقعیت از دستگاه NED به بدنه بالن (BB)
۴	انتقال و یک‌سازی بردارهای موقعیت خودروهای هدف از دستگاه BB به APMR1
۵	انتقال و یک‌سازی بردار موقعیت ماهواره از دستگاه BB به APMR2
۶	استخراج مسیر مرجع برای موتور-۱ از مکانیزم APM1 توسط روابط (۵، ۷، ۹)
۷	استخراج مسیر مرجع برای موتور-۲ از مکانیزم APM1 توسط روابط (۶، ۸، ۱۰)
۸	استخراج مسیر مرجع برای موتور-۱ از مکانیزم APM2 توسط رابطه (۱۱)
۹	استخراج مسیر مرجع برای موتور-۲ از مکانیزم APM2 توسط رابطه (۱۲)

$$\frac{S\&F}{Car2}\theta_1 = \tan^{-1} \frac{Y_{Car2}}{X_{Car2}} \quad (۹)$$

$$\frac{S\&F}{Car2}\theta_2 = \cos^{-1} \frac{Z_{Car2}}{Z_{Car}} \quad (۱۰)$$

از آنجا که در مود «ذخیره و ارسال» امکان پوشش‌دهی همزمان خودروهای هدف توسط بیم آنتن وجود نداشته و هدف جهت‌دهی متناوب بیم به سمت خودروهای هدف می‌باشد، بنابراین جفت زاویه‌های $(\frac{S\&F}{Car2}\theta_1, \frac{S\&F}{Car2}\theta_2)$ و $(\frac{S\&F}{Car1}\theta_1, \frac{S\&F}{Car1}\theta_2)$ به صورت متناوب بیانگر مسیر مرجعی خواهند بود که APM1 باید ردیابی نماید.

از سوی دیگر، برای APM2 نیز باید مسیر مرجع به نحوی استخراج گردد که ماهواره توسط بیم آنتن متصل به APM2 مورد ردیابی قرار گیرد. بر این اساس مشابه با روند طی شده برای استخراج مسیر مرجع برای APM1، بردار موقعیت ماهواره مطابق با فلوجارت شکل (۲) و ماتریس‌های تبدیل ارائه شده در [۱۱] به دستگاه مختصات APMR2 منتقل شده و با نام \vec{r}_{Sat} مورد استناد قرار خواهد گرفت.

فرض کنید که ماهواره بر فراز ناحیه قابل پوشش توسط مکانیزم APM2 قرار دارد و لذا این مکانیزم در مود عملیاتی «ردیابی» قرار گرفته است. در این مود عملیاتی، آنتن متصل به مکانیزم APM2 باید به نحوی جهت‌دهی گردد که بیم آنتن در راستای موقعیت ماهواره نشانده‌روی کند. به منظور استخراج زوایای قوس‌افقی و قوس‌عمودی مورد نیاز که باید توسط عملگرهای مکانیزم APM2 فراهم گردند تا جهت بیم آنتن و بردار \vec{r}_{Sat} بر یکدیگر منطبق گردند، باید از روابط سینماتیک وارون مکانیزم نشانده‌روی آنتن بهره گرفت. بنابراین، با تعریف $\vec{r}_{Sat} = [X_{Sat} \ Y_{Sat} \ Z_{Sat}]^T$ به عنوان $Target_{APMR}$ در رابطه (۱-۲)، مسیر مرجع عملگرهای مکانیزم APM2 در مود عملیاتی «ردیابی» به صورت روابط (۱۱) و (۱۲) حاصل می‌گردند:

$$Tracking\theta_1 = \tan^{-1} \frac{Y_{Sat}}{X_{Sat}} \quad (۱۱)$$

$$Tracking\theta_2 = \cos^{-1} \frac{Z_{Sat}}{Z_{Sat}} \quad (۱۲)$$

با این توضیح، مسیر مرجع APM2 در مورد عملیاتی «ردیابی» به صورت جفت زاویه‌ی $(Tracking\theta_1, Tracking\theta_2)$ استخراج گردید.

در مود عملیاتی «انتظار»، با توجه به آنکه ماهواره در ناحیه قابل پوشش آنتن بالن قرار ندارد، لذا مکانیزم APM2 وضعیت خود را به نحوی تنظیم خواهد کرد که جهت بیم آنتن با زاویه‌ی ورود بعدی ماهواره (با توجه به مشخص بودن موقعیت و مدار ماهواره) به ناحیه تحت پوشش بالن مقید انطباق داشته باشد. با توجه به این موضوع، مسیر مرجع مکانیزم APM2 در مود «انتظار» به صورت $(Waiting\theta_1, Waiting\theta_2)$ تعریف می‌گردد که $Waiting\theta_1$ و $Waiting\theta_2$ به ترتیب بیانگر زوایای قوس‌افقی و قوس‌عمودی هستند که بیم آنتن را با زاویه‌ی ورود بعدی ماهواره منطبق می‌سازند.

با در اختیار داشتن بردارهای موقعیت \vec{r}_{car1} و \vec{r}_{car2} به منظور برآورده‌سازی الزام برقراری ارتباط مخابراتی میان خودروهای هدف در مود عملیاتی زمان-حقیقی، مسیر مرجع مناسب برای جهت‌دهی بیم آنتن باید به نحوی استخراج گردد که هر دو خودروی هدف به صورت همزمان توسط بیم پوشش داده شوند. در این شرایط، جهت نشانده‌روی مطلوب آن است که بیم آنتن به نحوی جهت‌دهی شود که مرکز بیم دقیقاً بر نقطه‌ی میانی دو خودرو هدف منطبق گردد چرا که با انجام این کار، هر دو خودرو در موقعیت بهینه خود از منظر نسبت سیگنال به نویز آنتن قرار خواهند گرفت. نقطه‌ی میانی خودروهای هدف را می‌توان با استفاده از بردارهای موقعیت \vec{r}_{car1} و \vec{r}_{car2} و رابطه‌ی (۴) در دستگاه مختصات APMR1 به صورت زیر تعیین نمود:

$$\vec{r}_{Real-Time} = \frac{\vec{r}_{car1} + \vec{r}_{car2}}{2} \quad (۴)$$

بردار $\vec{r}_{Real-Time}$ در رابطه‌ی فوق که توصیف‌گر نقطه‌ی میانی خودروهای هدف می‌باشد، بیانگر جهتی است که بیم آنتن متصل به مکانیزم APM1 باید در مود عملیاتی «زمان حقیقی» ردیابی نماید. به منظور استخراج زوایای قوس‌افقی و قوس‌عمودی مورد نیاز که باید توسط عملگرهای مکانیزم APM1 فراهم شوند تا جهت بیم آنتن و بردار $\vec{r}_{Real-Time}$ بر یکدیگر منطبق شوند، باید از روابط (۱-۲) که بیانگر سینماتیک وارون مکانیزم‌های نشانده‌روی آنتن هستند، بهره گرفت. بنابراین، با تعریف $\vec{r}_{Real-Time} = [X_{Real-Time} \ Y_{Real-Time} \ Z_{Real-Time}]^T$ به عنوان $Target_{APMR}$ در روابط (۱-۲)، مسیر مرجع عملگرهای مکانیزم APM1 برای ردیابی خودروهای هدف در مود عملیاتی «زمان حقیقی» به صورت روابط (۵) و (۶) حاصل می‌گردند:

$$R-T\theta_1 = \tan^{-1} \frac{Y_{Real-Time}}{X_{Real-Time}} \quad (۵)$$

$$R-T\theta_2 = \cos^{-1} \frac{Z_{Real-Time}}{Z_{Real-Time}} \quad (۶)$$

با این توضیح، مسیر مرجع مکانیزم APM1 در مود عملیاتی زمان-حقیقی بصورت جفت زاویه‌ی $(R-T\theta_1, R-T\theta_2)$ استخراج گردید. به منظور استخراج مسیر مرجع مکانیزم APM1 در مود عملیاتی «ذخیره-و-ارسال» به نحوی که بیم آنتن به صورت متناوب به سوی خودروهای هدف نشانده‌روی کند، باید با استفاده از بردارهای موقعیت خودروهای هدف \vec{r}_{car1} و \vec{r}_{car2} و بهره‌گیری از معادلات سینماتیک وارون مکانیزم (۱-۲)، میزان دوران مورد نیاز عملگرهای مکانیزم را تعیین نمود. در این راستا، زوایای قوس‌افقی و قوس‌عمودی که توسط عملگرهای مکانیزم APM1 باید به منظور جهت‌دهی بیم آنتن به سوی خودروی هدف-۱ و خودروی هدف-۲ فراهم گردند به ترتیب به صورت جفت روابط (۷-۸) و (۹-۱۰) می‌باشند:

$$\frac{S\&F}{Car1}\theta_1 = \tan^{-1} \frac{Y_{Car1}}{X_{Car1}} \quad (۷)$$

$$\frac{S\&F}{Car1}\theta_2 = \cos^{-1} \frac{Z_{Car1}}{Z_{Car1}} \quad (۸)$$

با در اختیار داشتن فرم فیدبکی صریح مکانیزم APM، مشابه با روند مطرح شده در [۲۹، ۳۳-۳۱] به طراحی کنترل کننده سطح دینامیک تطبیقی پرداخته می شود. سطح اول به صورت زیر اختیار می گردد:

$$S_1 \triangleq z_1 - \theta_d \quad (18)$$

که در رابطه‌ی فوق، $\theta_d \in R^2$ بیانگر بردار مرجع مطلوب می باشد. رابطه‌ی دینامیک سطح اول را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{S}_1 = z_2 - \dot{\theta}_d \quad (19)$$

