

(علمی-ترویجی)

طراحی مفهومی بادبان فضایی کاهش مدار برای ماهواره‌های مدار لئو

هدف اصلی از انجام این پژوهش، ارائه یک روند طراحی به منظور طراحی بادبان کاهش مدار برای ماهواره‌های مستقر در مدارهای ارتفاع پایین (لئو) با در نظر گرفتن الزامات مأموریت است. در این راستا، ابتدا الزامات و ملاحظات طراحی بادبان کاهش مدار مورد مطالعه قرار گرفته است. در ادامه، مدل‌های اتمسفری متفاوت و روابط لازم برای طراحی اولیه بادبان کاهش مدار ارائه شده است. سپس، به کمک ابزار Life-time در نرم افزار STK زمان کاهش مدار چندین ماهواره با نسبت‌های جرم به سطح متفاوت، با استفاده از سه مدل تراکم اتمسفری استاتیکی و دینامیکی Harris-priester، Jacchia-Roberts و MSISE2000؛ ارتفاع اولیه ۷۰۰ و ۸۰۰ کیلومتری محاسبه شد. از این اطلاعات در بخش طراحی ابعاد بادبان مناسب جهت خارج کردن ماهواره‌ای با ابعاد و جرم مشخص (مطابق سناریو از پیش تعریف شده) از مدار لئو استفاده می‌شود. در انتها با استفاده از روابط و نمودارهای ارائه شده، برای مدارزدایی یک ماهواره ۲۰ کیلوگرمی از ارتفاع اولیه ۸۰۰ کیلومتری بادبانی با نسبت جرم به سطح 0.01 کیلوگرم بر متر طی یک روند منظم طراحی شده است. هندسه این بادبان به منظور بهینه بودن به شکل مربع و مبتنی بر ۴ تیرک نگهدارنده انتخاب شده است. این هندسه با مصالحه بین دو المان ۱-قابلیت اطمینان و ۲- انعطاف‌پذیری انتخاب شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که بادبان طراحی شده قادر است الزامات مأموریت سیستم مدارزدایی را برآورده ساخته و ماهواره را طی مدت $3/6$ سال از مدار خارج کند.

واژه‌های کلیدی: بادبان کاهش مدار، بازگشت به جو، مدل اتمسفری، زباله فضایی، مدارزدایی

Drag Sail Conceptual Design for Satellite Orbit Reduction in Low Earth Orbit

The main purpose of this paper is to provide a regular design process of drag sail for deorbiting a satellite in LEO orbit concerning the mission requirements. In this regard, the design requirements and manufacturing considerations of the drag sail have been studied at first. The paper continued with different atmospheric models and the necessary equations for the initial design of the drag sail. Then, with the help of the Life-Time (LT) tool in STK software, the deorbiting time of several satellites with different mass to surface ratios from two initial altitudes of 700 and 800 km was obtained. In this calculation, three models of static and dynamic atmospheric density: Harris-Priester, Jacchia-Roberts, and MSISE2000, have been used. Usually, these data and pieces of information are using to design the suitable sail specifications (size, shape and, mass) to remove satellites from the Leo orbit. Finally, using the presented equations and provided diagrams, a drag sail is designed to deorbit a 20 kg satellite from an initial height of 800 km with a mass to surface ratio of 0.01 kg/m. The geometry of this sail is selected in a square shape and based on four beams. This geometry is chosen by compromising between the two elements of reliability and flexibility. The simulation results show that the designed sail can meet the mission requirements of the deorbiting system and take the satellite out of orbit within 3.6 years.

Keywords: Orbit Reduction Sail, Re-entry, Atmospheric Model, Space Debris, De-orbiting

علی کتیری^{۱*}، فرهاد فانی صابری^{۲**} و
روژین شکری خانقاه^{۱***}

۱- دانشگاه صنعتی امیر کبیر، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
۲- دانشگاه صنعتی امیر کبیر، پژوهشگاه علوم و فناوری فضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، کدپستی: ۱۵۹۱۶۳۴۳۱۱

* دانشجوی دکتری

** استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

f.sabery@aut.ac.ir

*** دانشجوی کارشناسی ارشد

A. Kasiri^{۱*}, F. Fani Saberi^{۲**}, and R. Shokri Khanghah^{۱***}

1- Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Postal Code: 1591634311, Tehran, IRAN

2- Space Science and Technology Institute, Amirkabir University of Technology, Tehran, IRAN

*Ph.D. Student

** Assistant Professor
(Corresponding Author): Email:

f.sabery@aut.ac.ir

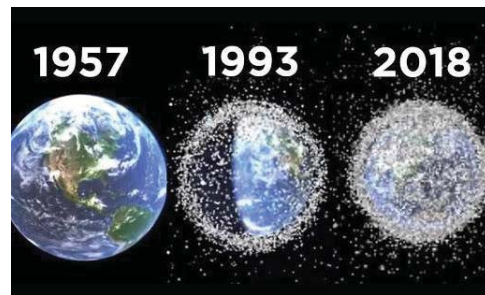
***M.Sc. Student

۱- مقدمه

به واسطه این مخاطرات، جامعه جهانی در صدد وضع قوانینی به منظور کاهش زباله‌های فضایی بر آمده است. در این راستا شرکت یا سازمان ارسال کننده ماهواره، در پایان مأموریت فضایی ملزم به خارج کردن ماهواره از مدار شده است. همچنین، شرکت‌های دولتی و خصوصی متعددی در سراسر دنیا شروع به ساخت فضاپیماهایی با قابلیت حذف زباله‌های فضایی به روش فعال کرده‌اند. به طور مثال، ایده استفاده از تورهای فضایی برای گرفتن ماهواره‌های بزرگ مرده و خارج کردن آن‌ها از مدار [۳]، استفاده از نيزه فضایی برای شکار کردن زباله‌های بزرگ و یدک کشیدن آن‌ها به منظور خارج کردنشان از مدار [۴] و در نهایت استفاده از ربات فضایی [۵] گوشه‌ای از تلاش محققان و نقش آفرینان در حوزه پاکسازی محیط فضا است. شکل ۲ به طور شماتیک انواع سیستم‌های طراحی شده برای حذف زباله فضایی را به تصویر کشیده است. اگرچه این روش‌ها برای حذف زباله‌های انباشته در مدار مفید هستند، اما صرفاً اتکا به آن‌ها برای پاکسازی محیط فضا کافی نیست. بنابراین، ماهواره‌هایی که هم‌اکنون یا در آینده به مدار ارسال می‌شوند، باید در انتها عمر عملیاتی خود از مدار خارج شوند. اگرچه سیستم پیشران‌ش مبتنی بر تراسترهای گاز سرد مدتی است که برای این منظور مورد استفاده قرار می‌گیرد اما به واسطه هزینه، جرم و پیچیدگی که به پروژه اعمال می‌کنند همواره بهترین راه حل نیستند [۶]. در دهه اخیر، روش نوینی در کنترل برخی از المان‌های مدارهای ماهواره به کمک بادبان‌های فضایی (بادبان نوری یا فوتونی) به وجود آمده است که نسبت به سایر روش‌ها بسیار به صرفه است. استفاده از این بادبان‌ها به واسطه عدم نیاز به سوخت، توان الکتریکی و مکانیزم‌های بزرگ، سادگی، ارزان و سبک بودن از اهمیت ویژه‌ای در میان انواع روش‌های مدارزدایی برخوردار است [۲]. این روش در مورد مدارهای ارتفاع پایین (کمتر از ۸۰۰ کیلومتر) که در آنجا اتمسفر از تراکم بیشتری برخوردار است به طور مخصوصی مفید و مؤثر واقع می‌شود.

در یک دسته‌بندی کلان می‌توان بادبان‌های فضایی را به دو دسته تقسیم کرد. دسته اول عبارت است از بادبان خورشیدی که ابعاد بسیار بزرگی دارند و به کمک شتاب ناشی از فشار تشعشعات خورشیدی (برخورد فوتون‌ها و اتم‌های گسیل شده از خورشید) نیروی لازم برای حرکت ماهواره را فراهم می‌کنند. بادبان‌های خورشیدی را می‌توان به عنوان یک جلوبرنده در سفرهای بین سیاره‌ای (برای دور شدن از خورشید) و حتی مطالعه خورشید (نزدیک شدن به خورشید) استفاده کرد. وابستگی عملکرد بادبان‌های خورشیدی به فاصله از خورشید و همچنین مقدار کم نیروی پیشران تولید شده توسط آن‌ها

