

## (یادداشت فنی)

## اتوبوس فضایی مخابراتی در مدار زمین آهنگ

باتوجه به افزایش درخواست کشورها برای ارسال ماهواره مخابراتی به مدار زمین آهنگ و بهره‌برداری از منابع مدار-فرکانس، حفظ این منابع برای کشورها امری ضروری است. اتوبوس فضایی در واقع یک ماهواره مخابراتی زمین آهنگ با مأموریت مانور مداری به جهت حفظ امتیاز مدار-فرکانس کشور است. در این مقاله طراحی آماری به روش مطا (مدل طراحی آماری) در سطح سیستم جهت استخراج مشخصات سیستمی برای ماهواره با پیشرانس الکتریکی و شیمیایی انجام شده است. همچنین، تحلیل مدار برای این ماهواره مخابراتی با پیشرانس‌های الکتریکی و شیمیایی به طور مجزا انجام شده و نتایج حاصل از تحلیل و مقایسه بکارگیری این دونوع سیستم پیشرانس برای اتوبوس فضایی ارائه شده است. در پایان امکان‌پذیری این ایده با توجه به تحلیل‌های صورت گرفته مورد بحث و جمع‌بندی قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی: اتوبوس فضایی، ماهواره مخابراتی، طراحی آماری، تحلیل مدار، مانور مداری

علیرضا امیرخانی<sup>۱\*</sup> و مهران میرشمس<sup>۱\*\*</sup>

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی  
خواجeh نصیرالدین طوسی، تهران، ایران،  
کدپستی: ۱۳۴۵۵۹۹۱۴۱

\* دانشجوی کارشناسی ارشد (نویسنده  
پاسخگو)، ایمیل:

a.amirkhani@email.kntu.ac.ir

\*\* دانشیار

## Communication Space Bus in GEO

Considering increased demand for launching satellites into geostationary orbit and use of orbit-spectrum resources, preserving these resources is essential. Space bus is a communication satellite in GEO with orbital maneuvering mission to maintain the orbit-spectrum concession. In this paper, statistical design is performed with SDM method at the system level to derive system specifications for satellites with electric and chemical propulsions. Orbital analysis for this communication satellite with electric and chemical propulsions has also been performed separately and the results of the analysis and comparison of the use of these two types of propulsion systems for space bus are presented. Finally, the feasibility of this idea and its results are reported.

**Keywords:** Space Bus, Satellite Communication, Statistical Design, Orbit Analysis, Orbital Maneuvering

A.R. Amirkhani<sup>1\*</sup> and M. Mirshams

1- Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Postal Code: 1345599141, Tehran, IRAN

\*M.Sc. Student (Corresponding Author); Email:

a.amirkhani@email.kntu.ac.ir

\*\*Associate Professor

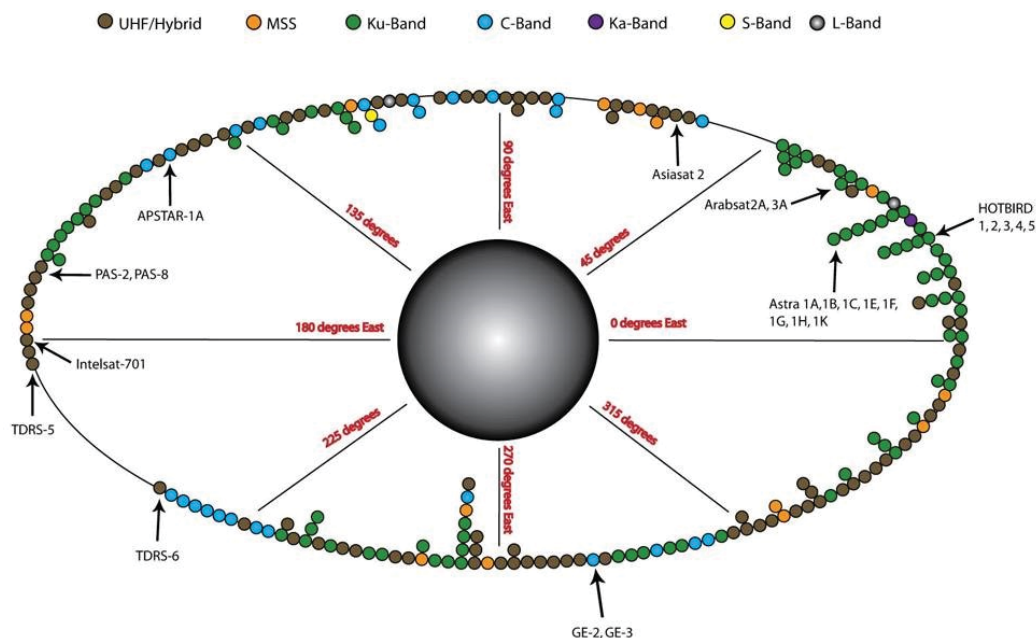
۱- مقدمه

گسترش روزافزون فناوری فضایی در حوزه‌های مختلف، زمینه‌ساز ایجاد رقابت در حوزه‌های گوناگون و همچنین مبنایی برای مقایسه کشورها در ابعاد مختلف سیاسی، اقتصادی، نظامی و صنعتی شده است. یکی از مهم‌ترین و پرکارترین حوزه‌ها در توسعه فناوری فضایی، مخابرات ماهواره‌ای است. پوشش مخابراتی در سطح جهانی که شامل انتقال داده و اطلاعات، ارتباطات ویدیویی و رادیویی، ایجاد شبکه جهانی اینترنت و نیز پوشش شبکه‌های تلویزیونی و رادیویی است، توسط مخابرات ماهواره‌ای صورت گرفته و شرایط جدیدی را برای زندگی با توجه به نیازهای روزافزون انسان فراهم کرده است. از این‌رو، کشورها همواره در جهت تلاش برای توسعه مخابرات ماهواره‌ای و پرتاب ماهواره‌های مخابراتی به فضا به منظور دستیابی به این مهم هستند.