اولین کنترل مجازی \bar{z}_2 یعنی \bar{z}_2 ، به نحوی طراحی می گردد که سطح اول به سمت صفر میل نماید ($S_1 \rightarrow 0$). در این راستا به صورت زیر انتخاب می گردد:

$$\bar{z}_2 = -S_1 K_1 + \theta_d \quad (20)$$

به منظور حذف اثر انفجار پیچیدگی، کنترل مجازی \bar{z}_2 را از یک فیلتر پائین گذر مرتبه اول با ثابت زمانی τ_2 عبور داده که حاصل این امر، سیگنال کنترل مجازی فیلتر شده یعنی z_{2f} خواهد بود:

$$\tau_2 \dot{z}_{2f} + z_{2f} = \bar{z}_2 \quad (21)$$

با در اختیار داشتن z_{2f} ، سطح دوم به صورت زیر تعریف می گردد:

$$S_2 \triangleq z_2 - z_{2f} \quad (22)$$

با استفاده از رابطه‌ی (۲۲)، دینامیک سطح دوم را می توان به صورت زیر بیان نمود:

$$\dot{S}_2 = \dot{z}_2 - \dot{z}_{2f} = f_2(z_1, z_2) + \mu_1 z_3 + \frac{y_2}{\tau_2} \quad (23)$$

که در رابطه‌ی فوق، y_2 بیانگر اولین خطای لایه‌ی مرزی z_3 بوده و به صورت زیر تعریف می گردد:

$$y_2 \triangleq z_{2f} - \bar{z}_2 \quad (24)$$

دومین کنترل مجازی به نحوی تعریف می گردد که سطح دوم به سمت صفر میل کند ($S_2 \rightarrow 0$):

$$\bar{z}_3 = \frac{1}{\mu_1} \left(-f_2(z_1, z_2) - S_2 K_2 - \frac{y_2}{\tau_2} \right) \quad (25)$$

با عبور کنترل مجازی \bar{z}_3 را از یک فیلتر پائین گذر مرتبه اول با ثابت زمانی τ_3 به منظور حذف اثر انفجار پیچیدگی، سیگنال کنترل مجازی فیلتر شده z_{3f} به صورت زیر حاصل می گردد:

$$\tau_3 \dot{z}_{3f} + z_{3f} = \bar{z}_3 \quad (26)$$

سطح سوم به صورت رابطه‌ی (۲۷) تعریف می گردد:

$$S_3 \triangleq z_3 - z_{3f} \quad (27)$$

و دینامیک سطح سوم نیز به صورت زیر بیان می شود:

$$\dot{S}_3 = \dot{z}_3 - \dot{z}_{3f} = f_3(z_1, z_2, z_3) + \mu_2 u + \frac{y_3}{\tau_3} \quad (28)$$

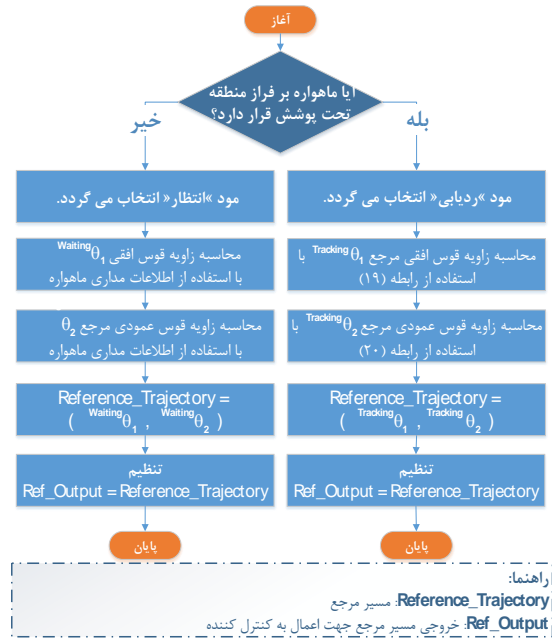
که در رابطه‌ی فوق u بیانگر سیگنال کنترل ورودی بوده و y_3 بیانگر دومین خطای لایه‌ی مرزی با تعریف زیر است:

$$y_3 \triangleq z_{3f} - \bar{z}_3 \quad (29)$$

در نهایت، سیگنال کنترلی u در رابطه‌ی (۲۸) به نحوی انتخاب می گردد که سطح سوم نیز به صفر میل نماید ($S_3 \rightarrow 0$):

$$u = \frac{1}{\mu_2} \left(-f_3(z_1, z_2, z_3) - S_3 K_3 - \frac{y_3}{\tau_3} \right) \quad (30)$$

فلوچارت عملکردی الگوریتم تعیین مسیر مرجع در هر یک از موده‌های عملیاتی در نظر گرفته شده برای مکانیزم‌های APM1 و APM2 به صورت شماتیک به ترتیب در شکل‌های (۳) و (۴) نمایش داده شده است.



شکل ۳ - فلوچارت عملکردی مدیریت مود و تعیین مسیر مرجع مکانیزم APM2

طراحی کنترل کننده سطح دینامیک تطبیقی

پیش از طراحی کنترل کننده سطح دینامیک تطبیقی، فرضیات معقول زیر در نظر گرفته می شوند:

فرض ۱: با توجه به مقید بودن بالن، فرض می گردد که وضعیت بالن در موقعیت قرارگیری ثابت می باشد.

فرض ۲: بردار مسیر مرجع $\bar{\theta}_d = [\theta_d, \dot{\theta}_d, \ddot{\theta}_d] \in \Omega_d$ شناخته شده است که در آن $\Omega_d = \{\bar{\theta}_d : \theta_d^2 + \dot{\theta}_d^2 + \ddot{\theta}_d^2 \leq B_0\}$ و B_0 بیانگر یک مقدار ثابت معین است.

با تعریف متغیرهای $z_1 = [x_1 \ x_4]^T$ ، $z_2 = [x_2 \ x_5]^T$ و $z_3 = [x_3 \ x_6]^T$ به عنوان حالات سیستم، معادله دینامیکی APM در رابطه‌ی (۳) را می توان به فرم فیدبکی صریح z_3 زیر بازنویسی نمود:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = f_2(z_1, z_2) + \mu_1 z_3 \\ \dot{z}_3 = f_3(z_1, z_2, z_3) + \mu_2 u \end{cases} \quad (13)$$

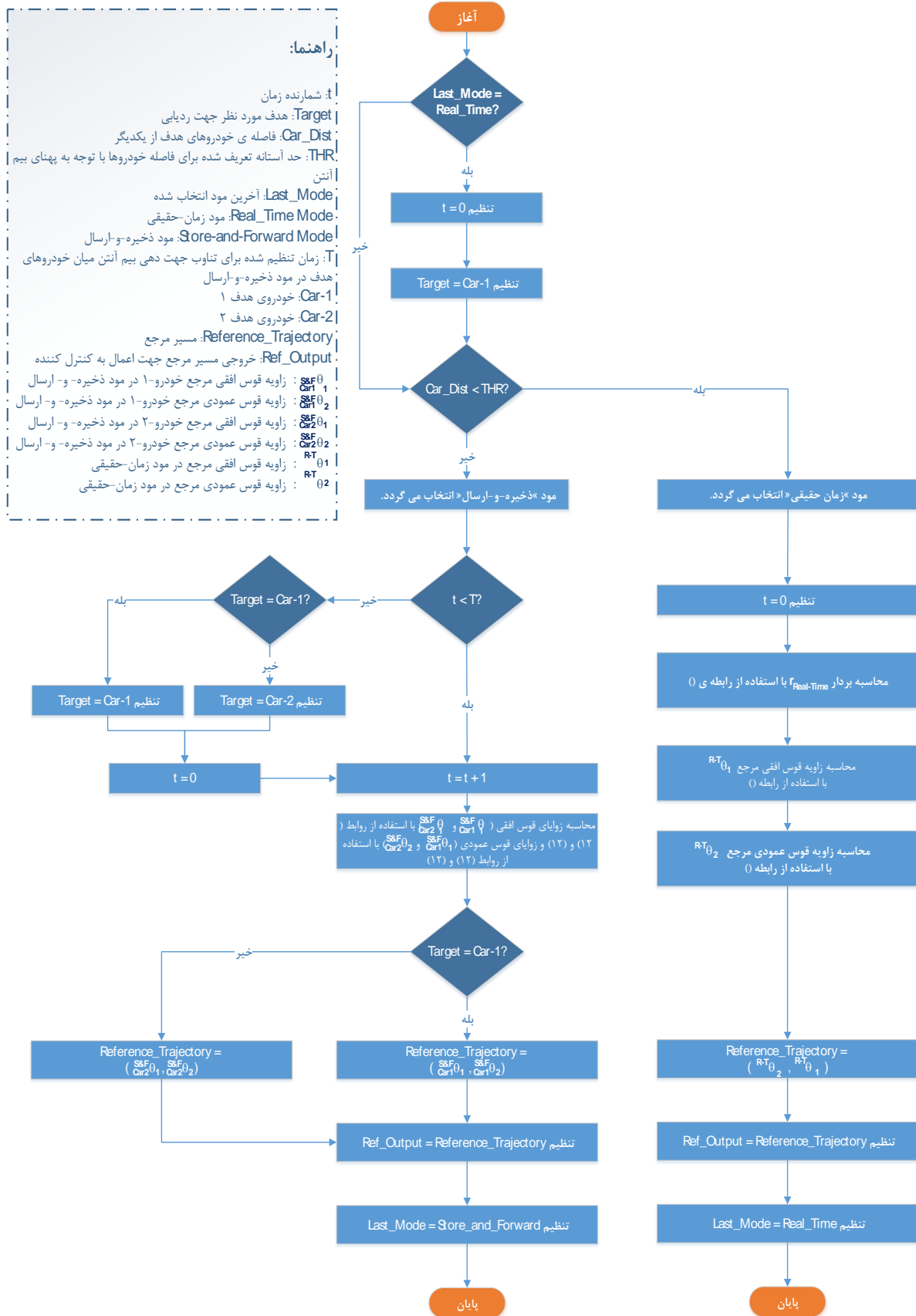
که پارامترهای μ_1 ، μ_2 و f_3 به صورت زیر تعریف می شوند:

$$\mu_1 = (M(\theta) + r^2 J_m)^{-1} r K_r \quad (14)$$

$$\mu_2 = 1/L \quad (15)$$

$$f_2(z_1, z_2) = (M(z_1) + r^2 J_m)^{-1} [-C(z_1, z_2) + r^2 B_m] z_2 - G(z_1) \quad (16)$$

$$f_3(z_1, z_2, z_3) = L^{-1} (-R z_3 - K_m z_2) \quad (17)$$



شکل ۴ - فلوچارت عملکردی الگوریتم مدیریت مود و تعیین مسیر مرجع مکانیزم APM1

$$\begin{cases} K_1 > 2 + 0.2469\varphi(\max(K_3) - \rho) + \frac{1}{2}\alpha \\ K_2 > \frac{9}{4} + \frac{1}{2}\alpha \\ K_3 > \frac{\max(\mu_1^2)}{4} + \frac{1}{2}\alpha \\ \frac{1}{\tau_2} > \frac{1}{4} + \frac{1}{2}\alpha \\ \frac{1}{\tau_3} > \frac{\max(\mu_1^2)}{4} + \frac{1}{2}\alpha \end{cases} \quad (35)$$