از آغاز عصر فضا (۱۹۵۷ میلادی) تاکنون هزاران ماهواره به مدار تزریق شده‌اند. برخی از آن‌ها در مدت چند ماه و برخی دیگر تا چند سال در مدار باقی ماندند. امروز بیشتر از ۴,۵۰۰ ماهواره فعال در مدار قرار دارد و نزدیک به ۱۴,۱۳۴ زباله به طور پیوسته رهگیری می‌شوند. در این بین حدود ۲۱,۰۰۰ قطعه زباله با اندازه تقریبی ۱۰ سانتیمتر در مدار سرگردانند که اتفاقاً مسبب اصلی اکثر خسارات نیز همین گروه هستند. با احتساب میلیون‌ها زباله با قطر کمتر از ۵ سانتیمتر که قابل رهگیری نیستند، می‌توان گفت بشر طی ۵۰ سال نخست فعالیت فضایی خود معادل ۸,۰۰۰ تن زباله در فضا قرار داده است. از آنجاکه در گذشته تمهیداتی مبتنی بر حذف ماهواره‌ها از مدار در پایان عمر خدماتیشان اندیشیده نشده بود، بنابراین برخی از ماهواره‌ها حتی ۱۵ سال بعد از مرگشان همچنان در مدار باقی می‌مانند. تراکم این زباله‌ها در مدار لئو به حد خطرناکی رسیده است که اگر بشر برای پاکسازی این مدار چاره‌ای نیندیشد در آینده نزدیک متحمل خسارات بزرگی خواهد شد [۱]. این زباله‌ها که در گستره ابعادی وسیعی (از یک پیچ گرفته تا اجزا جدا شده از ماهواره‌ها، مرحله آخر پرتابگرها و ماهواره‌های مرده) در فضا وجود دارند، علاوه بر فعالیت‌های فضایی آینده، خطر بزرگی برای ماهواره‌هایی فعلی موجود در مدار نیز به شمار می‌روند. این موضوع وقتی به وخامت می‌رسد که می‌فهمیم حتی اگر فعالیت‌های فضایی بشر متوقف شود و دیگر هیچ فضاپیمایی به مدار لئو تزریق نشود، همچنان به تعداد زباله‌های فضایی افزوده خواهد شد. این موضوع به دلیل انفجار ماهواره‌های درون مدار یا برخورد زباله‌های موجود در مدار با یکدیگر رخ می‌دهد [۲]. وجود زباله در برخی از مدارات خاص مانند مدار مولنیا ممکن است به پدیده دومینو فضایی منجر شود. به این معنا که وجود زباله در چنین مدارهایی می‌تواند باعث برخورد‌های زود هنگام و افزایش تعداد زباله با سرعت بسیار زیاد در همه مدارها ختم شود. شکل ۱ به طور شماتیک انباشت زباله در فضا را طی فعالیت تقریباً ۵۰ ساله انسان نشان می‌دهد.



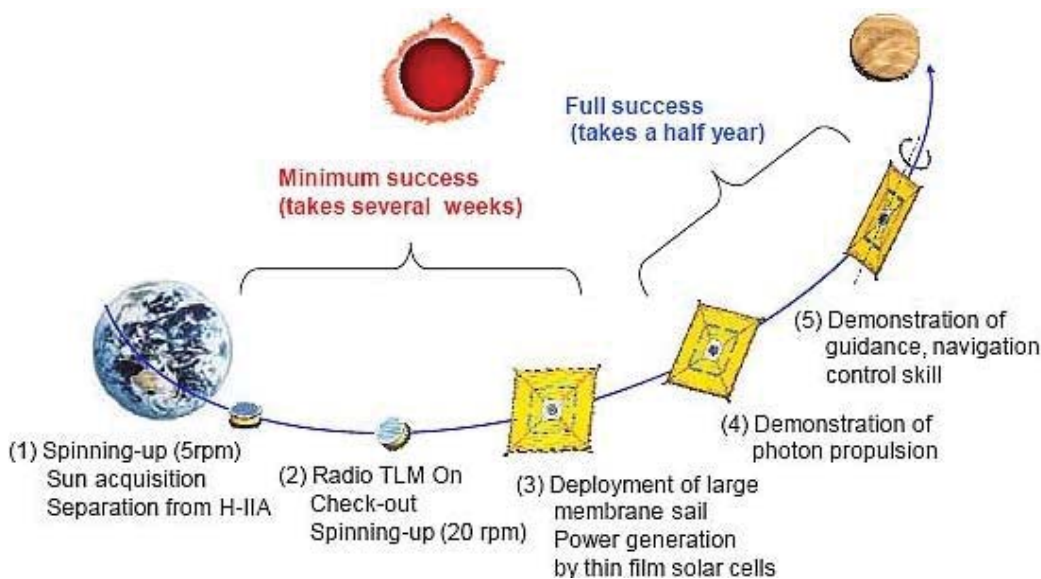
شکل (۱): افزایش زباله‌های فضایی در ۵۰ سال گذشته.

دسته دوم عبارتست از بادبان کاهش مدار که با اتکا به نیروی پسی اتمسفر زمین [۱] از سرعت مداری ماهواره می‌کاهد. این بادبان جایگزین بهینه و به صرفه‌ای برای تراسترهای گازی بوده و قابل استفاده در انواع ماهواره‌ها (نانوماهواره‌ها و میکروماهواره‌ها) می‌باشد و تمرکز این پژوهش نیز معطوف به این دسته است. این نوع بادبان‌ها برای کاهش ارتفاع ماهواره در فاز بازگشت به جو (در انتهای طول عمر خدماتی ماهواره) مورد استفاده قرار می‌گیرند و در طول عمر خدماتی ماهواره عملاً غیرفعال هستند. پس از باز شدن بادبان، افزایش سطح عمود بر جریان هوا موجب افزایش نیروی پسا و کاهش سرعت مداری ماهواره می‌شود که این موضوع عامل اصلی کاهش ارتفاع و در نهایت مدارزدایی ماهواره است. بنابراین، هرچه سطح بادبان بزرگتر باشد از عملکرد بهتری در کاهش ارتفاع برخوردار خواهد بود [۲]. بدیهی است که افزایش ارتفاع مدار (کاهش چگالی اتمسفر) به ضعف عملکرد بادبان کاهش مدار منجر می‌شود. نمونه‌ای از بادبان کاهش مدار در شکل ۴ نمایش داده شده است. در این شکل نسبت ابعاد بادبان در مقایسه با ابعاد خود ماهواره به خوبی مشخص است. اگرچه بادبان‌های فضایی از منظر ساختار و المان‌های تشکیل دهنده کاملاً یکسان نیستند اما اجزا و المان‌های حیاتی آن‌ها مشابه است. در شکل ۵ المان‌های اساسی و کلیدی بادبان کاهش مدار معرفی شده است.

به عنوان دو نقطه ضعف اساسی این محصول فضایی به شمار می‌رود. در شکل ۳ طرح مفهومی سفر بین سیاره‌ای به کمک بادبان خورشیدی به صورت شماتیک نشان داده شده است. مسئله مهم در استفاده از بادبان خورشیدی، کنترل زاویه بین صفحه بادبان و بردار خورشید است [۷]. لازم به ذکر است که از این نوع سیستم پیشران نمی‌توان در مدارهای نزدیک به زمین استفاده کرد چراکه نیروی پیشران حاصل از بادبان خورشیدی آنقدر ناچیز است که قادر به غلبه بر جاذبه سیاره و پسی حاصل از اتمسفر آن نخواهد بود.

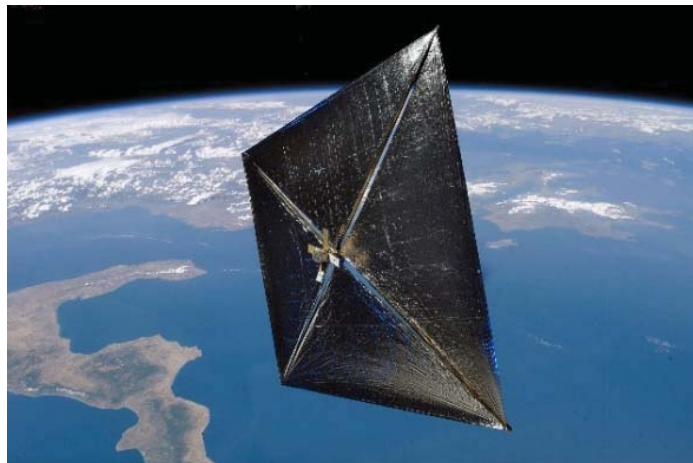


شکل (۲): حذف زباله‌های فضایی به روش فعال (از بالا به پایین: نیزه، ربات و تور فضایی نمایش داده شده‌اند).

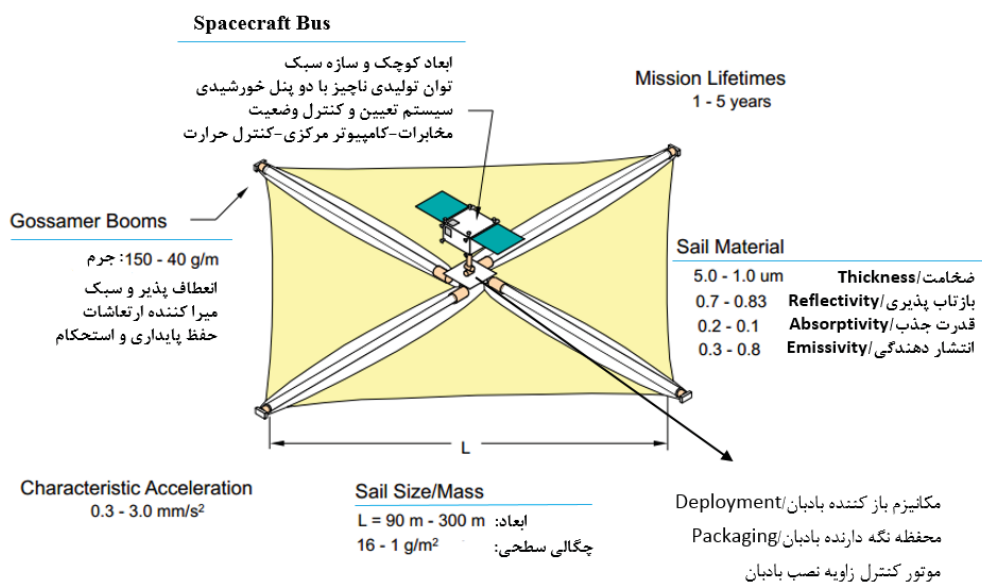


شکل (۳): سفر بین سیاره ای به کمک بادبان خورشیدی.