ماهواره‌های مخابراتی به سبب ویژگی‌های خاص مدار زمین آهنگ (GEO)، عموماً در این مدار تزریق می‌شوند. مدار زمین آهنگ مداری است با ارتفاع ۳۵,۷۸۶ کیلومتر از سطح زمین که ماهواره‌های مستقر در این مدار با سرعتی برابر سرعت چرخش زمین در گردش هستند. به همین دلیل ماهواره‌ای که در مدار زمین آهنگ باشد، از دید ناظر زمینی به صورت ثابت و معلق در فضا به

نظر می‌رسد. این ویژگی سبب می‌شود تا گیرنده‌های زمینی ماهواره‌های مستقر در این مدار نیاز به جابه‌جایی نداشته و در یک جهت ثابت باشند [۱]. براساس به‌روزرسانی پایگاه اطلاعاتی UCS تا پایان ژوئیه سال ۲۰۲۰، از مجموع ۲۷۸ ماهواره فعال در مدارهای اطراف زمین، تعداد ۵۶۰ ماهواره در مدار زمین آهنگ وجود دارد که از این میان ۴۶۸ ماهواره مخابراتی هستند [۲]. پراکندگی ماهواره‌های مخابراتی در مدار زمین آهنگ به تفکیک نوع باند فرکانسی در شکل ۱ نشان داده شده است.

تزریق ماهواره در مدار زمین آهنگ، به دلیل محدودیت ظرفیت و موقعیت مکانی در پذیرش ماهواره‌ها و نیز جلوگیری از بروز مشکلاتی از قبیل اشغال بی دلیل نقاط مداری توسط برخی کشورها، از قوانین خاصی پیروی می‌کند. اتحادیه بین‌المللی مخابرات (ITU) وظیفه تخصیص امتیاز مدار-فرکانس و نظارت بر آنها را برعهده دارد. به عنوان یک ایده نو در جهت حفظ این امتیاز، طرحی با نام اتوبوس فضایی که در واقع یک ماهواره مخابراتی است، با استفاده از روش طراحی آماری در سطح سیستم و همچنین تحلیل مدار برای ماهواره مخابراتی با پیشرانس الکتریکی و شیمیایی در این مقاله مورد تحلیل و بررسی قرار خواهد گرفت.



شکل (۱): پراکندگی ماهواره‌های مخابراتی در مدار زمین آهنگ به تفکیک نوع باند فرکانسی [۳].

مطراحی سیستمی اتوبوس فضایی با پیشرانس شیمیایی انجام خواهد شد. در بخش بعدی نیز همان روند طراحی به صورت مشابه روی اتوبوس فضایی با پیشرانس الکتریکی پیاده‌سازی خواهد شد. آن‌گاه در بخش تحلیل مدار، مواردی همچون مشخصات کلی مدار،

در این مقاله، ابتدا ایده کلی طرح بیان می‌شود. سپس، در ادامه روش مطا به منظور طراحی و ارزیابی ایده مطرح شده مورد بحث قرار می‌گیرد و روندنمای کلی آن ارائه خواهد شد. در بخش بعدی نیازمندی‌ها و قیود طرح بررسی خواهد شد. سپس، با استفاده از روش

استفاده از تحلیل‌های آماری در نرم افزار SPSS افزایش دادند. در این فعالیت کاربرد روش تکمیل شده دوباره روی زیرسیستم‌های مخابرات و تامین انرژی ماهواره پیاده‌سازی شد [۶]. میرشمس این روش را پس از عیب‌یابی مجدد روی ماهواره‌های مخابراتی در ۲۰۱۵ پیاده‌سازی کرد [۷].

روش مطا طراحی را به صورت آماری با دقت قابل قبولی انجام می‌دهد و مبتنی بر استفاده از پایگاه داده و تحلیل آماری است. برای اعمال این روش باید مدل‌های آماری باتوجه به ورودی‌ها، خروجی‌ها و نوع داده‌های موجود در پایگاه داده استخراج شوند [۸]. در صورتی که پایگاه داده جمع‌آوری شده از کمیت و کیفیت مناسبی برخوردار باشد، نتایج در زمان بسیار کوتاه به طرح نهایی خواهد رسید [۹]. روندنمای استخراج مدل‌های آماری با روش مطا در شکل ۲ نشان داده شده است. طبق روندنمای شکل ۲، پارامترهای تأثیرگذار بر روی تعیین ورودی‌ها و خروجی‌ها شامل روندنمای طراحی آماری و همچنین الزامات و قیود مأموریت است. پس از تعیین ورودی‌ها و خروجی‌ها، اطلاعات ماهواره‌ها براساس نوع ورودی و خروجی برای ایجاد یک پایگاه داده جامع جمع‌آوری می‌شوند. پس از تکمیل اطلاعات پایگاه داده، نمودارهای کمی و کیفی در سطح سیستم رسم می‌شوند و در نهایت نیز با استخراج مدل‌ها و روابط آماری از روی نمودارها، روند طراحی آماری به پایان می‌رسد.