اثبات: به منظور بررسی پایداری سیستم حلقه بسته، تابع کاندید

لیاپانوف به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} V &= V_1 + V_2 + V_3 + V_4 + V_5 + V_6 \\ V_1 &= \frac{1}{2}S_1^T S_1; \quad V_2 = \frac{1}{2}S_2^T S_2 \\ V_3 &= \frac{1}{2}S_3^T S_3; \quad V_4 = \frac{1}{2}\varphi(K_3 - \rho)^T(K_3 - \rho) \\ V_5 &= \frac{1}{2}y_2^T y_2; \quad V_6 = \frac{1}{2}y_3^T y_3 \end{aligned} \quad (36)$$

همانطور که از رابطه‌ی (۳۶) مشهود است، تابع لیاپانوف تعریف

شده مثبت معین می‌باشد. به منظور تحلیل پایداری، از رابطه‌ی (۳۶)

مشتق‌گیری می‌شود. مشتق V_1 به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= S_1 \dot{S}_1 = -K_1 S_1^2 + S_1 S_2 + S_1 y_2 \\ &\Rightarrow \dot{V}_1 \leq -(K_1 - 2)S_1^2 + \frac{S_2^2}{4} + \frac{y_2^2}{4} \end{aligned} \quad (37)$$

مشتق V_2 به صورت رابطه (۳۸) بیان می‌گردد:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= S_2 \dot{S}_2 = -K_2 S_2^2 + \mu_1 S_2 S_3 + \mu_1 S_2 y_3 \\ &\Rightarrow \dot{V}_2 \leq -(K_2 - 2)S_2^2 + \frac{\mu_1^2 S_3^2}{4} + \frac{\mu_1^2 y_3^2}{4} \end{aligned} \quad (38)$$

مشتق V_3 نیز به صورت زیر قابل بیان است:

$$\dot{V}_3 = S_3 \dot{S}_3 = -K_3 S_3^2 \quad (39)$$

مشتق V_4 به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 &= \varphi \dot{K}_3 (K_3 - \rho) \\ &= -\varphi(K_3 - \rho)^2 + 0.2469(K_3 - \rho)S_1^2 \end{aligned} \quad (40)$$

مشتق V_5 نیز به صورت زیر قابل بیان است:

$$\dot{V}_5 = \dot{y}_2 y_2 \quad (41)$$

که در رابطه‌ی فوق، \dot{y}_2 دارای تعریف زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{y}_2 &= -\frac{y_2}{\tau_2} + K_1 S_2 + K_1 y_2 - K_1^2 S_1 - \theta_d \\ &\leq -\frac{y_2}{\tau_2} + \psi_1 \end{aligned} \quad (42)$$

که در رابطه‌ی فوق، تابع ψ_1 دارای تعریف زیر است:

$$\psi_1 = K_1 |S_2| + K_1 |y_2| + K_1^2 |S_1| + |\theta_d| \quad (43)$$

تابع ψ_1 یک تابع نامنفی است که با توجه به فرض (۲) و محدود

بودن S_1 ، S_2 ، K_1 و y_2 ، دارای مقدار بیشینه‌ای برابر m_1 خواهد بود. با

این توضیح می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{y}_2 + \frac{y_2}{\tau_2} \leq \psi_1 &\Rightarrow \left| \dot{y}_2 + \frac{y_2}{\tau_2} \right| \leq \psi_1 \Rightarrow \left| \dot{y}_2 + \frac{y_2}{\tau_2} \right| \\ &\leq m_1 \end{aligned} \quad (44)$$

با توجه به روابط (۴۱) و (۴۴)، می‌توان رابطه (۴۵) را نوشت:

در رابطه‌ی (۳۰)، بهره k_3 یک بهره‌ی تطبیقی می‌باشد که برای حذف پدیده‌ی چترینگ^{۳۰}، متناسب با خطای ردیابی موجود توسط قانون تطبیق زیر تعیین می‌گردد:

$$\dot{K}_3 = -K_3 + 0.2469S_1^T S_1 + \rho \quad (31)$$

که در رابطه‌ی فوق، ρ پارامتر طراحی بوده و بیانگر مقداری ثابت

و مثبت می‌باشد. با توجه به قانون تطبیق معرفی شده، بهره‌ی کنترل کننده متناسب با میزان خطای ردیابی مسیر مرجع مقداری میان ρ تا $\rho + 1000$ را اختیار خواهد کرد.

تحلیل پایداری

مجموعه‌های فشرده^{۳۱} زیر تعریف می‌گردند:

$$\Omega_1 = \{S_1 : V_1 \leq p\} \subset \mathcal{R}^{p_1} \quad (32)$$

$$\Omega_2 = \{(S_1, S_2, y_2) : V_1 + V_2 + V_5 \leq p\} \subset \mathcal{R}^{p_2} \quad (33)$$

$$\Omega_3 = \{(S_1, S_2, S_3, y_2, y_3, K_3) : V_1 + V_2 + V_3 + V_4 + V_5 + V_6 \leq p\} \subset \mathcal{R}^{p_3} \quad (34)$$

که در رابطه‌ی فوق، $p > 0$ ثابت طراحی بوده و V_1 تا V_6 بیانگر

توابع لیاپانوف می‌باشند که در ادامه توصیف خواهند شد. به سادگی

می‌توان دید که $\Omega_1 \times \mathcal{R}^{p_3-p_1} \supset \Omega_2 \times \mathcal{R}^{p_3-p_2} \supset \Omega_3$ [۳۲]. با

جایگزینی روابط (۱۴) تا (۳۱) در رابطه‌ی (۱۳)، دینامیک حلقه‌بسته‌ی

مکانیزم نشانه‌روی آنتن را می‌توان به شکل زیر بیان نمود:

$$\begin{cases} \dot{S}_1 = S_2 + y_2 - K_1 S_1 \\ \dot{S}_2 = \mu_1 S_3 + \mu_1 y_3 - K_2 S_2 \\ \dot{S}_3 = -K_3 S_3 \\ \dot{y}_2 = -\frac{y_2}{\tau_2} - \dot{z}_2 \\ \dot{y}_3 = -\frac{y_3}{\tau_3} - \dot{z}_3 \\ \dot{K}_3 = -K_3 + 0.2469S_1^T S_1 + \rho \end{cases} \quad (43)$$

به منظور اثبات پایداری کراندار غایی یکنواخت (UUB) سیستم

حلقه‌بسته پیشنهاد شده، تئوری ۱ بیان می‌گردد:

تئوری ۱: سیستم حلقه بسته شامل مکانیزم نشانه‌روی آنتن (۳)

با لحاظ فرض (۱)، کنترل کننده (۳۰) و قانون تطبیق (۳۱) در نظر گرفته

می‌شود. برای هر شرایط اولیه‌ی محدود، با انتخاب مناسب پارامترهای

K_1 ، K_2 ، K_3 ، τ_2 و τ_3 ، کنترل کننده‌ی پیشنهادی تضمین می‌نماید که

تمامی سیگنال‌های سیستم حلقه بسته نهایتاً به صورت یکنواخت

کران‌دار هستند. علاوه بر این، با انتخاب مناسب پارامترهای طراحی

می‌توان خطای ردیابی $S_1 = z_1 - \theta_d$ را به اندازه‌ی دلخواه کوچک

نمود. انتخاب مقادیر K_1 ، K_2 ، K_3 ، τ_2 و τ_3 باید به نحوی انجام شود که

شرایط زیر برآورده شوند:

انتخاب مقادیر K_1, K_2, K_3, τ_2 و τ_3 به صورتی انجام می‌گردد که شرایط زیر برقرار گردند:

$$\begin{cases} K_1 > 2 + 0.2469\varphi(\max(K_3) - \rho) \\ K_2 > \frac{9}{4} \\ K_3 > \frac{\max(\mu_1^2)}{4} \\ \frac{1}{\tau_2} > \frac{1}{4} \\ \frac{1}{\tau_3} > \frac{\max(\mu_1^2)}{4} \end{cases} \quad (54)$$