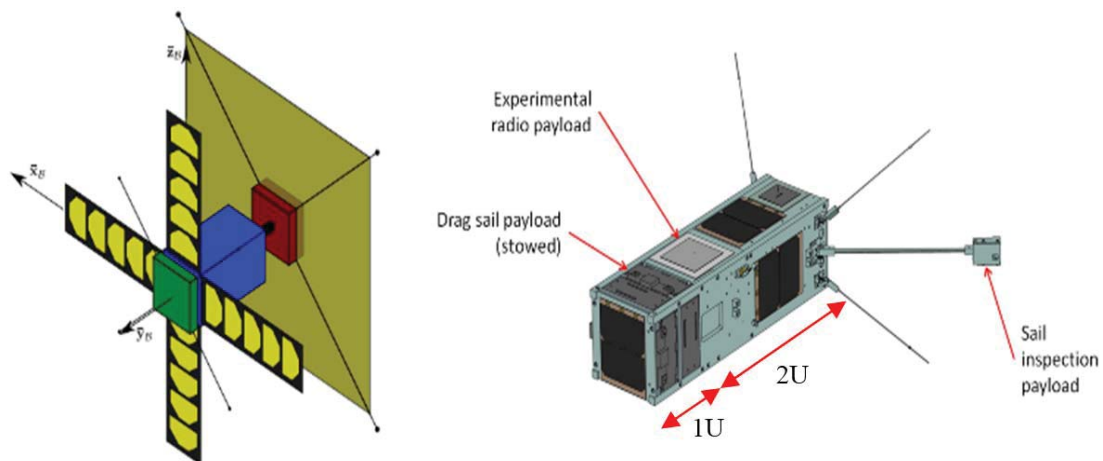
(علمی-ترویجی)
علی کنیری، فرهاد فانی صابری و روزین شکری خانقاه



شکل (۴): حذف زباله‌های فضایی به کمک تاسواره.



شکل (۵): اجزا بادبان کاهش مدار.



شکل (۶): تاسواره مجهز به بادبان کاهش مدار.

$$\sigma_{sail} = \frac{m_s}{S_s} \quad (1)$$

با احتساب جرم ماهواره، چگالی سطحی بادبان به حدود 0.1 تا 1 کیلوگرم بر متر مربع می‌رسد.

$$\sigma_{tot} = \frac{m_s + m_{sat}}{S_s} \quad (2)$$

در رابطه (۲)، m_s ، S_s و m_{sat} به ترتیب معرف جرم بادبان، مساحت بادبان و جرم ماهواره است.

مسئله مهم دیگر در طراحی بادبان کاهش مدار مربوط به انتخاب هندسه آن است. هندسه بادبان می‌تواند باعث ناپایداری ماهواره، چرخش بدنه ماهواره و حتی فرود ماهواره با پروفیل کاهش ارتفاع خاص شود. ماهواره‌های دارای بادبان از لحاظ ظاهری به سه نوع کلی تقسیم می‌شوند. بادبان مربعی، دیسک چرخان و هلیو جیرو. هر کدام از این بادبان‌ها برای به وجود آوردن نیروی پسا (برای کاهش مدار) یا پیشران (برای پیشران خورشیدی) دارای ویژگی‌های خاصی هستند که در ادامه به بررسی آن‌ها پرداخته خواهد شد.

• **دیسک چرخان:** راحت‌ترین راه برای ایجاد یک سطح بزرگ استفاده از این هندسه است. در صورت استفاده از این بادبان می‌توان از یک مکانیزم ساده برای باز شدن آن استفاده کرد. در این حالت کافی است بند یا مهار قرار داده شده به دور بادبان باز شود، سپس ماهواره با یک سرعت زاویه‌ای آرام و ثابت می‌چرخد که باعث ایجاد نیروی گریز از مرکز می‌شود و بادبان را از تمامی جهات به بیرون می‌کشد و در نتیجه بادبان را کاملاً گسترده و محکم نگه می‌دارد. هر چه اندازه بادبان در نرخ چرخش ثابت بزرگتر باشد، بادبان مقاوم‌تر خواهد بود چراکه شتاب گریز از مرکز بیشتری احساس می‌کند. به عنوان مزیت این روش می‌توان گفت که ماهواره چرخان تکانه زاویه‌ای بزرگی دارد که حساسیت ماهواره در برابر گشتاورهای اغتشاشی را کمتر می‌کند.

• **بادبان‌های مربعی:** متداول‌ترین هندسه بادبان‌های کاهش مدار هندسه مربعی است. این هندسه که حداقل از 4 تیر نگه‌دارنده و 4 قسمت مثلثی تشکیل می‌شود، از منظر طراحی و ساخت نیز ساده‌تر از سایر هندسه‌ها است. تیرک‌ها یا بوم‌های این بادبان صاف هستند و قابلیت خم شدن و انعطاف پذیری دارند تا بادبان بتواند به سادگی جمع شده و در محفظه خود قرار گیرد. برخلاف بادبان دیسک چرخان، در این حالت دیگر نیاز نیست که ماهواره برای باز شدن و گسترده نگهداشتن بادبان در حین فرآیند مدارزدایی بچرخد.

در مراجع [۱-۲] و [۸] به شکل مفصل به بررسی تعداد زیادی از ماهواره‌ها از قبیل: Sun-Light-sail, Znamya2.5, jammer, Sun-Gossamer, Inflate-sail, IKAROS, blazer, NABEO, PW-sat2, DeOrbit-sail, NEA-Scout, CanX-7 (Pride of Bavaria) پرداخته شده است که از بادبان کاهش مدار بهره می‌برند. موضوع قابل توجه در مورد بادبان کاهش مدار این ماهواره‌ها هندسه بادبان است که عموماً به صورت مربع یا لوزی طراحی شده‌اند. البته انتخاب این هندسه تصادفی نبوده و نکته ظریفی در رویکرد انتخاب هندسه بادبان وجود دارد که در ادامه به آن پرداخته خواهد شد.

۲- ملاحظات طراحی بادبان کاهش ارتفاع

جرم و حجم کم بادبان‌های فضایی و عدم نیاز به مصرف سوخت و یا توان الکتریکی، از کلیدی‌ترین مزیت آن‌ها نسبت به سایر روش‌های قابل استفاده برای فرآیند مدارزدایی است. مخصوصاً در مورد تاسواره‌ها و نانوماهواره‌ها که الزامات و قیود سخت‌گیرانه‌ای بر وزن و ابعاد آن‌ها حاکم است، بادبان کاهش مدار بهترین انتخاب به عنوان سیستم مدارزدایی به شمار می‌رود. به واسطه مزایای متعدد و انعطاف‌پذیری منظومه ماهواره‌ای متشکل از تاسواره‌ها، استفاده از آن‌ها رو به افزایش است و این کلاس از ماهواره‌ها قطعاً در آینده نقش بسیار پر رنگی در اقتصاد فضا بازی خواهند کرد. از سوی دیگر، تاسواره‌ها به واسطه ابعاد کوچکی که دارند عمر مداری بسیار بیشتری نسبت به ماهواره‌های بزرگ دارند و اگر در پایان مأموریت از مدار خارج نشوند تا سال‌ها به عنوان زباله در مدار باقی می‌مانند. از این‌رو، یافتن روش‌های بهینه و به‌صرفه برای حذف این ماهواره‌ها از مدار توجه بسیاری از محققان را به خود جلب کرده است. بادبان کاهش مدار به واسطه مزایا مذکور همچنان بهترین گزینه برای مدارزدایی تاسواره‌ها است. همانطور که در شکل ۶ نشان داده شده است، تنها یک واحد (IU) از تاسواره‌ای با ابعاد 3U به بادبان تعلق پیدا می‌کند.

بادبان‌های کاهش مدار باید چگالی سطحی (نسبت جرم به سطح) کمی داشته باشند. چراکه مدت زمان مدارزدایی یک ماهواره به کمک بادبان به شدت وابسته به نسبت جرم به سطح آن است. به عبارت دیگر، در یک جرم ثابت هرچه سطح بادبان کاهش مدار بیشتر باشد به همان نسبت سرعت مدارزدایی افزایش می‌یابد. چگالی سطحی بادبان‌های کاهش مدار از منظر مطالعات آماری عموماً حدود 0.01 تا 0.1 کیلوگرم بر متر مربع است [۱]. نحوه محاسبه چگالی سطحی بادبان کاهش مدار در رابطه (۱) ارائه شده است [۸].

1. Square Sail
2. Spinning Disc Sail
3. Heliogyro

(علمی-ترویجی)

علی کنیری، فرهاد فانی صابری و روزین شکری خانقاه

قابلیت کنترل کردن
وضعیت و موقعیت
ماهواره

شکل (۷): ساختار مربعی و دایروی بادبان کاهش مدار.

بنابر آنچه تا کنون مطرح شد می‌توان ادعا کرد که تعیین مساحت بادبان یک مساله مستقل از انتخاب هندسه آن نیست. هندسه‌هایی که مساحت غیر مؤثر^۵ کمتری دارند (دیسک چرخان) از نسبت جرم به سطح کمتری برخوردار بوده و از منظر ملاحظات سازه‌ای و جرمی مناسب‌تر هستند. به عنوان یک مقایسه کلی میان مساحت بادبان‌های خورشیدی و بادبان‌های کاهش مدار باید گفت مساحت بادبان‌های خورشیدی بسیار بیشتر از مساحت بادبان‌های کاهش مدار است. چراکه این نوع بادبان باید بتواند در فواصل بسیار دور از خورشید نیز نیروی پیشران کافی برای طی مسیر مشخص خود را تأمین کند.