شکل (۲): روندنمای استخراج مدل‌های آماری.

تحلیل مانور انتقال مداری، تحلیل مانور تغییر فاز و تحلیل استیشن کپیینگ<sup>۱</sup> بررسی و در نهایت جرم سوخت مصرفی برای اتوبوس فضایی با پشرانش شیمیایی و الکتریکی به صورت مجزا محاسبه خواهد شد. در پایان، نتایج حاصل از پژوهش ارائه و جمع‌بندی شده و مورد تحلیل قرار خواهند گرفت.

## ۲- بیان ایده و طرح

امروزه کسب امتیاز بهره‌برداری از منابع مدار-فرکانس در مدار زمین آهنگ، یکی از مهم‌ترین برنامه‌های فضایی برای هر کشور محسوب می‌شود. حقوق فرکانسی یک کشور یا اپراتور در یک نقطه مداری یک حق دائمی و یا حق مالکیت نیست، بلکه یک حق استفاده مشروط به حساب می‌آید. به این معنی که یک کشور یا اپراتور به شرط استفاده مداوم از یک نقطه مداری که قبلاً موفق به ثبت آن شده، حقوق فرکانسی آن نقطه را در اختیار خواهد داشت. در غیر این صورت اگر برای مدت بیش از ۳ سال به هر دلیلی نتواند از حقوق فرکانسی شبکه ماهواره‌ای که در یک موقعیت مداری ثبت کرده استفاده کند، آن شبکه فرکانسی حذف خواهد شد و امتیاز مدار-فرکانس ثبت شده، لغو خواهد شد [۳].

از آنجا که کشورها همواره در صدد حفظ امتیاز مدار-فرکانس خود هستند و ارسال ماهواره با مشخصات فرکانسی متفاوت برای پرکردن نقاط مداری تقریباً امری امکان‌ناپذیر است، معمولاً از ماهواره‌هایی که عمر عملیاتی‌شان پایان یافته و هنوز سوخت کافی برای انجام مانور دارند جهت پر کردن نقاط مداری استفاده می‌شود. به این صورت که کشورها با توجه به مشخصات فرکانسی نقاط مداری ثبت شده و باندهای فرکانسی ماهواره موردنظر، برای پرکردن نقاط مداری خود اصطلاحاً ماهواره‌ها را اجاره می‌کنند. اتوبوس فضایی یک ماهواره مخابراتی در مدار زمین آهنگ است که مأموریت آن مانور مداری بین نقاط ثبت شده در ITU و پر کردن این نقاط به جهت حفظ امتیاز مدار-فرکانس برای هر کشور است.

## ۳- روش ارزیابی طرح

این طرح در دو بخش طراحی آماری در سطح سیستم و تحلیل مدار برای ماهواره مخابراتی با پشرانش شیمیایی و الکتریکی به صورت جداگانه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. برای بخش طراحی آماری از روش مطا (مدل طراحی آماری) استفاده خواهیم نمود. پیشنهاد اولیه استفاده از این روش برای اولین بار توسط میرشمس در ۲۰۱۳ روی زیرسیستم تأمین انرژی و مخابرات ماهواره ارائه شد [۴-۵]. در ادامه، میرشمس و همکاران در ۲۰۱۴ قابلیت‌های روش مطا اولیه ارائه شده را با

## ۴- نیازمندی‌ها و قیود طرح

به منظور پیاده‌سازی ایده مطرح شده از پنج موقعیت مداری کشور ثبت شده توسط سازمان فضایی ایران در ITU استفاده شده است. به این صورت که ماهواره به صورت مداوم ۹۰ روز در هر نقطه مداری حضور داشته باشد. مشخصات این نقاط مداری که به طور مستقیم از سازمان فضایی ایران اخذ شده در جدول ۱ ارائه شده است. از طرفی دیگر، برای انجام مأموریت مطرح شده، بهره‌مندی از تمام باندهای فرکانسی لازم جهت پوشش سراسری، یکی دیگر از الزامات طراحی در محموله مخابراتی است. به این منظور تعداد ۱۶ ترانسپاندر در باندهای فرکانسی Ku، Ka و C مطابق جدول ۲ تعریف می‌شود.

جدول (۱): مشخصات پنج نقطه مداری کشور در ITU.

ردیف	موقعیت مداری (طول جغرافیایی)	شناسه شبکه	نوع فایلینگ
۱	۲۴,۱۹°	۱۱۶۵۲۰۱۶۹	CRC
۲	۲۶°	۱۰۰۵۹۰۸۳۳	Notif.
۳	۳۴°	۱۱۷۵۲۰۴۹۴	CRC
۴	۴۳,۵°	۱۱۷۵۹۰۰۷۹	Notif.
۵	۷۰,۵°	۱۱۶۲۰۱۷۰	CRC

جدول (۲): نوع باند فرکانسی، تعداد ترانسپاندر و پهنای باند.