با برآورده شدن شرایط رابطه‌ی (۵۴)، رابطه‌ی (۵۳) را می‌توان به شکل زیر بازنویسی نمود:

$$\dot{V} \leq -\alpha V + \beta \quad (55)$$

که در رابطه‌ی فوق، α بیانگر برداری بر اساس مقادیر K_1, K_2, K_3, τ_2 و τ_3 بوده و $\beta = a_1^2/4 + a_2^2/4$ می‌باشد. با توجه به محدود بودن $S_1, S_2, S_3, \mu_1, \mu_2, \mu_3, \tau_1, \tau_2, \tau_3$ در مجموعه‌های فشرده-ی تعریف شده در (۳۲-۳۴)، تابع لیپانوف (۳۶) نیز محدود بوده و دارای باند بالایی به صورت $V \leq p$ می‌باشد. همانطور که در [۲۹، ۳۳-۳۱] اثبات شده است، با توجه به ساختار کنترل‌کننده‌ی طراحی شده چنانچه مقدار $\alpha \geq \beta/p$ باشیم در این صورت $\dot{V} \leq 0$ تضمین می‌گردد. در این راستا، انتخاب مقادیر K_1, K_2, K_3, τ_2 و τ_3 به صورتی انجام می‌گردد که شرایط زیر برقرار گردند:

$$\begin{cases} K_1 > 2 + 0.2469\varphi(\max(K_3) - \rho) + \frac{1}{2}\alpha \\ K_2 > \frac{9}{4} + \frac{1}{2}\alpha \\ K_3 > \frac{\max(\mu_1^2)}{4} + \frac{1}{2}\alpha \\ \frac{1}{\tau_2} > \frac{1}{4} + \frac{1}{2}\alpha \\ \frac{1}{\tau_3} > \frac{\max(\mu_1^2)}{4} + \frac{1}{2}\alpha \end{cases} \quad (56)$$

با ضرب رابطه‌ی (۵۶) در $e^{\alpha t}$ داریم:

$$\frac{d}{dt}(V(t)e^{\alpha t}) \leq e^{\alpha t}\beta \quad (57)$$

با انتگرال‌گیری از رابطه‌ی در بازه‌ی $[0, t]$ خواهیم داشت:

$$0 \leq V(t) \leq \frac{\beta}{\alpha} + \left[V(0) - \frac{\beta}{\alpha}\right]e^{-\alpha t} \quad (58)$$

بنابراین تابع لیپانوف کران‌دار بوده و تمام سیگنال‌های سیستم حلقه بسته یعنی z_i, y_i و μ_i کراندار غایی یکواخت هستند. با توجه به رابطه‌ی (۵۶) می‌دانیم که با توجه به مقادیر p و B_0 می‌تواند با انتخاب مناسب پارامترهای طراحی به اندازه‌ی دلخواه کوچک گردد. از آنجا که داریم $\frac{1}{2}S_1^2 \leq V$ لذا رابطه‌ی زیر را می‌توان محدوده خطای ردیابی بیان نمود:

$$|S_1| \leq \sqrt{2e^{-\alpha t}V(0) + \frac{2\beta}{\alpha}(1 - e^{-\alpha t})} \quad (59)$$

$$\begin{aligned} |y_2| \left| \dot{y}_2 + \frac{y_2}{\tau_2} \right| &\leq |y_2|m_1 \Rightarrow y_2 \left(\dot{y}_2 + \frac{y_2}{\tau_2} \right) \leq |y_2|m_1 \\ &\Rightarrow y_2\dot{y}_2 \leq -\frac{y_2^2}{\tau_2} + |y_2|m_1 \end{aligned} \quad (45)$$

با توجه به محدود بودن سیگنال y_2 ، جمله‌ی $|y_2|m_1$ دارای مقدار بیشینه‌ای برابر a_1 خواهد بود. بنابراین رابطه‌ی (۴۵) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$y_2\dot{y}_2 \leq -\frac{y_2^2}{\tau_2} + a_1 \quad (46)$$

مشتق V_6 نیز به صورت زیر قابل بیان است:

$$\dot{V}_6 = \dot{y}_3 y_3 \quad (47)$$

که در رابطه‌ی فوق، \dot{y}_3 دارای تعریف زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{y}_3 &= -\frac{y_3}{\tau_3} - \left(\frac{a_2 f_2}{\mu_1} \right) + \frac{K_2}{\mu_1} (S_3 + y_3 - K_2 S_2) \\ &\quad - \frac{1}{\mu_1 \tau_2} \left(-\frac{y_2}{\tau_2} - K_1 S_2 - K_1 y_2 \right. \\ &\quad \left. + K_1^2 S_1 + \theta_d \right) \Rightarrow \dot{y}_3 \\ &\leq -\frac{y_3}{\tau_3} + \psi_2 \end{aligned} \quad (48)$$

که در رابطه‌ی فوق، تابع ψ_2 دارای تعریف زیر است:

$$\begin{aligned} \psi_2 &= \left| \frac{a_2 f_2}{\mu_1} \right| + \left| \frac{K_2}{\mu_1} \right| (|S_3| + |y_3| + K_2 |S_2|) \\ &\quad + \left| \frac{1}{\mu_1 \tau_2} \right| \left(\left| \frac{y_2}{\tau_2} \right| + K_1 |S_2| + K_1 |y_2| + K_1^2 |S_1| + |\theta_d| \right) \end{aligned} \quad (49)$$

تابع ψ_2 یک تابع نامنفی است. با توجه به رابطه‌ی (۱۶) و محدود بودن سیگنال‌های z_1 و z_2 ، جمله‌ی f_2 دارای مقداری محدود است. همچنین با توجه به فرض (۲) و محدود بودن $S_1, S_2, S_3, \mu_1, \mu_2, \mu_3, \tau_1, \tau_2, \tau_3$ ، تابع ψ_2 دارای مقدار بیشینه‌ای برابر m_2 خواهد بود. با این توضیح می‌توان نوشت:

$$y_3 + \frac{y_3}{\tau_3} \leq \psi_2 \Rightarrow \left| \dot{y}_3 + \frac{y_3}{\tau_3} \right| \leq \psi_3 \Rightarrow \left| \dot{y}_3 + \frac{y_3}{\tau_3} \right| \leq m_2 \quad (50)$$

با توجه به روابط (۴۷) و (۵۰)، می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} |y_3| \left| \dot{y}_3 + \frac{y_3}{\tau_3} \right| &\leq |y_3|m_2 \Rightarrow y_3 \left(\dot{y}_3 + \frac{y_3}{\tau_3} \right) \leq |y_3|m_2 \\ &\Rightarrow y_3\dot{y}_3 \leq -\frac{y_3^2}{\tau_3} + |y_3|m_2 \end{aligned} \quad (51)$$

با توجه به محدود بودن سیگنال y_3 ، جمله‌ی $|y_3|m_2$ دارای مقدار بیشینه‌ای برابر a_2 خواهد بود. بنابراین رابطه‌ی (۵۱) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$y_3\dot{y}_3 \leq -\frac{y_3^2}{\tau_3} + a_2 \quad (52)$$

با توجه به روابط (۳۷)، (۳۸)، (۳۹)، (۴۰)، (۴۶) و (۵۲)، مشتق تابع لیپانوف (۳۶) به صورت زیر حاصل می‌گردد:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 + \dot{V}_4 + \dot{V}_5 + \dot{V}_6 \\ &\Rightarrow \dot{V} \leq -(K_1 - 2 - 0.2469\varphi(K_3 - \rho))S_1^2 \\ &\quad - \left(K_2 - \frac{9}{4} \right) S_2^2 - \left(K_3 - \frac{\mu_1^2}{4} \right) S_3^2 - \varphi(K_3 - \rho)^2 \\ &\quad - \left(\frac{1}{\tau_2} - \frac{1}{4} \right) y_2^2 - \left(\frac{1}{\tau_1} - \frac{\mu_1^2}{4} \right) y_3^2 + \frac{a_1^2}{4} + \frac{a_2^2}{4} \end{aligned} \quad (53)$$

جدول ۲- پارامترهای مکانیزم نشانه‌روی آنتن و عملگرها

کمیت	J_m	B_m	R	K_m	K_r	L	J_1	J_2	J_3	J_4	K_g	r	d_1	d_2	d_3	d_4
واحد	Kgm^2	Ns	Ω	$\frac{RPM}{V}$	$\frac{Nm}{A}$	mH	Kgm^2	Kgm^2	Kgm^2	Kgm^2	Nm	-	m	m	m	m
مقدار	0.001	0.07	0.23	83.2	1.1	0.05	5.79e4	7.04e4	6.22e4	5.72e4	0.1	5:1	0.0135	0.0975	0.04	0.038

سطح زمین که در مدار LEO قرار دارد، به عنوان ماهواره هدف در نظر گرفته شده است. پارامترهای مدارهای ماهواره‌ی مفروض به صورت نیم قطر اصلی برابر با $7078/14$ کیلومتر، خروج از مرکز صفر، شیب مداری 45 درجه، شناسه حضيض صفر درجه و طول گرهِ صعودی برابر با $229/1$ درجه تعریف شده‌اند. در شکل (۶) نمایی از مدار و ماهواره‌ی مفروض به صورت شماتیک نمایش داده شده است.