مسئله بهینگی هندسه بادبان فضایی از دو پارامتر ۱- قابلیت اطمینان و ۲- مقاومت سازه تأثیر می‌پذیرد. با افزایش تعداد تیرک‌های سازه بادبان، قابلیت اطمینان آن افزایش می‌یابد اما انعطاف‌پذیری آن کاهش و در نتیجه احتمال شکنندگی قوت می‌گیرد. به طور مثال، در صورت از دست رفتن یکی از تیرک‌های هندسه مثلثی، دو سوم بادبان غیر مؤثر خواهد شد اما در صورت از دست رفتن یکی از تیرک‌های هندسه مربعی، نیمی از بادبان غیر مؤثر می‌شود. بنابراین، افزایش تعداد تیرک‌ها معادل افزونگی

هلیوجایرو: در این هندسه از ۴ پره یا نوار بسیار بلند استفاده می‌شود. این نوع از طراحی پیچیدگی‌های تغییر وضعیت (چرخش تیرک‌ها برای ایجاد نیروی کنترلی وضعی) و باز کردن بادبان را کاهش می‌دهد چراکه چهار بادبان به یکدیگر متصل نیستند. اما از طرفی در یک طول مشخص، سطح کمتری را تولید می‌کند که این باعث کاهش نیروی پسا و شتاب بازدارنده می‌شود. بنابراین، در مقایسه با سایر هندسه‌ها برای ایجاد شتاب مشابه، نیاز به طول بلندتری از نوار می‌باشد. این پره‌ها را پس از باز شدن می‌توان با چرخش ماهواره و ایجاد نیروی گریز از مرکز یا فقط با اتکا به نیروی گرادیان جاذبه پایدار و گسترده نگه داشت. اگر پره‌ها قابلیت چرخش در حالات مختلف را داشته باشند (فعال باشند)، در جهات مختلف گشتاور ایجاد کرده و در نتیجه می‌توان وضعیت ماهواره را با استفاده از کنترل فعال^۴ تغییر داد [۱]. البته به طور معمول از این طراحی برای بادبان کاهش مدار استفاده نمی‌شود و این هندسه بیشتر در مورد بادبان خورشیدی مورد توجه قرار می‌گیرد.

معایب و مزایا هندسه‌های مختلف بادبان کاهش مدار در جدول ۱ ارائه شده است. در شکل ۷ به ترتیب از سمت راست به چپ، هندسه مربعی، دیسک چرخان و هلیوجایرو نشان داده شده است [۸].

جدول (۱): معایب و مزایا هندسه‌های مختلف بادبان کاهش مدار.

هندسه بادبان	مزایا	معایب
	طراحی ساده	
دیسک	بی تفاوت نسبت به انحراف مرکز جرم و مرکز فشار	چرخیدن بدنه ماهواره
چرخان	مکانیزم بازکننده ساده	تغییرات آهسته تکانه زاویه‌ای
مربعی	پایداری بدنه ماهواره	نیاز به تیرهای محکم
	قابلیت اطمینان و انعطاف پذیری مناسب	حساس به تغییرات مرکز جرم و مرکز فشار
هلیوجایرو	دارای سطوح کنترلی بزرگ	کاهش سطح مؤثر بادبان

4. Active Attitude Control

5. Uneffective Area

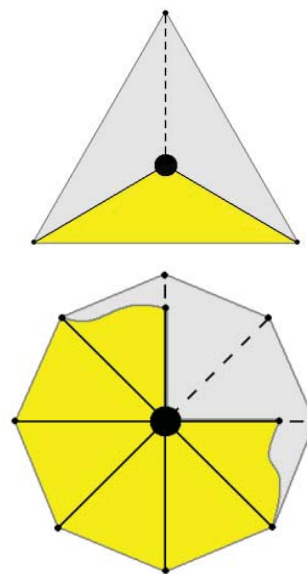
باز شونده آن به شدت متأثر از مساحت، هندسه و تعداد تیرک‌های بادبان است. به طور مثال، دو الگو اصلی و کلاسیک برای جمع کردن بادبان، الگوی چین دار^۷ و الگوی میورا-اوری^۸ است.

از الگوی میورا-اوری در مواقعی استفاده می‌شود که تعداد تیرک‌های بادبان زیاد نباشد. چراکه در صورت ازدیاد تعداد تیرک‌ها فشار زیادی به سازه بادبان وارد خواهد شد. این الگو که از برگ درختان الهام گرفته شده است و برای بادبان با هندسه مربعی بسیار پرکارده خواهد بود. در این الگو، تیرک‌ها خم شده و بادبان مطابق روش خاصی (شکل ۹) جمع می‌شود. مشکل اصلی این الگو حساس بودن آن در برابر تغییرات دما است. دما حدود پنج هزار بار در طول سال تغییر می‌کند و این تغییرات بر روی مقاومت تیرک‌ها تأثیر گذاشته و سختی خمشی آنها را متأثر می‌سازد.

سخت‌افزاری بوده و به قابلیت اطمینان بادبان می‌افزاید. اما افزایش بیش از حد تعداد تیرک‌ها به صلب شدن و شکننده شدن سازه منجر می‌شود. شکل ۸ برای مقایسه قابلیت اطمینان بادبان با هندسه ۸ ضلعی و هندسه مثلثی ارائه شده است. قسمت خاکستری در این شکل معرف ناحیه غیر مؤثر بادبان در اثر خرابی یکی از تیرک‌ها است. بنابراین، انتخاب هندسه و تعداد تیرک‌ها به یک مصالحه بین قابلیت اطمینان و انعطاف‌پذیری بادبان نیاز دارد. مطابق اطلاعات آماری و نتایج تجربی، هندسه‌هایی که با تعداد ۴ تیرک (مربع و لوزی) قابل دستیابی باشند به عنوان ساختار بهینه به شمار می‌روند [۹].



شکل (۹): برگ درختی که الگوی میورا-اوری از آن گرفته شد (بالا) و بادبان آماده جمع شدن مطابق این الگو (پایین).



شکل (۸): مقایسه قابلیت اطمینان هندسه‌های مختلف در صورت وقوع خرابی.

مکانیزم باز شدن بادبان نیز موضوع مهمی است که بر قابلیت اطمینان سیستم مدارزدایی به شدت مؤثر است. مکانیزم‌های متعددی برای باز کردن بادبان کاهش مدار طراحی شده است اما وجه مشترک این طراحی‌ها یکبار مصرف بودن نحوه کارکرد مکانیزم است. از این جهت اگر مکانیزم بازکننده بادبان به درستی عمل نکند بادبان یا به کلی باز نخواهد شد و یا به طور ناتمام و ناقص باز می‌شود. طراحی مکانیزم ساده و یکبار مصرف^۶ که به درستی بادبان را باز کند و قابلیت اطمینان بالایی داشته باشد، همچنان یک موضوع مهم و زنده به شمار می‌رود که ارزش پژوهش دارد. نحوه جمع کردن بادبان و طراحی مکانیزم

الگوی چین‌دار برای تا کردن و جمع کردن بادبان‌های بسیار بزرگ دارای تعداد زیادی تیرک ابداع شد. امروزه این الگو برای آنتن‌های انعطاف‌پذیر (جمع شونده)^۹ مورد استفاده قرار می‌گیرد. استفاده از الگوی چین‌دار برای جمع کردن بادبان به طور

6. Single-shot or One-shot Mechanism
7. Rib-wrap Pattern
8. Miura-ori Pattern
9. Deployable antenna

(علمی-ترویجی)

علی کثیری، فرهاد فانی صابری و روزین شگری خانقاه

زیادی از خود بروز نمی‌دهند. اگرچه بادبان فضایی از جنس پلی‌آمید در مقایسه با سایر انواع ضخامت بیشتری خواهد داشت که این موضوع موجب افزایش جرم و حجم محصول می‌شود اما گستره دمایی قابل تحمل بسیار بیشتری ارائه کرده و مقاوم‌تر است [۱۰]. این موضوع برای برخی از مأموریت‌ها مانند ارسال یک ماهواره به سمت سیاره عطارد برای مطالعه خورشید بسیار کلیدی و ضروری است. به طور مثال، در تولید بادبان ماهواره CanX-7 از پلی‌آمید استفاده شده است تا در برابر حرارت مقاوم‌تر بوده و ذوب نشود. در شرایطی که بادبان در فاز پس از باز شدن متحمل دمایی بالا نشود بهتر است از کاپتون و میلار به عنوان پارچه بادبان بهره برد. برای مثال در ساخت بادبان بسیار بزرگ Sun-jammer از کاپتون استفاده شده است تا ابعاد بسیار بزرگ بادبان، وزن زیادی را بر ماهواره تحمیل نکند.

به واسطه عدم کرویت زمین (شعاع استوا بیشتر از قطب است)، بادبان کاهش ارتفاع در مدارهای استوایی عملکرد بهتری نسبت به مدارهای قطبی از خود نشان می‌دهد. از این جهت می‌توان گفت المان‌های مداری ماهواره نیز نقش مهمی در سیاست طراحی بادبان بازی می‌کنند. چهار منبع اصلی اغتشاشات در مدار لئو عبارتند از: میدان مغناطیسی زمین، گرادیان جاذبه، پسای آبرودینامیکی و فشار تشعشعات خورشیدی. میزان تأثیر نیرو و گشتاور هر کدام از این منابع اغتشاشی، به المان‌های مداری، هندسه، ابعاد و چیدمان اجزای خارجی (آنتن و صفحات خورشیدی) ماهواره وابسته است. شکل ۱۳ اندازه گشتاورهای اغتشاشی در ارتفاعات مختلف مداری را نشان می‌دهد. مطابق شکل ۱۳ در ارتفاعات زیر ۵۰۰ کیلومتر نیروی پسای اتمسفر زمین کاملاً غالب است. یک منطقه وسیعی بین ۶۰۰ تا ۸۰۰ کیلومتری وجود دارد که اندازه ۴ نیروی اغتشاشی ذکر شده تقریباً یکسان است [۱۱]. مطابق شکل ۱۳ و نتایج به دست آمده از پژوهش‌های مرتبط می‌توان گفت مناسب‌ترین ارتفاع برای استفاده از بادبان کاهش مدار، ارتفاعات زیر ۸۰۰ کیلومتر است. نرخ کاهش ارتفاع مدار از ارتفاع ۸۰۰ تا ۶۵۰ کیلومتری کند است اما در ارتفاعات پایین تر از ۶۵۰ کیلومتر به دلیل چگال بودن اتمسفر، نیروی پسای به شکل چشم‌گیری افزایش یافته و نرخ کاهش ارتفاع مدار ماهواره با سرعت بسیار زیادی ادامه می‌یابد به طوری که تنها در چند ماه یا چند روز ماهواره در اتمسفر می‌سوزد.