نوع باند فرکانسی	تعداد ترانسپاندر	پهنای باند (MHz)
Ka	۴	۵۰۰
Ku	۶	۳۰۰
C	۶	۳۰۰

## ۵-۱- پایگاه داده

پایگاه داده شامل ۳۹ ماهواره مخابراتی با پیش‌رانش شیمیایی در مدار زمین‌آهنگ است که مشخصات اصلی این پایگاه داده در جدول ۳ ذکر شده است.

جدول (۳): مشخصات پایگاه داده (پیش‌رانش شیمیایی).

پارامتر	بازه تغییرات
تاریخ پرتاب	۲۰۰۸ - ۲۰۱۸
جرم پرتاب (kg)	۱۴۱۰ - ۶۶۵۴
جرم خشک (kg)	۵۵۹ - ۲۷۷۸
توان مصرفی (watt)	۱۴۳۰ - ۱۷۵۰۰
عمر ماهواره (سال)	۸ - ۱۷

## ۵-۲- ورودی‌ها و خروجی‌ها

ورودی‌های طراحی آماری برای این مأموریت شامل نوع مدار، نوع مأموریت، باندهای فرکانسی، پهنای باند و تعداد ترانسپاندر است که مشخصات هر یک در جدول ۴ مشاهده می‌شود. در این مقطع، تعداد ترانسپاندرها که برابر ۱۶ است، به عنوان ورودی اصلی طراحی در نظر گرفته می‌شود. خروجی‌های طراحی آماری در دو سطح system و segment شامل نوع پرتابگر، پایگاه پرتاب، جرم پرتاب، جرم خشک، توان، حجم و هزینه است که به تفکیک در جدول ۵ قابل مشاهده است. با این خروجی‌ها در واقع می‌توان به امکان‌سنجی اولیه از ماهواره دست یافت.

جدول (۴): مشخصات ورودی‌ها.

پارامتر	نوع یا مقدار
نوع مدار	نوع یا مقدار
نوع مأموریت	زمین‌آهنگ
باندهای فرکانسی	مخابراتی
پهنای باند (MHz)	Ka - Ku - C
تعداد ترانسپاندر	۳۰۰-۵۰۰
	۱۶

جدول (۵): خروجی‌های طراحی آماری.

segment	system
جرم پرتاب	نوع پرتابگر
جرم خشک	پایگاه پرتاب
توان	
حجم	
هزینه	

## ۵- پیاده‌سازی روش مطا بر روی طراحی سیستم اتوبوس فضایی با پیش‌رانش شیمیایی

ابتدا پایگاه داده‌ای شامل ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ با پیش‌رانش شیمیایی جمع‌آوری می‌شود. سپس، ورودی‌ها و خروجی‌های طراحی در سطح سیستم با توجه به نوع مأموریت انتخاب می‌شود. در ادامه، روندنمای طراحی مشخص و براساس آن نمودارهای استخراج مدل‌های آماری رسم می‌شود و در نهایت روابط حاصل از آن‌ها به دست می‌آیند.

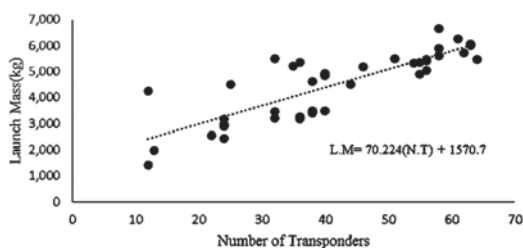
### ۳-۵- روندنمای طراحی

مطابق با آنچه در شکل ۳ نشان داده شده است، با توجه به مشخص بودن تعداد ترانسپاندر، جرم کل ماهواره محاسبه خواهد شد. سپس جرم خشک با ورود جرم کل ماهواره، توان مصرفی با استفاده از جرم خشک، در نهایت حجم و هزینه ساخت ماهواره با استفاده از روابط میان حجم و هزینه با جرم کل ماهواره محاسبه خواهد شد. نوع پرتابگر و پایگاه پرتاب نیز با استفاده از جرم پرتاب و ارتفاع مداری تعیین می‌شود.

این منظور ابتدا بایستی جرم ماهواره را بدست آورد. طبق جدول ۶ برای محاسبه جرم کل ماهواره از رابطه (۱) استفاده می‌شود که در آن تعداد ترانسپاندر ۱۶ است.

$$L.M = 70.224 \times (16) + 1570.7 = 2694.284kg \quad (1)$$

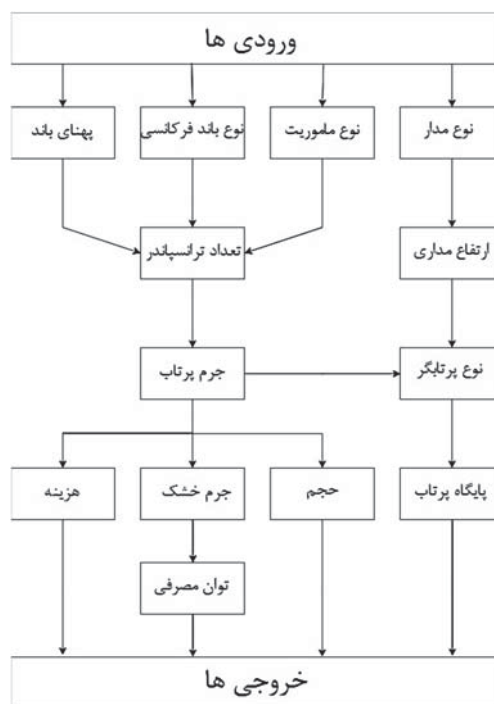
با توجه به جرم ماهواره از نمودار شکل ۵، پرتابگر Zenit 3SLB بدست می‌آید. پایگاه پرتاب این پرتابگر Sea Launch Odyssey است.