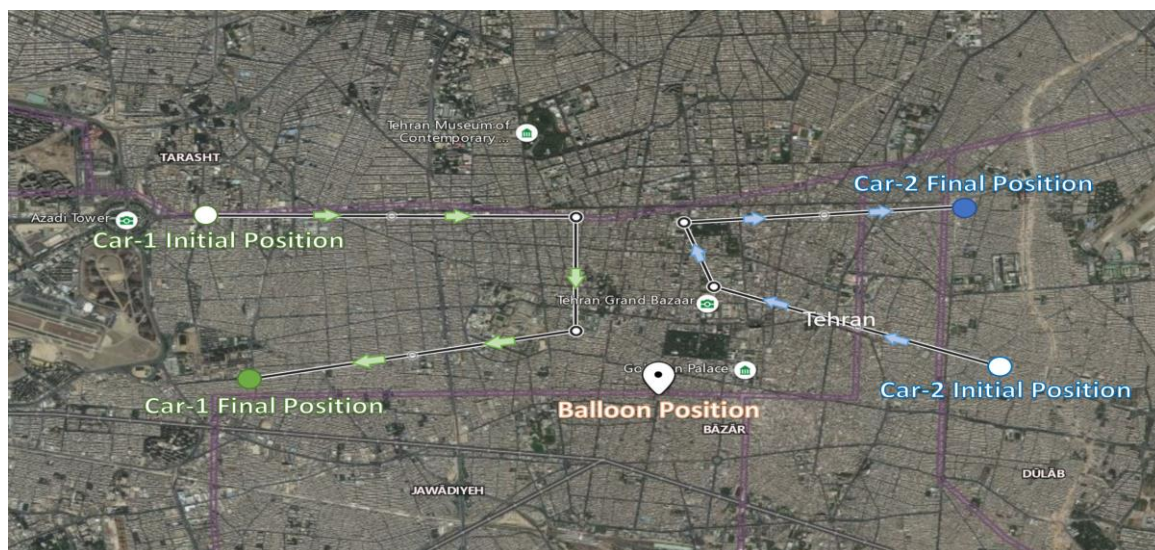
با توجه به آنکه بردارهای موقعیت خودروهای هدف، ماهواره و بالن توسط حسگرهای GPS تعبیه شده تولید می‌گردند، لذا بردارهای موقعیت توسط حسگرهای GPS در دستگاه مختصات ECEF بیان خواهند شد. بدین منظور، بردارهای موقعیت خودروهای هدف در طول مسیرهای نمایش داده شده در شکل (۵) و همچنین بردار موقعیت ماهواره در مدار نمایش داده شده در شکل (۶) توسط نرم‌افزار STK در دستگاه مختصات ECEF به صورت نمایش داده شده در شکل (۷) تولید گشته‌اند.

مطابق با روند نمایش داده شده در فلوجارت شکل (۲) و با استفاده ماتریس تبدیل‌های ارائه شده در [۱۱]، بردارهای موقعیتی تولید شده توسط حسگرهای GPS ابتدا از دستگاه مختصات ECEF به دستگاه NED که مبدا آن دقیقاً در زیر محل قرارگیری بالن بر روی سطح زمین تعریف شده است، منتقل گردیده‌اند. بردارهای موقعیت بالن، خودروهای هدف و ماهواره در دستگاه مختصات NED در شکل (۸) نمایش داده شده‌اند.

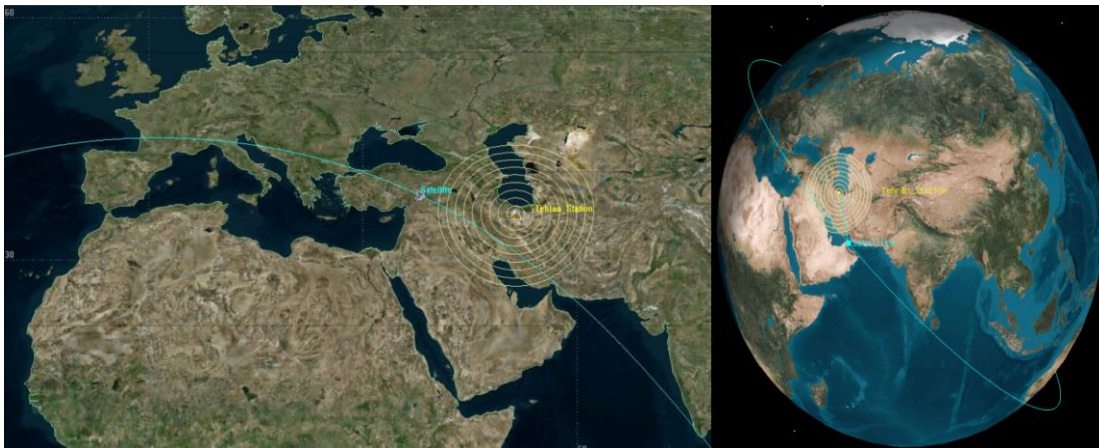
بنابراین با انتخاب صحیح پارامترهای طراحی، خطای ردیابی را می‌توان به اندازه‌ی دلخواه کوچک نمود و سیستم حلقه بسته دارای پایداری کراندار غایی یکنواخت (UUB) است.

مطالعه شبیه‌سازی

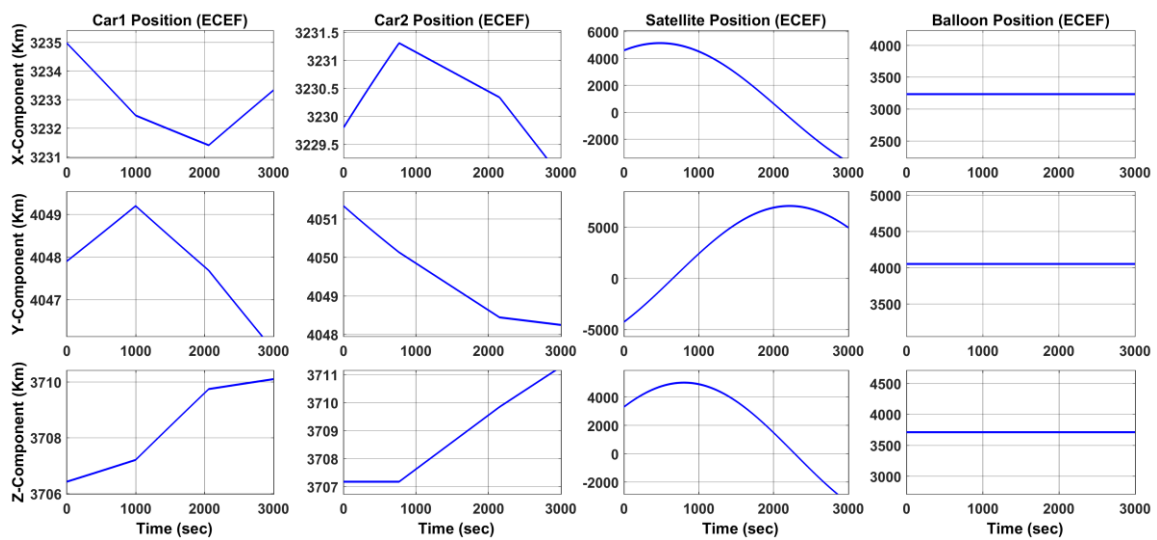
در شبیه‌سازی انجام شده، پارامترهای کنترل‌کننده‌های APM1 و APM2 به صورت یکسان و برابر با $K_1 = 8000$ ، $K_2 = 525$ ، $\rho = 22$ ، $\tau_2 = 0.001$ و $\tau_3 = 0.001$ در نظر گرفته شده‌اند. شرایط اولیه هر یک از مکانیزم‌های APM1 و APM2 نیز برای انجام شبیه‌سازی به ترتیب برابر با $x_0^{APM1} = [-40 \ 0 \ 0 \ 90 \ 0 \ 0]^T$ و $x_0^{APM2} = [-120 \ 0 \ 0 \ 89 \ 0 \ 0]^T$ در نظر گرفته شده است. برای گشتاور عملگرهای مکانیزم نشانه‌روی آنتن حد اشباع 100 لحاظ گردیده است. مشخصات فیزیکی مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن نیز مطابق با جدول (۲) در نظر گرفته شده‌اند. همچنین مسیر فرضی طی شده توسط خودروهای هدف و موقعیت قرارگیری بالن مقید به صورت نمایش داده شده در شکل (۵) فرض شده و ارتفاع بالن برابر با 440 متر از سطح زمین در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که شکل (۵) مسیر حرکت خودرو-۱ با رنگ سبز، مسیر حرکت خودرو-۲ با رنگ آبی و موقعیت قرارگیری بالن با رنگ سفید نمایش داده شده است. در انجام شبیه‌سازی‌ها، ماهواره‌ی در مداری دایروی با ارتفاع 700 کیلومتر از



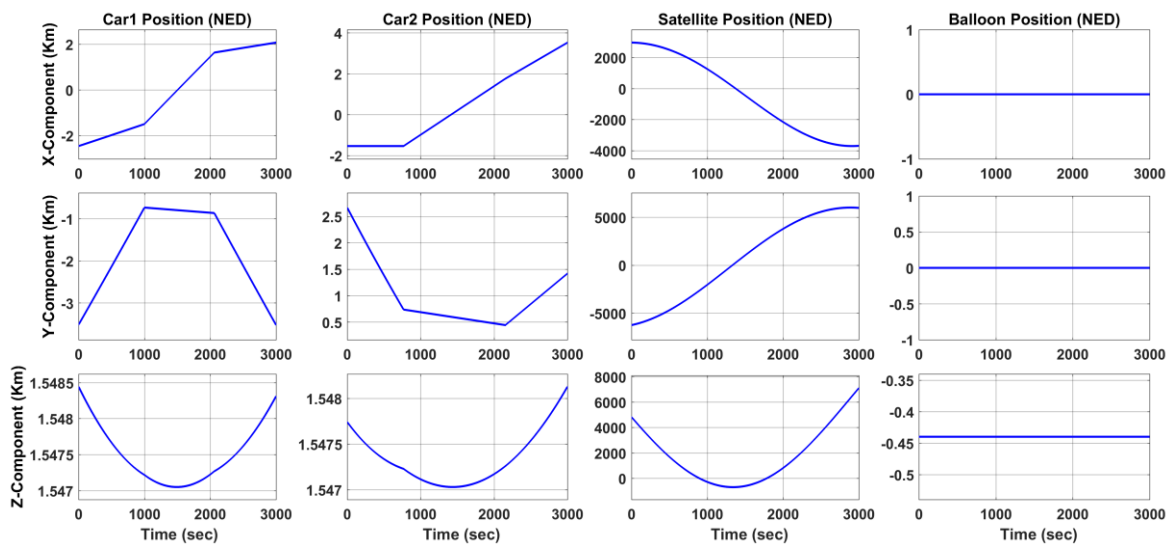
شکل ۵ - مسیر در نظر گرفته شده برای حرکت خودروهای هدف و موقعیت قرارگیری بالن مقید



شکل ۶ - نمایی از مدار و ماهواره مفروض که در حال عبور از فراز موقعیت قرارگیری بالن مقید می باشد



شکل ۷ - بردار موقعیتی ماهواره، خودروهای هدف و بالن در دستگاه مختصات ECEF



شکل ۸ - بردار موقعیتی ماهواره، خودروهای هدف و بالن مقید در دستگاه NED

و-ارسال» و مکانیزم APMR2 در مودهای عملیاتی «ردیابی» و «انتظار» قرار گرفته است.