قابل ملاحظه‌ای ساده تر از الگوی میورا-اوری است، زیرا نیازی ندارد تا تیرک‌ها خم شوند و فقط دور یک تویی پیچیده می‌شوند و در هنگام نیاز به سادگی باز می‌شوند. اما در آزمایش‌ها دیده شد که در صورت بزرگ بودن بادبان در لحظه باز شدن، قسمت‌های مرکزی تمایل دارند با سرعت بیشتری نسبت به قسمت‌های بیرونی بچرخند. این موضوع می‌تواند موجب بروز آسیب‌های سازه‌ای بشود که طراح باید ملاحظات آن را مد نظر قرار دهد. شکل ۱۰ نحوه باز شدن بادبانی که طبق الگو چین‌دار جمع شده است را به طور شماتیک نشان می‌دهد.

بادبان‌های کاهش مدار از منظر کنترل‌پذیری نیز به دو دسته تقسیم می‌شوند، دسته اول بادبان‌ها که با عنوان بادبان‌های غیرفعال شناخته می‌شوند و قابلیت کنترل زاویه نصب بادبان نسبت به بردار خورشید را ندارند. دسته دوم به بادبان‌هایی اطلاق می‌شود که می‌توانند زاویه نصب خود نسبت به بردار خورشید را کنترل کنند و با عنوان بادبان فعال شناخته می‌شوند. راندمان بادبان فعال بسیار بالاتر از بادبان غیرفعال است اما بادبان غیرفعال به دلیل عدم نیاز به موتور و کنترل‌کننده از هزینه و پیچیدگی کمتری برخوردار است. بادبان‌های فعال علاوه بر کاهش ارتفاع مدار ماهواره می‌توانند تا حدی سایر المان‌های مداری آن را نیز کنترل کنند. شکل ۱۱ به طور شماتیک ساختار یک بادبان فعال را نشان می‌دهد. برای آنکه تفاوت عملکرد بادبان کاهش مدار فعال و غیرفعال قابل درک باشد می‌توان از شکل ۱۲ کمک گرفت. این شکل برای تاسواره CanX-7 با ابعاد 3U رسم شده است. همانطور که در این شکل پیدا است اگر تاسواره از ارتفاع اولیه ۷۰۰ کیلومتری رها شود و مجهز به بادبان کاهش مدار نباشد، آنگاه تقریباً برای همیشه در فضا باقی می‌ماند. تاسواره مجهز به بادبان فعال مدت زمان مدارزدایی آن تقریباً ۳ سال زمان برده و اگر بادبان کاهش مدار از نوع غیرفعال باشد مدت زمان مدارزدایی به حدود ۴/۵ سال افزایش می‌یابد.

جنس و ابعاد بادبان‌های فضایی متناسب با الزامات مأموریت‌شان تعیین می‌شود. برای ساخت بادبان‌های فضایی با ضخامت بسیار کم و در عین حال مقاومت و انعطاف‌پذیری بالا، از موادی مانند: میلار، کاپتون و پلی‌آمید استفاده می‌شود. در مأموریت‌های متعارف (خارج کردن ماهواره‌ها از مدار لئو) ضخامت بادبان‌ها در حدود ۵ تا ۱۵ میکومتر انتخاب می‌شود. میلار و کاپتون به نسبت پلی‌آمید قابلیت تولید در ضخامت‌های کمتری را دارند اما در دماهای بالا مقاومت

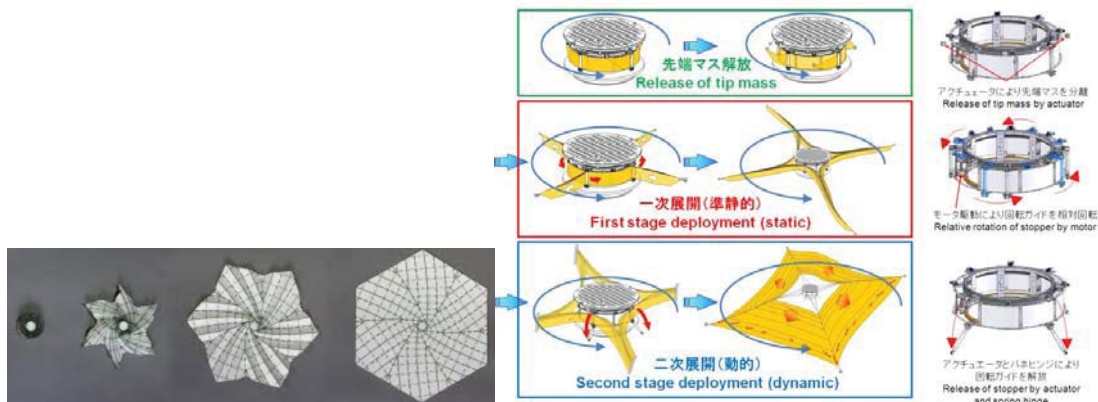
10. Passive

11. Tilt Angle

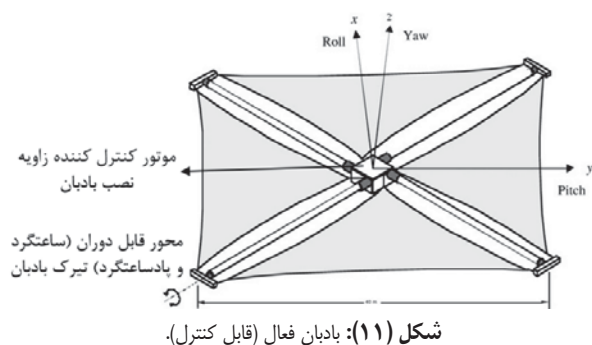
12. Active

(علمی-ترویجی)

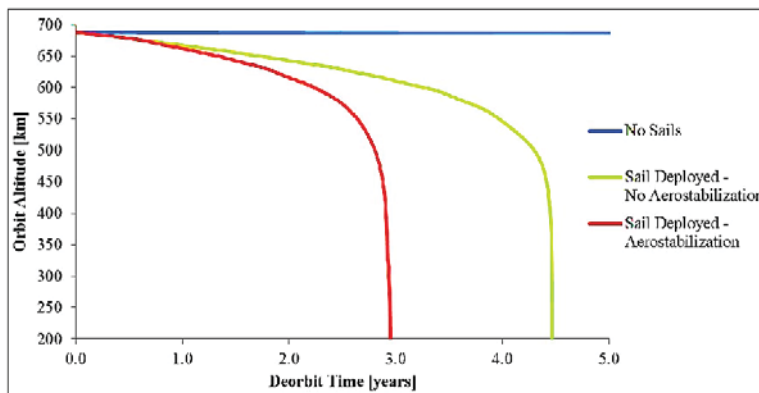
طراحی مفهومی بادبان فضا برای کاهش مدار برای ماهواره‌های مدار لئو



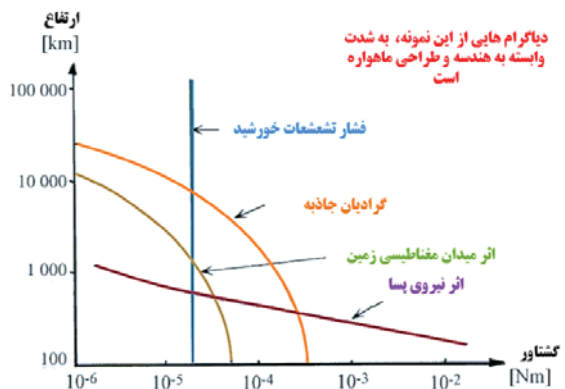
شکل (۱۰): نحوه باز شدن و گسترده شدن بادبان کاهش مدار از درون محفظه‌اش.



شکل (۱۱): بادبان فعال (قابل کنترل).



شکل (۱۲): مقایسه عملکرد بادبان کاهش مدار فعال و غیر فعال برای تاسواره CanX-7.



شکل (۱۳): توزیع شدت گشتاورهای اغتشاشی محیط فضا در ارتفاعات مختلف.

(علمی-ترویجی)

علی کنیری، فرهاد فانی صابری و روزین شگری خانقاه

برای طراحی یک بادبان مؤثر و محاسبه زمان کاهش ارتفاع مدار، به مدل‌های تراکم اتمسفر به منظور تخمین چگالی اتمسفر در ارتفاعات مختلف نیاز داریم. به طور کلی، مدل‌های اتمسفری بر پایه دو رویکرد استاتیکی و دینامیکی استوار هستند که در ادامه به تشریح هر کدام پرداخته خواهد شد.

۱. مدل اتمسفری استاتیکی به نسبت ساده بوده و تغییر پارامترهای اتمسفر در حوزه زمان را در نظر نمی‌گیرد. به طور مثال، در توسعه این مدل‌ها تفاوتی میان رفتار اتمسفر در فصل‌های مختلف و زمان‌های مختلف (صبح، ظهر و شب) یک شبانه روز قائل نمی‌شوند. در این حوزه می‌توان از مدل هاریس-پریستر^۱ به عنوان یک مدل استاتیکی مشهور نام برد [۱۳-۱۴]. استفاده از مدل‌های اتمسفری استاتیکی بسیار ساده بوده و برای برخی کاربردهای خاص بسیار مفید است.