شکل (۴): مدل جرمی، رابطه میان جرم پرتاب و تعداد ترانسپاندر (پیشرانش شیمیایی).

جدول (۶): روابط طراحی آماری برای اتوبوس فضایی با پیشرانش شیمیایی.

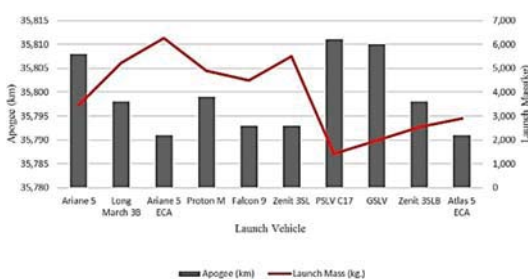
پارامتر	رابطه
جرم پرتاب بر حسب تعداد ترانسپاندر	$L.M = 70.224(N.T) + 1570.7$
جرم خشک بر حسب جرم پرتاب	$D.M = 0.3046(L.M)^{1.0461}$
توان مصرفی بر حسب جرم خشک	$Power = 1344.9e^{0.0011(D.M)}$
حجم بر حسب جرم پرتاب	$Volume = 0.0117(L.M) - 11.813$
هزینه بر حسب جرم پرتاب	$Cost = 1.4237(L.M)^{0.6372}$



شکل (۳): روندنمای طراحی.

### ۴-۵- استخراج روابط و مدل های آماری

همان گونه که بیان شد طبق روندنمای طراحی، مدل های آماری شامل مدل جرمی، مدل توانی، مدل حجمی و مدل هزینه را به همراه روابط مربوطه از پایگاه داده استخراج شد. به عنوان نمونه مدل جرمی که رابطه میان جرم پرتاب و تعداد ترانسپاندر است در شکل ۴ نشان داده شده است. روابط طراحی آماری و تعیین مشخصات سیستمی برای اتوبوس فضایی با پیشرانش شیمیایی در جدول ۶ ارائه شده است. لازم به ذکر است در استخراج مدل های آماری، داده های غیرهمخوان و غیرمعنی دار که رگرسیون را کاهش می دهند، حذف شده اند. برای انتخاب نوع پرتابگر از نمودار توزیع پرتابگر براساس جرم پرتاب و ارتفاع مداری که در شکل ۵ نشان داده شده است، استفاده می شود. به



شکل (۵): نمودار توزیع پرتابگر براساس جرم پرتاب و ارتفاع مداری (پیشرانش شیمیایی).

### ۵-۵- جمع‌بندی مشخصات سیستمی

جمع‌بندی خروجی طراحی آماری و مشخصات سیستمی اتوبوس فضایی با پیشرانش شیمیایی با در نظر گرفتن تعداد ۱۶ ترانسپاندر به عنوان ورودی، به صورت جدول ۷ است.

جدول (۷): جمع‌بندی مشخصات سیستمی (پیشرانش شیمیایی).

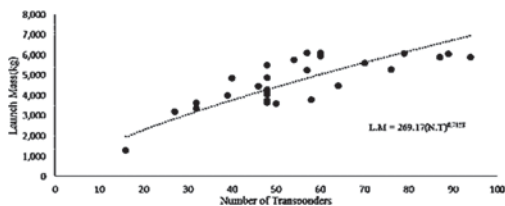
پارامتر	نوع یا مقدار
جرم کل (kg)	۲۶۹۴/۲۸۴
جرم خشک (kg)	۱۱۸۱/۱۸۲
توان مصرفی (watt)	۴۹۳۱/۳۸۵
حجم (m <sup>3</sup> )	۱۹/۷۱۰
هزینه	۲۱۸/۴۲۲
نوع پرتابگر	Zenit 3SLB
پایگاه پرتاب	Sea Launch Odyssey

### ۶-۲- استخراج روابط و مدل های آماری

مشابه بخش قبل طبق روندنمای طراحی، مدل‌های آماری به همراه روابط مربوطه از پایگاه داده استخراج شد. به عنوان نمونه مدل جرمی برای اتوبوس فضایی با پیشرانش الکتریکی در شکل ۶ نشان داده شده است. جمع‌بندی روابط طراحی آماری و تعیین مشخصات سیستمی برای اتوبوس فضایی با پیشرانش الکتریکی در جدول ۹ ارائه شده است. در این بخش نیز در استخراج مدل‌های آماری، داده‌های غیرهمخوان و غیرمعنی دار که رگرسیون را کاهش می‌دهند، حذف شده‌اند. برای انتخاب نوع پرتابگر از نمودار توزیع پرتابگر براساس جرم پرتاب و ارتفاع مداری که در شکل ۷ نشان داده شده است، استفاده می‌شود. به این منظور همانند بخش قبل ابتدا بایستی جرم ماهواره را بدست آورد. طبق جدول ۹ برای محاسبه جرم کل ماهواره از رابطه (۲) استفاده می‌شود که در آن تعداد ترانسپاندر ۱۶ است.

$$L.M = 269.17 \times (16)^{0.7158} = 1958.555kg \quad (2)$$

با توجه به جرم ماهواره، از نمودار شکل ۷ پرتابگر GSLV بدست می‌آید. پایگاه پرتاب این پرتابگر Satish Dhawan Space Centre است.