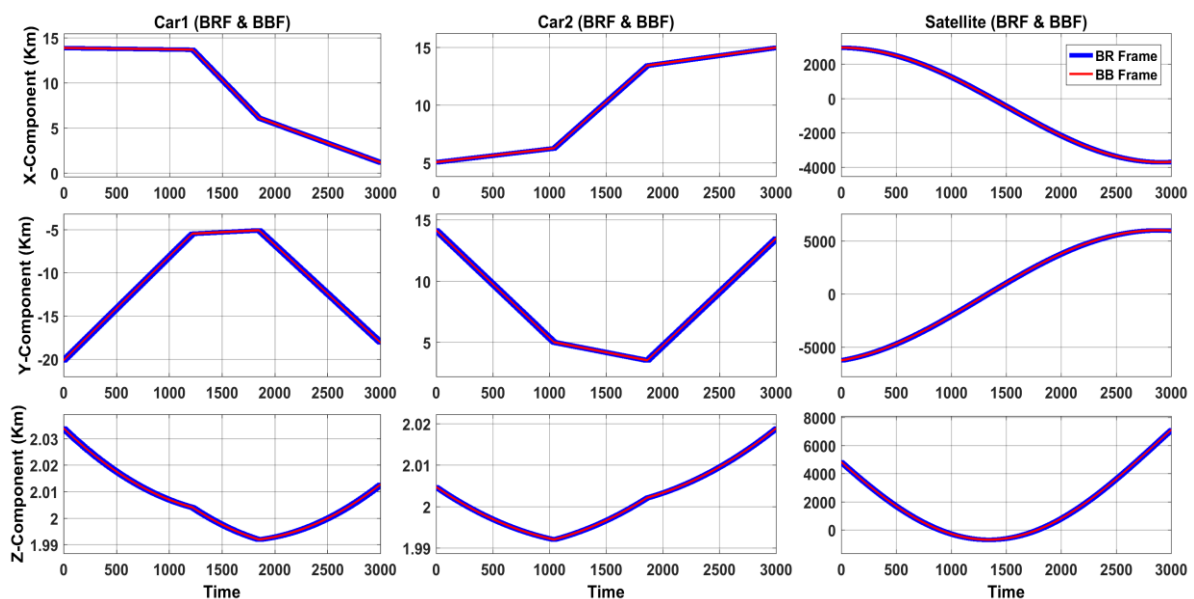
عملکرد مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن در ردیابی مسیرهای مرجع استخراج شده با استفاده از کنترل‌کننده‌ی سطح دینامیک تطبیقی طراحی شده، در شکل (۱۲) نمایش داده شده است. در شکل (۱۳) نیز خطاهای ردیابی در راستاهای قوس‌افقی و قوس‌عمودی مکانیزم‌ها نشان داده شده است. همانطور که از شکل‌های (۱۲) و (۱۳) مشهود است، مکانیزم‌های APM1 و APM2 با استفاده از کنترل‌کننده‌های طراحی شده قادر به ردیابی مسیرهای مرجع استخراج شده با دقت بالا بوده‌اند. در شکل (۱۴) نیز سرعت زاویه‌ای محورهای قوس‌افقی و - قوس‌عمودی مکانیزم‌های APM1 و APM2 نمایش داده شده است. در شکل (۱۵) سیر سپری شده برای تنظیم مقدار بهره‌های تطبیقی K_3 در کنترل‌کننده‌های طراحی شده برای مکانیزم‌های APM1 و APM2 با استفاده از رابطه‌ی (۳۱) نمایش داده شده است. همانطور که از شکل مشهود است، بهره‌های تطبیقی به طور پیوسته با توجه به خطای ردیابی موجود تنظیم شده‌اند.

در شکل (۱۶) نیز سیگنال کنترلی تولید شده برای عملگرهای مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن APM1 و APM2 نمایش داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌گردد سیگنال کنترلی رفتاری نرم داشته و با توجه به قانون تطبیق طراحی شده با پدیده‌ی چترینگ مواجه نگردیده است.

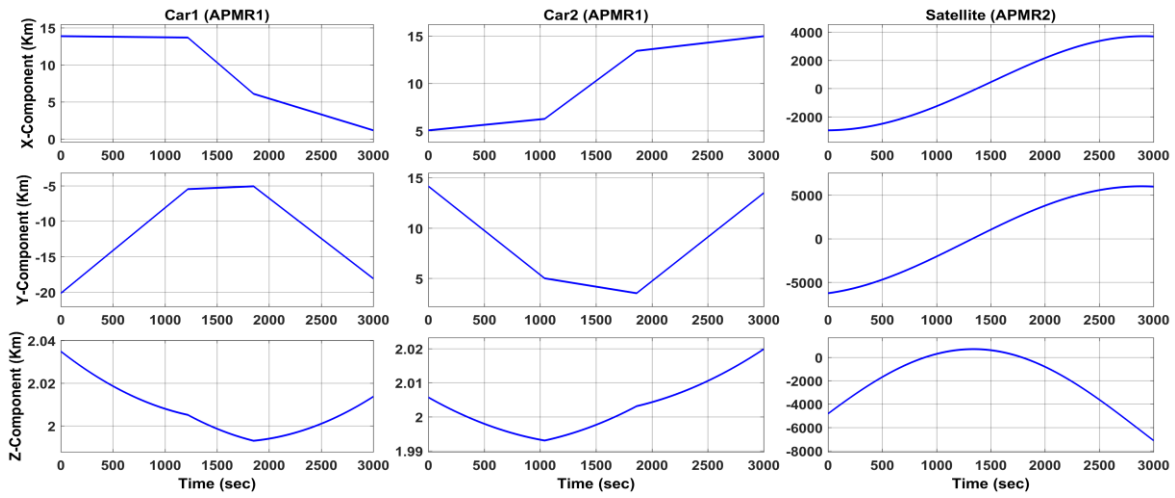
با توجه به فلوجارت نمایش داده شده در شکل (۲)، قدم بعد برای انتقال بردارهای موقعیتی به دستگاه‌های مختصات APMR1 و APMR2، انتقال بردارهای موقعیتی از دستگاه NED به دستگاه مختصات مرجع بالن (BR) و سپس انتقال از این دستگاه به دستگاه مختصات بدنه بالن (BB) می‌باشد. بنابراین با استفاده ماتریس‌های تبدیل بیان شده در [۱۱]، بردارهای موقعیت در دستگاه‌های مرجع بالن (BR) و بدنه بالن (BB) به صورت نمایش داده شده در شکل (۹) استخراج شده‌اند. لازم به ذکر است که با توجه به آنکه فرض شده بدنه بالن در حالت پایدار (عدم انحراف وضعیتی به دلیل شرایط نامساعد جوی) قرار دارد، بردارهای موقعیت در این دو دستگاه یکسان به‌دست آمده‌اند.

در ادامه با توجه به فلوجارت نمایش داده شده در شکل (۲) و استفاده از ماتریس‌های تبدیل ارائه شده در [۱۱]، بردارهای موقعیت خودروهای هدف و ماهواره به ترتیب از دستگاه مختصات بدنه بالن (BB) به دستگاه‌های مختصات APMR1 و APMR2 منتقل شده‌اند که نتیجه حاصله به صورت نمایش داده شده در شکل (۱۰) می‌باشد.

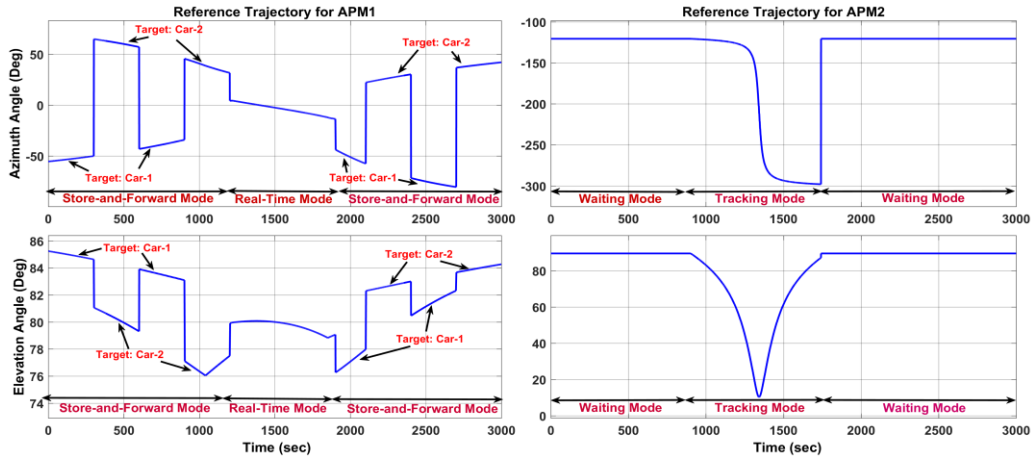
با در اختیار داشتن بردارهای موقعیت خودروهای هدف در دستگاه APMR1 و بردار موقعیت ماهواره در دستگاه APMR2، با استفاده از روابط (۵) تا (۱۲)، مسیرهای مرجع قوس‌افقی و قوس‌عمودی به صورت نمایش داده شده در شکل (۱۱) حاصل می‌گردند. همانطور که در شکل (۱۱) مشهود است، متناسب با فاصله‌ی خودروهای هدف از یکدیگر، مکانیزم APMR1 در مودهای عملیاتی «زمان-حقیقی» و «ذخیره-