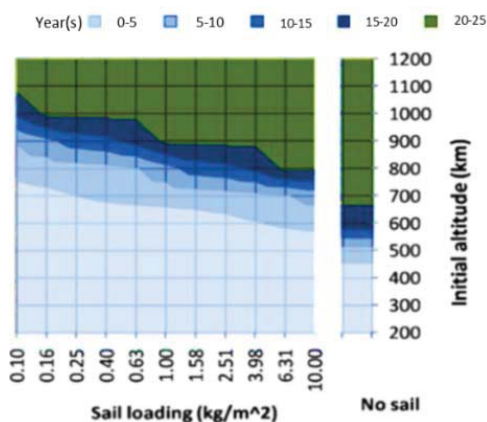
۲. مدل اتمسفری دینامیکی بسیار دقیق‌تر و پیچیده‌تر از مدل استاتیکی است. در این رویکرد همه پارامترهای اتمسفر (دما، چگالی، رطوبت و فشار) تابعی از زمان هستند. برای توسعه این مدل به داده‌های فراوانی از پارامترهای اتمسفر در طول سال‌های متمادی نیاز است. مدل‌های سری Jacchia و MISISE از مدل‌های دینامیکی معروف برای شبیه‌سازی رفتار اتمسفر هستند. در این مدل‌ها حتی زمان طوفان‌های خورشیدی و دوره جابه‌جایی قطب‌های خورشید در نظر گرفته می‌شود. استفاده از مدل‌های دینامیکی حجم محاسبات و زمان تحلیل نرم‌افزاری را به شدت افزایش می‌دهد و تنها برای محاسبات خیلی دقیق و حساس مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۵-۱۶، ۷].

برای کاربردهایی مانند پرتاب یک موشک که در مدت زمان کوتاهی حضور در اتمسفر را تجربه می‌کند، استفاده از مدل اتمسفری دینامیکی ضروری و به‌صرفه نیست. اما در مورد کاربردهایی مانند بالن‌های هوایی یا بادبان کاهش مدار که مدت طولانی در اتمسفر قرار می‌گیرند دقت مدل‌سازی اتمسفر به شکل ویژه‌ای اهمیت پیدا می‌کند. بنابر آنچه تاکنون بیان شد، نتایج حاصل از شبیه‌سازی بادبان کاهش مدار به شدت وابسته به انتخاب مدل اتمسفر است. بنابراین، در ادامه به بررسی عملکرد بادبان کاهش مدار در حضور مدل‌های مختلف اتمسفری پرداخته خواهد شد.

۴- محاسبه زمان کاهش مدار

در این فصل به بررسی زمان مدارزدایی محاسبه شده یک ماهواره در حضور سه مدل اتمسفری Jacchia-Harris-Priester، Roberts و NRLMSISE200 در نرم‌افزار STK^۲ پرداخته

شکل ۱۴ شمای کلی از زمان کاهش مدار ماهواره‌های دارای بادبان را نشان می‌دهد که با استفاده از مدل‌های تحلیلی و مدل‌های عددی دقیق به دست آمده است [۱۲]. در این نمودار محور عمودی معرف ارتفاعی است که بادبان کاهش مدار در آن باز شده است و محور افقی معرف نسبت جرم کل (ماهواره به همراه بادبان) به مساحت بادبان است و رنگ‌های بالای نمودار نیز معرف زمان لازم برای مدارزدایی ماهواره هستند. مطابق شکل ۱۴ می‌توان ادعا کرد که اگر یک ماهواره معمولی در ارتفاعات زیر ۴۵۰ کیلومتری قرار داشته باشد عمر مداری آن (مستقل از مشخصات بادبان) حداکثر به ۵ سال می‌رسد. اما در ارتفاعات بالای ۴۵۰ کیلومتر وجود بادبان به شدت بر عمر مداری تأثیر می‌گذارد، به طوری که در برخی موارد می‌تواند تا ۱۰ سال از عمر مداری ماهواره کم کند. به‌طور مثال برای ارتفاع ۹۰۰ کیلومتر، در صورتی که از بادبان استفاده نشود زمان مدارزدایی بین ۲۰ تا ۲۵ سال خواهد بود (قسمت سبز رنگ) و در صورت استفاده از بادبان زمان مدارزدایی بین ۲۵ (برای نسبت جرم ماهواره به سطح بادبان برابر با ۱۰) تا ۵ (برای نسبت جرم ماهواره به سطح بادبان ۰/۱) سال متغیر خواهد بود. بنابراین، می‌توان گفت کاهش نسبت جرم ماهواره به سطح بادبان منجر به کاهش زمان مدارزدایی می‌شود.



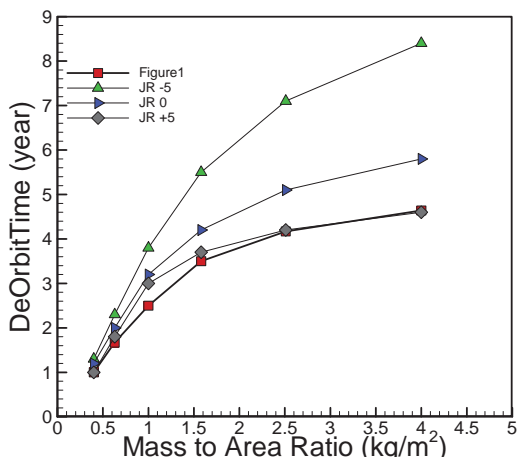
شکل (۱۴): زمان لازم برای مدارزدایی.

۳- مدل اتمسفری

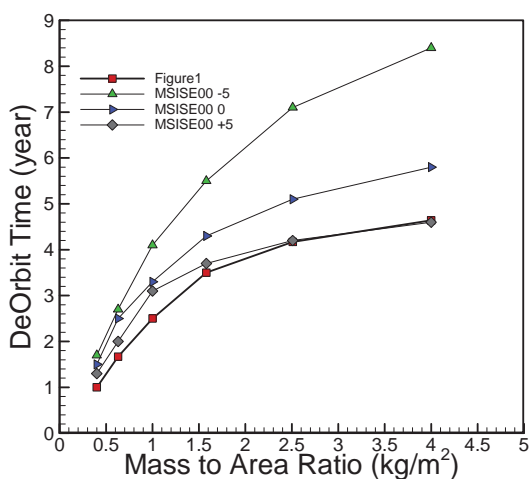
همانطور که پیشتر نیز بیان شد، زمان مدارزدایی یک ماهواره در ارتفاعات کمتر از ۸۰۰ کیلومتر وابسته به نیروی پساوی آیرودینامیکی وارد بر ماهواره است که به عوامل متعددی از قبیل چگالی اتمسفر، سطح عمود بر جریان هوا، ضریب پسا و جرم ماهواره مرتبط می‌شود. در میان این عوامل مؤثرترین مورد در سطح عملکرد بادبان، مشخصات و ذات اتمسفر است. بنابراین،

2. Satellite Tool Kit

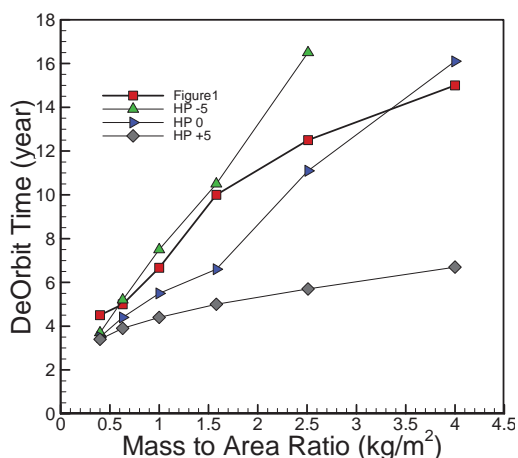
1. Harris-priester (HP)



شکل (۱۶): زمان کاهش مدار از ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری بر حسب نسبت جرمی ماهواره براساس مدل Jacchia-Roberts.



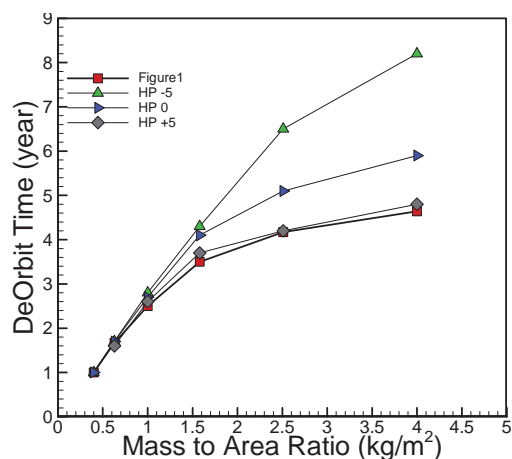
شکل (۱۷): زمان کاهش مدار از ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری بر حسب نسبت جرمی ماهواره براساس مدل MSISE2000.



شکل (۱۸): زمان کاهش مدار از ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری بر حسب نسبت جرمی ماهواره براساس مدل Harris-priester.