شکل (۶): مدل جرمی، رابطه میان جرم پرتاب و تعداد ترانسپاندر (پیشرانش الکتریکی).

### ۶- پیاده‌سازی روش مطا بر روی طراحی سیستم اتوبوس فضایی با پیشرانش الکتریکی

روند پیاده‌سازی مشابه بخش قبل است. با این تفاوت که پایگاه داده این بار شامل ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ با پیشرانش الکتریکی است. بنابراین، ورودی‌ها و خروجی‌ها مطابق جدول‌های ۴ و ۵ تعریف شده و روندنمای طراحی آماری نیز مشابه بخش قبل و به صورت شکل ۳ است.

### ۶-۱- پایگاه داده

پایگاه داده شامل ۲۸ ماهواره مخابراتی با پیشرانش الکتریکی در مدار زمین‌آهنگ است که مشخصات اصلی این پایگاه داده در جدول ۸ ذکر شده است.

جدول (۸): مشخصات پایگاه داده (پیشرانش الکتریکی).

پارامتر	بازه تغییرات
تاریخ پرتاب	۱۹۹۷ - ۲۰۱۸
جرم پرتاب (kg)	۱۳۰۰ - ۶۱۰۰
جرم خشک (kg)	۲۱۵ - ۴۱۷۸
توان مصرفی (watt)	۴۶۰۰ - ۱۹۳۰۰
عمر ماهواره (سال)	۱۱ - ۱۵

جدول (۹): روابط طراحی آماری برای اتوبوس فضایی با پیشرانش الکتریکی.

پارامتر	رابطه
جرم پرتاب بر حسب تعداد ترانسپاندر	$L.M = 269.17(N.T)^{0.7158}$
جرم خشک بر حسب جرم پرتاب	$D.M = 0.0079(L.M)^{1.5016}$
توان مصرفی بر حسب جرم خشک	$Power = 3426.1e^{0.0004(D.M)}$
حجم بر حسب جرم پرتاب	$Volume = 0.0121(L.M) - 12.512$
هزینه بر حسب جرم پرتاب	$Cost = 2.7603(L.M)^{0.5158}$

جدول (۱۱): مشخصات کلی مدار GEO [۱۰].

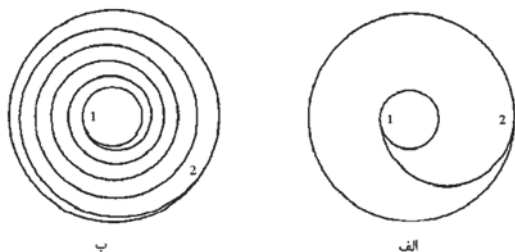
پارامتر	نوع یا مقدار
نوع مدار	GEO
خروج از مرکز	۰
شیب مداری (درجه)	۰
ارتفاع مداری (km)	۳۵۷۸۶
شعاع مداری (km)	۴۲۱۶۴
سرعت مداری (m/s)	۳/۰۷۵

### ۷-۲- تحلیل مانور انتقال مداری

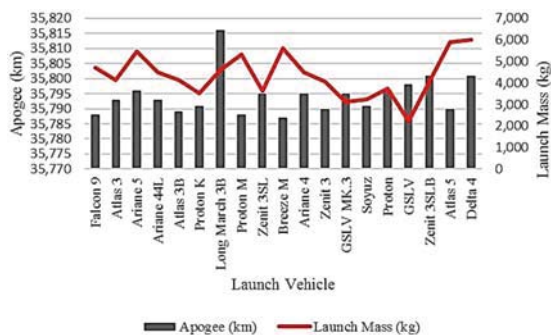
برای تزریق ماهواره در مدار GEO با توجه به نوع پرتابگر و توانایی آن در قرار دادن ماهواره در مدار، معمولاً ابتدا ماهواره در مدار پارکینگ قرار گرفته و سپس از پارکینگ به GEO منتقل می‌شود [۱۱]. بنابراین، برای بررسی این موضوع از پارامترهای مدار انتقالی پرتابگر استفاده می‌شود. نتایج این بررسی برای دو پرتابگر مورد استفاده برای پرتاب اتوبوس فضایی با پیشران‌های الکتریکی و شیمیایی که در بخش‌های قبل انتخاب شدند، در جدول ۱۲ ارائه شده است. برای انتقال ماهواره با پیشران‌های شیمیایی به مدار GEO بهینه‌ترین روش از لحاظ مصرف سوخت، مانور انتقال هاهمن است. برای ماهواره با پیشران‌های الکتریکی نیز با توجه به نیروی پیشران کم لازم برای مانور، از مانورهای ضربه‌ای الکتریکی یا Spiral استفاده می‌شود [۱۴]. نحوه انجام این دو مانور در شکل ۸ نشان داده شده است. شبیه‌سازی مانور هاهمن برای انتقال به مدار GEO نیز در نرم افزار STK انجام شد که نتیجه آن در شکل ۹ قابل مشاهده است.