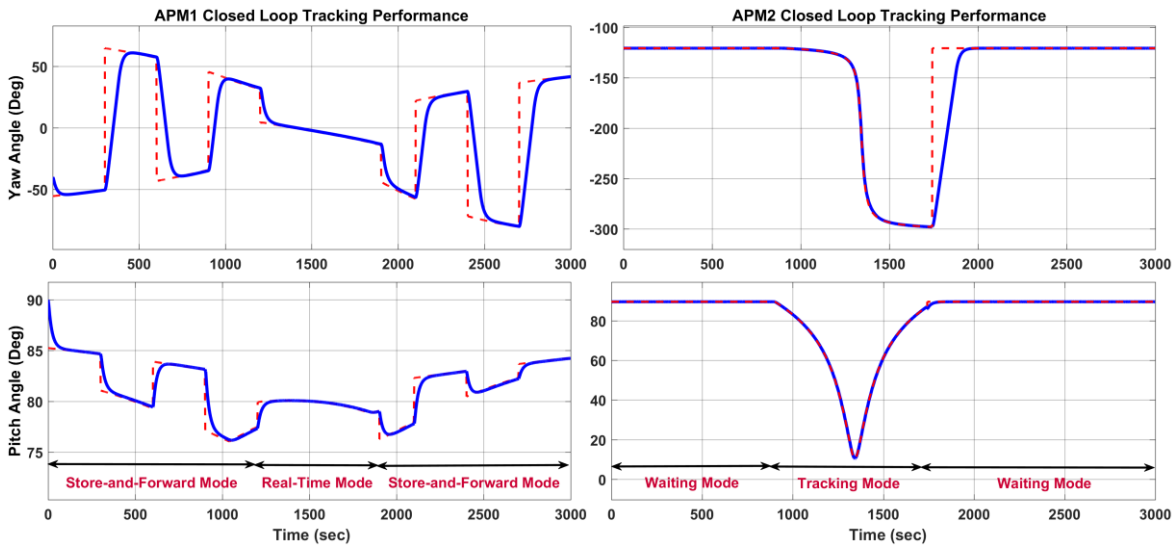
شکل ۹ - بردار موقعیت ماهواره و خودروهای هدف در دستگاه‌های مختصات BR و BB



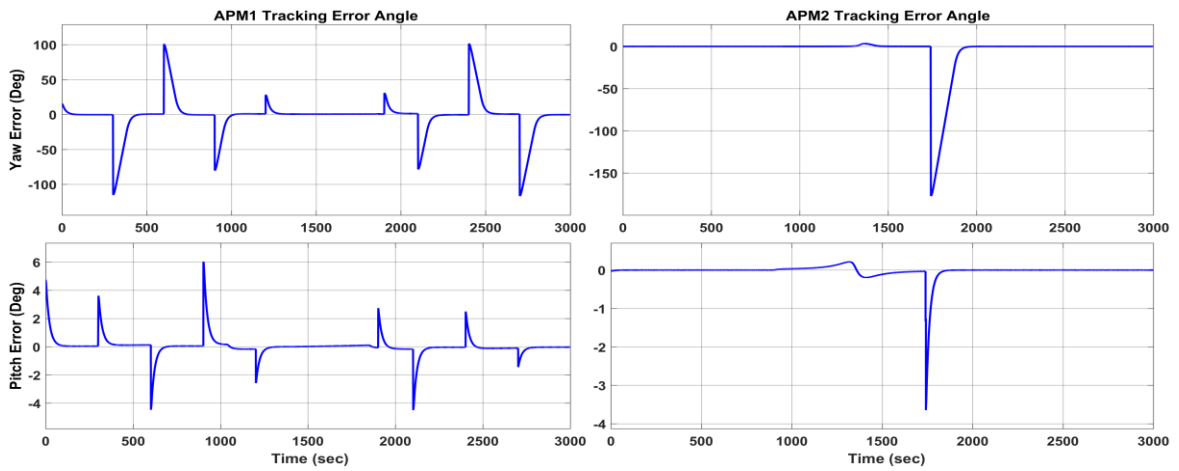
شکل ۱۰ - بردار موقعیت ماهواره و خودروهای هدف به ترتیب در دستگاه‌های مختصات APMR1 و APMR2



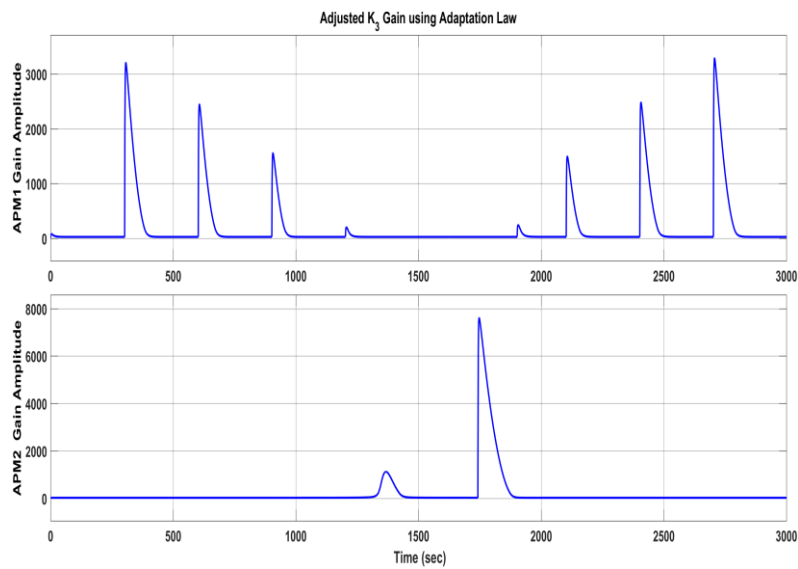
شکل ۱۱ - زوایای قوس افقی و قوس عمودی مرجع مکانیزم‌های نشانروی آنتن APM1 و APM2



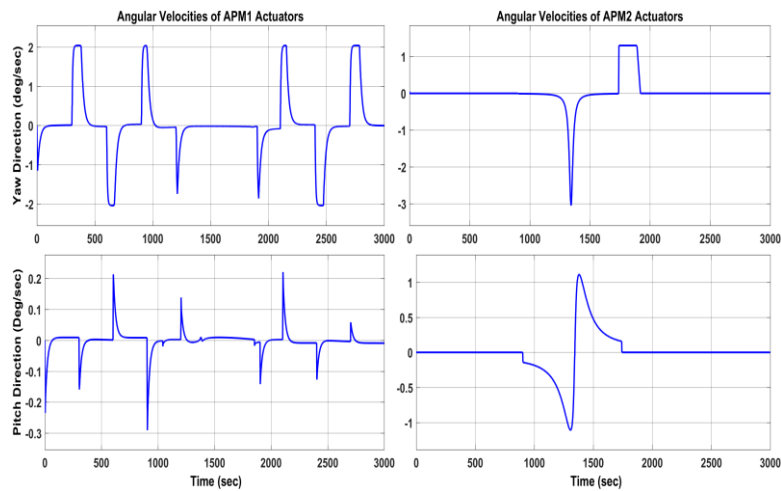
شکل ۱۲ - ردیابی زوایای مرجع استخراج شده توسط مکانیزم‌های نشانروی آنتن APM1 و APM2



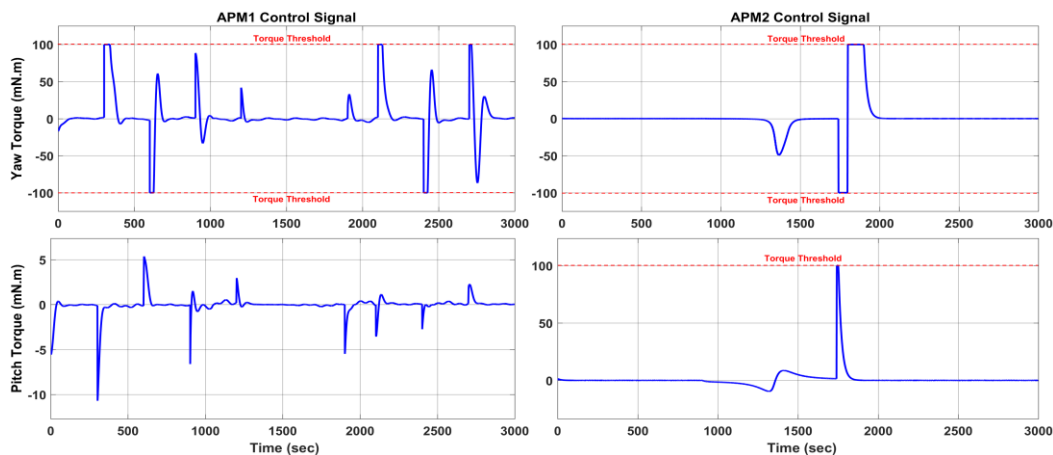
شکل ۱۳ - خطای ردیابی مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن APM2 و APM1 در ردیابی مسیرهای مرجع



شکل ۱۴ - سرعت زاویه‌ای محورهای قوس افقی و قوس عمودی در مکانیزم‌های APM2 و APM1



شکل ۱۵ - بهره‌های کنترلی تنظیم شده توسط قانون تطبیق برای کنترل‌کننده‌های مکانیزم‌های APM2 و APM1



شکل ۱۶ - سیگنال کنترلی تولید شده توسط کنترل کننده سطح دینامیک تطبیقی برای ردیابی مسیرهای مرجع در مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن APM2 و APM1