می‌شود. در این راستا، مدل Harris-Priester به عنوان یک مدل اتمسفری استاتیک با پارامترهای مستقل از تاریخ پرتاب ماهواره انتخاب شد. مدل‌های Jacchia-Roberts و NRLMSISE2000 نیز به عنوان مدل‌های بهبود یافته‌ی سری Jacchia و MSIS به نمایندگی از مدل‌های دینامیکی انتخاب شده‌اند. در تمامی این مدل‌ها چگالی اتمسفر، موقعیت ماهواره (ارتفاع، طول و عرض جغرافیایی)، المان‌های مداری (زاویه میل و خروج از مرکز مدار) و میزان شار خورشیدی (با توجه به دوره‌های طوفان خورشیدی) در تخمین نیروی پسا و در نتیجه زمان کاهش مدار مد نظر قرار می‌گیرند. به منظور طراحی بادبان فضاپی، نخست باید نسبت جرمی (σ) مورد نیاز برای ماهواره و بادبان محاسبه شود. در این راستا طراح باید بداند ماهواره طی چه مدت زمانی و از چه ارتفاعی قرار است از مدار خارج شود. منظور از نسبت جرمی ماهواره نسبت جرم کل (ماهواره به همراه بادبان) به مساحت بادبان و نسبت جرمی بادبان نسبت جرم بادبان به مساحت آن می‌باشد.

در این مقاله دو مدار مرجع در ارتفاعات ۷۰۰ و ۸۰۰ کیلومتری در نظر گرفته شده است و ماهواره‌هایی با نسبت جرمی‌های ۰/۱، ۰/۱۶، ۰/۲۵، ۰/۴، ۰/۶۳، ۱، ۱/۵۸، ۲/۵۱ و ۴ کیلوگرم بر متر مربع (با استفاده از ابزار Life Time در نرم‌افزار STK) مورد شبیه‌سازی قرار گرفته‌اند. نمودارهای به دست آمده از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن سه حالت شار تابش خورشیدی -۵، ۰ و +۵ رسم شده‌اند. زمان کاهش مدار از ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری براساس مدل‌های اتمسفری نام برده شده به ترتیب در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ و زمان کاهش مدار از ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری نیز به همین ترتیب در شکل‌های ۱۸ تا ۲۰ ارائه شده است.



شکل (۱۵): زمان کاهش مدار از ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری بر حسب نسبت جرمی ماهواره براساس مدل Harris-priester.

۵- روند طراحی بادبان کاهش مدار

طراحی بادبان کاهش مدار نیاز به اطلاعات اولیه شامل ارتفاع لحظه باز شدن بادبان، مدت زمان مطلوب برای فرآیند مدارزدایی، هندسه و ابعاد ماهواره دارد. در این مقاله با توجه به مزایای ذکر شده در مرجع [۱۰] ساختار بادبان به صورت مربعی مشتمل بر ۴ تیرک فرض شده است. با مطلع بودن از جرم و ابعاد ماهواره، ارتفاع لحظه بازگشایی بادبان و زمان مطلوب فرآیند مدارزدایی، ابتدا نسبت جرم کل (ماهواره به همراه بادبان) به مساحت بادبان را از شکل های ۲۰-۹ می توان استخراج کرد. البته نسبت جرمی بادبان نیز حائز اهمیت است که به طور آماری در حدود ۰/۱ تا ۰/۱۰ (با توجه به جنس بادبان) انتخاب می شود. جنس بادبان نیز با توجه به مأموریت آن می تواند کاپتون، میلار و یا پلی آمید باشد که هر کدام نسبت جرمی مشخصی دارند. وزن تیرهای اتصال بادبان نیز در وزن کل اثر گذار است که با توجه به مرجع [۱۰] در مرحله طراحی اولیه، جرم تیرها نزدیک به دو برابر وزن بادبان در نظر گرفته می شود. بنابراین مطابق رابطه (۱)، جرم کل برابر مجموع جرم ماهواره، بادبان و تیرها خواهد بود.

$$m_{total} = m_{sail} + m_{booms} + m_{payload} \quad (3)$$

در رابطه (۳)، m_{total} معرف جرم کل، m_{sail} معرف جرم بادبان، m_{booms} معرف جرم تیرها و $m_{payload}$ معرف جرم ماهواره است. همانطور که در رابطه (۴) مشهود است، نسبت جرم کل به مساحت مؤثر بادبان به عنوان نسبت جرمی کل تعریف می شود.

$$\sigma_{total} = \frac{m_{total}}{A_{sail}} = \frac{m_{sail} + m_{booms} + m_{payload}}{A_{sail}} \quad (4)$$

در این رابطه، A_{sail} معرف مساحت بادبان است. رابطه (۴) را می توان به شکل زیر نیز نوشت:

$$\sigma_{total} = \sigma_{sail} + \frac{m_{booms} + m_{payload}}{A_{sail}} \quad (5)$$

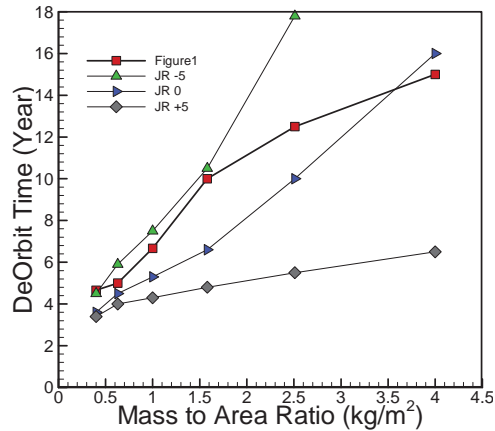
که در آن، σ_{sail} معرف نسبت جرمی بادبان و σ_{total} معرف نسبت جرمی کل است. حال اگر جرم تیرها مطابق مرجع [۱۰] دوبرابر جرم بادبان در نظر گرفته شود می توان رابطه (۴) را به شکل رابطه (۶) نوشت.

$$\sigma_{total} = 3\sigma_{sail} + \frac{m_{payload}}{A_{sail}} \quad (6)$$

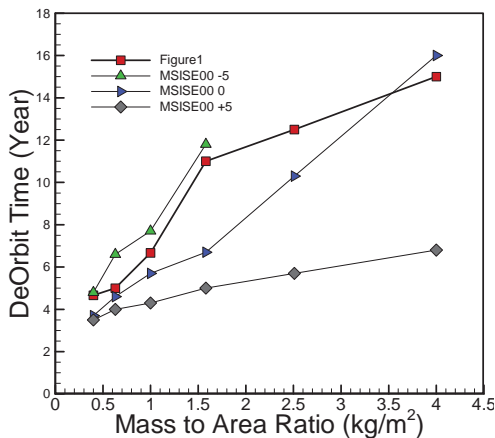
حال با داشتن نسبت جرم کل به مساحت بادبان، جرم بادبان به سطح بادبان و جرم ماهواره می توان سطح مؤثر مورد نیاز برای بادبان را به کمک رابطه (۷) بدست آورد.

$$A_{eff\ sail} = \frac{m_{payload}}{\sigma_{total} - 3\sigma_{sail}} \quad (7)$$

که در آن، $A_{eff\ sail}$ معرف سطح مؤثر بادبان است. با توجه به مرجع [۱۰] پنج درصد فضای خالی (غیر مؤثر) بین چهار قسمت



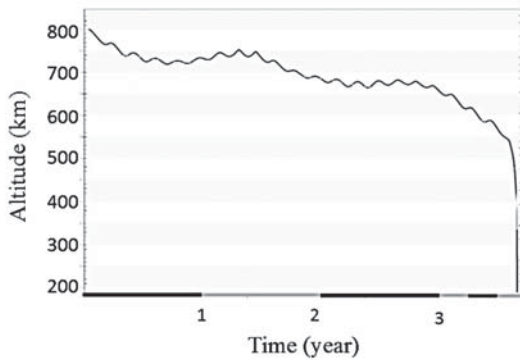
شکل (۱۹): زمان کاهش مدار از ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری بر حسب نسبت جرمی ماهواره براساس مدل Jacchia-Roberts.



شکل (۲۰): زمان کاهش مدار از ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری بر حسب نسبت جرمی ماهواره براساس مدل MSISE2000.

در شکل های ۲۰-۱۵ داده های شکل ۱۳ که در مراجع [۱۱-۱۲] ارائه شده است، با استفاده از نرم افزار STK اعتبارسنجی شد. برای ارتفاع اولیه ۸۰۰ کیلومتری، داده های حاصل از شکل ۱۳ برای شار خورشیدی زیر صفر مناسب هستند (در محدوده شار ۵- تا صفر) و به حد بالای تخمین زمان مدارزدایی نزدیک است. برای ارتفاع اولیه ۷۰۰ کیلومتری، داده های شکل ۱۴ طول عمر کمتری را نسبت به نمودارهای بدست آمده از STK نشان می دهد و از این رو اطلاعات این شکل برای تخمین حداقل زمان مدارزدایی مناسب است. در هر حال، می توان از نمودارهای این شکل ها در شرایط متفاوت استفاده کرد و برای محاسبه بیشینه و کمینه مدت زمان لازم برای مدارزدایی، نسبت جرمی مناسب را بدست آورد. در فصل بعد به طراحی بادبان کاهش مدار برای خارج کردن یک ماهواره مطابق سناریو مشخص پرداخته خواهد شد و از نمودارهایی که تاکنون ارائه شد نیز در روند طراحی استفاده می شود.