جدول (۱۲): پارامترهای مدار انتقالی GEO برای دو پرتابگر مورد استفاده [۱۲-۱۳].

پارامتر مداری	پرتابگر Zenit 3SLB	پرتابگر GSLV
ارتفاع حضیض (km)	۲۰۰	۱۷۰
ارتفاع اوج (km)	۳۵۷۸۶	۳۵۹۷۵
شیب مداری (درجه)	۰	۲۰.۶۳



شکل (۸): مانورهای انتقال مداری: الف- هاهمن، ب- Spiral [۱۴].



شکل (۷): نمودار توزیع پرتابگر بر اساس جرم پرتاب و ارتفاع مداری (پیشران‌های الکتریکی).

### ۶-۳- جمع‌بندی مشخصات سیستمی

جمع‌بندی خروجی طراحی آماری و مشخصات سیستمی اتوبوس فضایی با پیشران‌های الکتریکی با در نظر گرفتن تعداد ۱۶ ترانسپاندر به عنوان ورودی، به صورت جدول ۱۰ است.

جدول (۱۰): روابط طراحی آماری برای اتوبوس فضایی با پیشران‌های الکتریکی.

پارامتر	نوع یا مقدار
جرم کل (kg)	۱۹۵۸/۵۵۵
جرم خشک (kg)	۶۹۳/۱۰۳
توان مصرفی (watt)	۴۵۲۰/۶۸۶
حجم (m <sup>3</sup> )	۱۱/۱۸۷
هزینه (میلیون دلار)	۱۳۷/۷۰۱
نوع پرتابگر	GSLV
پایگاه پرتاب	Satish Dhawan Space Centre

### ۷- تحلیل مدار

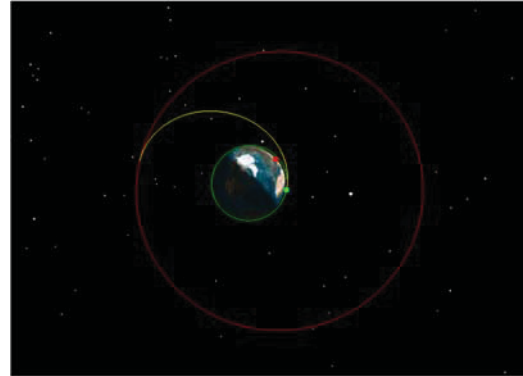
در این بخش در ابتدا مشخصات کلی مدار را بیان نموده و در ادامه به تحلیل و مقایسه مانورهای لازم برای انجام مأموریت اتوبوس فضایی با پیشران‌های الکتریکی و شیمیایی پرداخته می‌شود. در پایان نیز جرم سوخت لازم برای انجام مانورها، محاسبه و مقایسه خواهد شد.

### ۷-۱- مشخصات مدار GEO

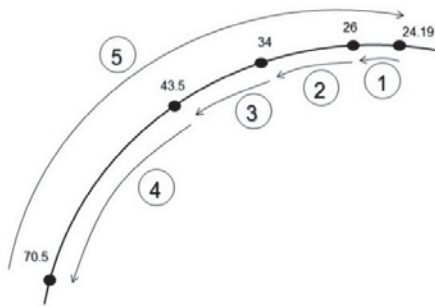
مدار GEO در واقع نوعی مدار زمین آهنگ است که علاوه بر اینکه سرعت زاویه‌ای و دوره تناوب آن با سرعت گردش و دوره تناوب زمین برابر است، شیب مداری آن نیز برابر صفر است و همچنین یک مدار دایروی محسوب می‌شود. مشخصات کلی مدار GEO در جدول ۱۱ ارائه شده است [۱۰].

### ۷-۳- تحلیل مانور تغییر فاز

ماهواره برای انجام مأموریت و حضور در نقاط مداری تعریف شده می‌بایست با انجام مانور بین نقاط مداری جابه‌جا شود. به این منظور از مانور تغییر فاز استفاده می‌شود. این مانور به صورت یک سناریوی پیشنهادی مطابق شکل ۱۰ در نظر گرفته می‌شود. براساس روابط موجود در مرجع [۱۰]، تغییرات سرعت برای انجام مانور تغییر فاز مطابق جدول ۱۴ محاسبه شده است. لازم به ذکر است تحلیل مانور تغییر فاز برای اتوبوس فضایی با پیشرانش الکتریکی و شیمیایی، با توجه به استفاده از نقاط مداری مشابه، یکسان است.



شکل (۹): شبیه‌سازی مانور هاهمن در نرم افزار STK.



شکل (۱۰): مانور تغییر فاز بین پنج نقطه مداری تعریف شده.

جدول (۱۴): تغییرات سرعت برای انجام مانور تغییر فاز برای هر مسیر.