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] S. A. Khaleefa, S. H. Alsamhi, and N. S. Rajput, "Tethered Balloon Technology for Telecommunication, Coverage and Path Loss," in *IEEE Conference on Electrical, Electronics and Computer Science*, pp. 1–4, 2014.
- [2] A. A. Kanoria and R. S. Pant, "Winged aerostat systems for better station keeping for aerial surveillance," in *IEEE International Conference for Mechanical and Aerospace Engineering*, vol. 1, pp. 433–440, 2012.
- [3] P. Bilaye, V. N. Gawande, U. B. Desa, A. A. Raina, and R. S. Pant, "Low Cost Wireless Internet Access for Rural Areas using Tethered Aerostats," in *IEEE International Conference on Industrial and Information Systems*, pp. 1–5, 2008.
- [4] P. K. Chopra, R. Manchanda, R. Mehrotra, and S. Jain, "A New Topology for Telecom and Broad Band Services in Spars, Remote and Hilly Areas," *WSEAS Trans. Commun.*, vol. 10, no. 9, pp. 273–286, 2011.
- [5] J. L. Hall, "A survey of titan balloon concepts and technology status," 2011.
- [6] S. H. Alsamhi, O. Ma and M. C. Angelides, "Correction to: Performance optimization of tethered balloon technology for public safety and emergency communications," *Telecommunication Systems*, vol. 72, no. 1, pp. 155, 2019.
- [7] M. Oodo *et al.*, "CAPANINA-Communications from Aerial Platform Networks Delivering Broadband Information for All," 2005. [Online]. Available: <https://www.researchgate.net/publication/237397137>.
- [8] R. S. Pant, "Design, fabrication and flight demonstration of a remotely controlled airship for snow scientists," *J. Aerosp. Technol. Manag.*, vol. 6, no. 1, pp. 1–9, 2014.
- [9] R. S. Pant, "Methodology for determination of baseline specifications of a nonrigid airship," *J. Aircr.*, vol. 45, no. 6, pp. 2177–2182, 2008.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، مسئله فراهم نمودن پوشش مخابراتی در یک منطقه‌ای وسیع که به دلیل دور از دسترس بودن یا قرار داشتن در شرایط اورژانسی فاقد بسترهای مخابراتی زمینی است، مورد بحث و بررسی قرار گرفت و استفاده از شبکه‌ای مخابراتی متشکل از یک ماهواره‌ی LEO و یک بالن مقید مجهز به مکانیزم نشانه‌روی بدین منظور پیشنهاد گردید. ساختار شبکه‌ی مخابراتی پیشنهادی قادر است تا ضمن ایجاد و حفظ ارتباط مخابراتی میان کاربران حاضر در منطقه، داده‌های جمع‌آوری شده را به مرکز مدیریت ماموریت که در منطقه‌ای خارج از منطقه‌ی تحت پوشش بالن مقید قرار دارد، ارسال نموده و فرامین مورد نیاز را نیز دریافت نماید. در این مقاله به منظور جهت‌دهی مناسب بیم آنتن‌ها، استفاده از کنترل‌کننده‌ی سطح دینامیک تطبیقی پیشنهاد گردید و پایداری کراندار غایی یکنواخت (UUB) سیستم حلقه بسته نیز تضمین گردید. در این مقاله همچنین به تعریف مودهای عملیاتی مجزا (متناسب با شرایط عملکردی مختلف) برای هر یک از مکانیزم‌های نشانه‌روی آنتن پرداخته شد تا بدین ترتیب هر یک از مکانیزم‌ها، فارغ از شرایط موجود در منطقه، قادر به برآورده‌سازی اهداف ماموریتی خود باشد. با توجه به آنکه سیستم کنترلی باید قادر به انتخاب خودمختار و آن-بورد مود عملیاتی متناسب با شرایط موجود باشد، در این مقاله به طراحی الگوریتم‌های مدیریت مود نیز پرداخته شد و شیوه استخراج مسیرهای مرجع در هر یک از مودهای عملیاتی نیز مورد بحث قرار گرفت. در نهایت، با ارائه‌ی نتایج حاصل از شبیه‌سازی، عملکرد ساختار پیشنهادی در ردیابی مسیرهای مرجع ارائه گردید و نشان داده شد که سیستم کنترلی و الگوریتم مدیریت مود پیشنهادی قادرند بیم آنتن را در شرایط عملیاتی مختلف با دقت بالا به سمت اهداف مورد نظر جهت‌دهی کنند و بدین ترتیب لینک مخابراتی مورد نیاز در شرایط اورژانسی را فراهم سازند.



- [23] N. Kofinas, E. Orfanoudakis, and M. G. Lagoudakis, "Complete Analytical Forward and Inverse Kinematics for the NAO Humanoid Robot," *J. Intell. Robot. Syst. Theory Appl.*, vol. 77, no. 2, pp. 251–264, 2015.
- [24] R. B. Abraham and A. Klimchik, "Combination of geometric and parametric approaches for kinematic identification of an industrial robot," *Robot. Comput. Integr. Manuf.*, vol. 71, 2021.
- [25] W. Xiang and S. Yan, "Dynamic analysis of space robot manipulator considering clearance joint and parameter uncertainty: Modeling, analysis and quantification," *Acta Astronaut.*, vol. 169, pp. 158–169, 2020.
- [26] M. Hadi Barhaghtalab, V. Meigoli, M. R. Golbahar Haghghi, S. A. Nayeri, and A. Ebrahimi, "Dynamic analysis, simulation, and control of a 6-DOF IRB-120 robot manipulator using sliding mode control and boundary layer method," *J. Cent. South Univ.*, vol. 25, no. 9, pp. 2219–2244, 2018.
- [27] Q. Zong, F. Wang, B. Tian, and R. Su, "Robust adaptive dynamic surface control design for a flexible air-breathing hypersonic vehicle with input constraints and uncertainty," *Nonlinear Dyn.*, vol. 78, no. 1, pp. 289–315, 2014.
- [28] M. Chen, G. Tao, and B. Jiang, "Dynamic Surface Control Using Neural Networks for a Class of Uncertain Nonlinear Systems with Input Saturation," *IEEE Trans. Neural Networks Learn. Syst.*, vol. 26, no. 9, pp. 2086–2097, 2015.
- [29] J. Ma, Z. Zheng, and P. Li, "Adaptive Dynamic Surface Control of a Class of Nonlinear Systems with Unknown Direction Control Gains and Input Saturation," *IEEE Trans. Cybern.*, vol. 45, no. 4, pp. 728–741, 2015.
- [30] X. Shi, Y. Cheng, C. Yin, X. Huang, and S. ming Zhong, "Design of adaptive backstepping dynamic surface control method with RBF neural network for uncertain nonlinear system," *Neurocomputing*, vol. 330, pp. 490–503, 2019.
- [31] X. Xia and T. Zhang, "Robust adaptive quantized DSC of uncertain pure-feedback nonlinear systems with time-varying output and state constraints," *Int. J. Robust Nonlinear Control*, vol. 28, no. 10, pp. 3357–3375, 2018.
- [32] X. Xia and T. Zhang, "Adaptive output feedback dynamic surface control of nonlinear systems with unmodeled dynamics and unknown high-frequency gain sign," *Neurocomputing*, vol. 143, pp. 312–321, 2014.
- [33] N. Wang, T. Zhang, Y. Yi, and Q. Wang, "Adaptive control of output feedback nonlinear systems with unmodeled dynamics and output constraint," *J. Franklin Inst.*, vol. 354, no. 13, pp. 5176–5200, 2017.
- [10] L. Coy, M. R. Schoeberl, S. Pawson, S. Candido, and R. W. Carver, "Global Assimilation of Loon Stratospheric Balloon Observations," *J. Geophys. Res. Atmos.*, vol. 124, no. 6, pp. 3005–3019, 2019.
- [11] M. Fathi and J. Ranjbar, "Extensive Regional Telecommunications Coverage in Emergency Condition using Tethered-Balloon Equipped with Antenna Pointing Mechanism – Part 1: Kinematic and Dynamic Modeling," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 15, nom. 52, issue 2, 2022. (In Persian)
- [12] S. H. Alsamhi, S. K. Gupta, and N. S. Rajput, "Performance evaluation of broadband service delivery via tethered balloon technology," *ICIIS 11th Int. Conf. Ind. Inf. Syst.*, vol. 2018-Janua, pp. 133–137, 2016.
- [13] J. E. Allnutt and T. Pratt, *Satellite communications*, 3rd Editio. 2019.
- [14] Inc Ibp, *World Telecom Companies (Operators) Directory Volume 1 Satellite Communication: Strategic Information and Contacts*. IBP USA, 2017.
- [15] A. G. Stove, M. S. Gashinova, S. Hristov, and M. Cherniakov, "Passive Maritime Surveillance Using Satellite Communication Signals," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 53, no. 6, pp. 2987–2997, 2017.
- [16] H. B. Li, T. Takahashi, M. Toyoda, Y. Mori, and R. Kohno, "Wireless body area network combined with satellite communication for remote medical and healthcare applications," *Wirel. Pers. Commun.*, vol. 51, no. 4, pp. 697–709, 2009.
- [17] T. C. Chan, J. Killeen, W. Griswold, and L. Lenert, "Information technology and emergency medical care during disasters," *Acad. Emerg. Med.*, vol. 11, no. 11, pp. 1229–1236, 2004.
- [18] M. Z. Hussain and R. Q. Ahmed, "Space Programs of India and Pakistan: Military and Strategic Installations in Outer Space and Precarious Regional Strategic Stability," *Space Policy*, vol. 47, no. October 2017, pp. 63–75, 2019.
- [19] International Telecommunication Union Focus Group, "Technical Report on Telecommunications and Disaster Mitigation," 2013.
- [20] H. Tumber and F. Webster, *Journalists under Fire: Information War and Journalistic Practices*. 2006.
- [21] Airbus Organization, "Data Sheet: www.space-airbusds.com/en/equipment/antenna-pointing-mechanismequipment-n5x.html," 2020.
- [22] SSTL Organization, "Data Sheet: www.sstl.co.uk/getattachment/8627793a-3713-4bca-a720-9b28d8d06748/High-Gain-X-Band-Antenna-Pointing-MechanismTitle," 2020.