به منظور صحنه‌سنجی طراحی انجام شده، کاهش مدار یک ماهواره با اتکا به اطلاعات جدول ۲ در نرم افزار STK و در ابزار Life time با مدل اتمسفری Jacchia-Roberts شبیه‌سازی شده است. تغییرات ارتفاع این ماهواره به همراه بادبان طراحی شده برحسب زمان در شکل ۲۱ ارائه شده است. این ماهواره در بازه زمانی ۳/۶ سال پس از ۱۷,۹۷۰ دور از ارتفاع ۸۰۰ کیلومتری به زمین باز می‌گردد. نوسانات ایجاد شده در نمودار به دلیل تغییرات در اوج و حضیض مدارها است. حدود ۱/۷ سال از ۳/۶ سال زمان کاهش مدار این ماهواره، مختص به کاهش ارتفاع از ۸۰۰ تا ۷۰۰ کیلومتر (به دلیل تراکم خیلی کم اتمسفر در این ارتفاع) و باقی این زمان که حدود ۱/۹ سال است مختص به کاهش مدار از ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری است. در واقع حدود نصف زمان کاهش مدار از ارتفاع ۸۰۰ تا ۷۰۰ کیلومتر رخ می‌دهد و نصف باقی مانده آن برای کاهش ارتفاع از ۷۰۰ کیلومتر تا زمین است. بنابراین، کاهش مدار در ارتفاعات کمتر از ۷۰۰ کیلومتری به علت وجود نیروی پسا قابل ملاحظه‌ای که به واسطه بادبان به ماهواره اعمال می‌شود سرعت زیادی دارد. با توجه به شکل ۲۱ می‌توان گفت اگر این ماهواره در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری بادبان خود را باز می‌کرد، در مدت تنها ۳ ماه از مدار خارج می‌شد.



شکل (۲۱): پروفیل کاهش مدار ماهواره به کمک بادبان با مشخصات جدول ۲.

۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

با گذر زمان به ضرورت و اهمیت مسئله حذف زباله‌های فضایی افزوده می‌شود. در راستای رسیدن به این مهم، علاوه بر استفاده از ربات‌های فضایی و روش‌های گوناگون دیگر برای حذف زباله‌های انباشته شده در مدار باید تمهیداتی نیز اندیشیده شود تا ماهواره‌های منتظر در نوبت پرتاب در پایان مأموریت خود از مدار خارج شوند. بادبان‌های کاهش مدار از جمله سیستم‌های مدارزدایی به شمار می‌روند که بسیار به‌صرفه و در عین حال مؤثر هستند. در این مقاله ملاحظات و الزامات طراحی سیستمی بادبان کاهش مدار مورد

بادبان به سبب حضور تیرک‌ها وجود خواهد داشت. بنابراین، سطح کل بادبان پنج درصد بیشتر از مقدار محاسبه شده آن در رابطه (۷) انتخاب می‌شود.

$$A_{total\ sail} = 1.05 A_{eff\ sail} = 1.05 \frac{m_{payload}}{\sigma_{total} - 3\sigma_{sail}} \quad (8)$$

در رابطه (۸)، $A_{total\ sail}$ معرف سطح کل مورد نیاز برای بادبان است. از آنجاکه بادبان به صورت مربعی در نظر گرفته شده است، بنابراین اندازه هر یک از ۶ تیر آن برابر با نصف قطر مربعی به مساحت کل بادبان خواهد بود.

$$L_{one\ boom} = \sqrt{\frac{A_{total}}{2}} = \sqrt{0.525 \frac{m_{payload}}{\sigma_{total} - 3\sigma_{sail}}} \quad (9)$$

در رابطه (۹)، $L_{one\ boom}$ معرف طول یکی از تیرک‌های بادبان است.

۶- شبیه‌سازی

بنابر نمودارها و روابط ارائه شده، طرح می‌تواند با در دست داشتن الزامات مدارزدایی، مشخصات جرم و مدار ماهواره، طراحی مفهومی بادبان کاهش مدار را به انجام برساند. هدف ما در این طراحی، مدارزدایی ماهواره‌ای به جرم ۲۰ کیلوگرم در مدت زمان کمتر از ۵ سال از ارتفاع اولیه ۸۰۰ کیلومتری است. آنگاه مطابق شکل‌های ۱۳ و ۱۷-۱۹ به بادبانی با نسبت جرمی ۰/۰۱ کیلوگرم بر متر مربع نیاز است که این ضخامت بادبان را می‌توان با استفاده از کاپتون ایجاد کرد. با مشخص شدن نسبت جرمی بادبان، با استفاده از روابط (۷-۱) می‌توان مساحت بادبان، جرم بادبان و طول تیرک‌ها را مطابق جدول ۲ محاسبه کرد.

جدول (۲): پارامترهای محاسبه شده برای طراحی بادبان کاهش مدار.

مقدار	کمیت
800 km	ارتفاع اولیه باز شدن بادبان
5 years	مدت زمان مطلوب برای مدارزدایی
20 kg	وزن ماهواره
0.4 kg/m ²	نسبت جرم کل به سطح بادبان
10 g/m ²	نسبت جرمی بادبان
کاپتون	جنس بادبان
$2m_{sail}=1081\text{ g}$	جرم تیرک‌ها
54.054 m ²	سطح مؤثر بادبان
540.5 gr	وزن بادبان
54.76 m ²	سطح کل بادبان
7.534 m	طول یک تیرک
21.6215 kg	وزن کل
کمتر از ۴ سال	زمان خارج شدن از مدار

(علمی-ترویجی)

علی کنیری، فرهاد فانی صابری و روزین شکری خانقاه

مشمول بر ۴ تیرک برای بادبان در نظر گرفته شد. سطح مؤثر بادبان که نسبت جرمی آن $0/01$ کیلوگرم بر متر مربع برآورد شده بود، برابر با $54/054$ متر مربع بدست آمده و طول هر یک از تیرک‌های اتصال بادبان برابر با $7/534$ متر محاسبه شده است. مدارزدایی برای این ماهواره در $3/6$ سال رخ می‌دهد که حدود نیمی از این زمان برای کاهش مدار تا ارتفاع 700 کیلومتری صرف می‌شود و نیمی دیگر از زمان کاهش مدار برای ارتفاعات کمتر از 700 کیلومتر است. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت برای ارتفاعات زیر 800 کیلومتر بادبان کاهش مدار عملکرد قابل قبولی دارد و با کاهش ارتفاع سطح عملکرد آن به شدت افزایش می‌یابد.

مطالعه قرار گرفته است. همچنین، زمان مدارزدایی ماهواره دارای بادبان از ارتفاعات 700 و 800 کیلومتری با نسبت جرمی‌های مختلف، بر پایه سه مدل اتمسفری استاتیکی و دینامیکی Harris- Jacchia-Roberts, priester و MSISE2000 مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. بر پایه نتایج حاصل از شبیه‌سازی در نرم‌افزار STK، نمودارهای ارائه شده در مراجع و روابط ارائه شده در این مقاله، یک روند منظم برای طراحی مفهومی بادبان کاهش مدار ارائه شد. در ادامه برای یک مأموریت خاص (سناریو تعریف شده)، بادبان کاهش مدار به منظور مدارزدایی یک ماهواره از ارتفاع 800 کیلومتری در مدت زمان ۵ سال طراحی شد. هندسه و ساختار بهینه مربعی

- [9] Harkness, P.G., "An Aerostable Drag-sail Device for the Deorbit and Disposal of Sub-tonne, Low Earth Orbit Spacecraft", *Ph.D. Dissertation*, Cranfield University, Cranfield, U.K., 2006.
- [10] Tarantini, V., Bonin, G., and Zee. R.E., "De-Orbit Analysis of a Tumbling Sailcraft", *Small Satellites Systems and Services Symposium*, Porto, Portugal, 2014.
- [11] STK training. Retrieved from STK: <http://help.agi.com/stk/index.htm#training/TutorialOverview.htm>.
- [12] Fernandez, J. M., Schenk, M., Prassinis, G., and Lappas, V., "Deployment mechanisms of a Gossamer Satellite Deorbiter", *15th European Space Mechanisms & Tribology Symposium*, Noordwijk, Netherlands. 2013.
- [13] Lechtenberg, T.F., "Density Model Corrections Derived From Orbit Data to Characterize Upper Atmospheric Density Variations", *Ph.D. Dissertation*, University of Kansas, USA, 2015.
- [14] Hatten, N. and Russell, R.P. "A Smooth and Robust Harris-priester Atmospheric Density Model for Low Earth Orbit Applications ", *Advances in Space Research*, Vol. 59, No. 2, pp. 571-586, 2017.
- [15] Hedin, Alan E. "Extension of the MSIS Thermosphere Model into the Middle and Lower Atmosphere", *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, Vol. 96, No. 2, pp. 1159-1172, 1991.
- [16] Montenbruck, O., Gill, E. and Lutze, Fh., "Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications", *Appl. Mech. Rev*, Vol. 55, No. 2, pp. 27-28, 2002.

۸- مراجع

- [1] Jordaan, W.H., "Spinning Solar Sail: the Deployment and Control of a Spinning Solar Sail Satellite", *Ph.D. Dissertation*, Stellenbosch University, Stellenbosch, South Africa, 2016.
- [2] Fernandez, J.M., Visagie, L., Schenk, M., Stohlman, O., Aglietti, G., Lappas, V., and Erb, S., "Design and Development of a Gossamer Sail System for Deorbiting in Low Earth Orbit ", *Acta Astronautica*, Vol. 103, pp. 204-225, 2014.
- [3] Botta, E.M., Sharf, I., and Misra, A.K., "Simulation of Tether-nets for Capture of Space Debris and Small Asteroids", *Acta Astronautica*, Vol. 155, pp. 448-461, 2019.
- [4] Reed, J. and Barraclough, S., "Development of Harpoon System for Capturing Space Debris ", *6th European Conference on Space Debris*, Darmstadt, Germany, Vol. 20. 2013.
- [5] Wu, Y., He, M., Yu, Z., Hua, B., and Chen, Z., "Dynamics Modeling and Attitude Stabilization Control of a Multiarmed Space Robot for on-orbit Servicing", *Journal of the Franklin Institute*, Vol. 357, No. 13, pp. 8383-8415, 2020.
- [6] Klinkrad, H., *Space Debris: Models and Risk Analysis*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, New York, USA, 2006.
- [7] Wright, J.L., *Space Sailing*, Taylor & Francis, New York, USA, 1992.
- [8] McInnes, C.R., *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer Science & Business Media, New York, USA, 2004.