شماره مسیر	اختلاف فاز $\Delta\lambda$ (درجه)	تغییرات سرعت $\Delta V$ (m/s)
۱	۱/۸	۱۰/۲۸۲
۲	۸	۴۶/۱۷۹
۳	۹/۵	۵۵/۰۰۵
۴	۲۷	۱۶۱/۸۴
۵	۴۶/۳۱	۲۳۳/۷۷۸

### ۷-۴- تحلیل استیشن کپی‌نگ

به‌طور کلی ماهواره پس از قرار گرفتن در مدار بر اثر اغتشاشاتی از قبیل فشار تشعشعات خورشیدی، اثر جسم سوم و غیره دچار جابه‌جایی می‌شود. بنابراین، برای جبران این جابه‌جایی‌ها در هر نقطه مداری برای ماهواره یک محدوده تعریف می‌شود تا نوسانات قابل قبول ماهواره در آن محدوده کنترل شود. دامنه این جابه‌جایی‌ها معمولاً با عدد  $\lambda = \pm 0.1^\circ$  تعریف می‌شود. برای نگه داشتن ماهواره در این دامنه بایستی تغییرات سرعت مورد نیاز در هر نقطه مداری محاسبه شود. به این منظور از رابطه (۳) استفاده می‌شود [۱۵].

$$\Delta V = 4 \sqrt{\frac{r_f \lambda_{\max}}{3}} \quad (۳)$$

بدست آوردن تغییر سرعت لازم برای انجام مانور انتقال مداری در تحلیل مانور اهمیت ویژه‌ای دارد که روند محاسبه آن مطابق روابط موجود در جدول ۱۳ است [۱۰] و نتایج آن به تفکیک نوع پیشرانش در این جدول ارائه شده است. تفاوت ناچیز بین تغییرات سرعت در دو نوع پیشرانش، به علت تفاوت ارتفاع مدار GTO در پرتابگرهای مربوط به آن‌ها است.

جدول (۱۳): محاسبه تغییر سرعت لازم برای انجام مانور انتقال به مدار.

رابطه	پیشرانش الکتریکی	پیشرانش شیمیایی	نوع مانور
-	Spiral	هاهمن	شعاع
$r_p = z_p + R_E$	۶,۵۴۸	۶,۵۷۸	حضیض مدار GTO (km)
$r_a = z_a + R_E$	۴۲,۲۵۳	۴۲,۱۶۷	شعاع اوج مدار GTO (km)
$\sqrt{2\mu} \sqrt{\frac{r_a r_p}{r_a + r_p}}$	۶۷,۲۳۸/۹۹	۶۷,۳۵۲/۲۲	مومتوم زاویه‌ای نقطه ۱ (km <sup>2</sup> /s)
$h_2 = \sqrt{\mu \times r_a}$	۱۲۹,۹۳۰/۳۹	۱۲۹,۶۴۴/۷۷	مومتوم زاویه‌ای نقطه ۲ (km <sup>2</sup> /s)
$V_1 = \frac{h_1}{r_a}$	۱/۵۸۸	۱/۵۹۷	سرعت نقطه ۱ (km/s)
$V_2 = \frac{h_2}{r_a}$	۳/۰۶۸	۳/۰۷۵	سرعت نقطه ۲ (km/s)
$\Delta V = V_2 - V_1$	۱/۴۸۰	۱/۴۷۸	تغییرات سرعت (km/s)



مجموع تغییرات سرعت از جمع تغییرات سرعت برای هر مانور مطابق جدول ۱۶ به دست می‌آید. شتاب گرانش زمین برابر ۹/۸۱ در نظر گرفته می‌شود. جرم کل ماهواره و ضربه ویژه نیز با توجه به نوع پیشرانش متفاوت است که در ادامه مورد بررسی قرار می‌گیرد.

جدول (۱۶): مجموع تغییرات سرعت مانور های مداری.

پیشرانش شیمیایی	پیشرانش الکتریکی	
۱,۴۷۸	۱,۴۸۰	تغییرات سرعت مانور انتقال مداری (m/s)
۵۰۷/۰۸۴	۵۰۷/۰۸۴	تغییرات سرعت مانور تغییر فاز (m/s)
۰/۶۴۰	۰/۶۴۰	تغییرات سرعت استیشن کپیینگ (m/s)
۱,۹۸۵/۷۲۴	۱,۹۸۷/۷۲۴	جمع کل تغییرات سرعت (m/s)

### ۸-۱- جرم سوخت برای پیشرانش شیمیایی

مطابق جدول ۷ جرم کل ماهواره با پیشرانش شیمیایی برابر ۲۶۹۴/۲۸۴ کیلوگرم است. همچنین، ضربه ویژه برای پیشرانش شیمیایی با بررسی منابع موجود به طور متوسط برابر ۳۰۰ ثانیه در نظر گرفته شده است [۱۰]. در نتیجه با استفاده از رابطه (۵) جرم سوخت مصرفی برای پیشرانش شیمیایی بدست می‌آید.

$$\Delta m_{chemical} = M_{chemical} \left( 1 - e^{\frac{-\Delta V}{g_0 \times I_{sp}}} \right) \quad (5)$$

### ۸-۲- جرم سوخت برای پیشرانش الکتریکی

مطابق جدول ۱۰ جرم کل ماهواره با پیشرانش الکتریکی برابر ۱۹۵۸/۵۵۰ کیلوگرم است. همچنین، ضربه ویژه برای پیشرانش الکتریکی با بررسی منابع موجود به طور متوسط برابر ۳,۵۰۰ ثانیه در نظر گرفته می‌شود [۱۶]. در نتیجه با استفاده از رابطه (۶) جرم سوخت مصرفی برای پیشرانش الکتریکی بدست می‌آید.

$$\Delta m_{electrical} = M_{electrical} \left( 1 - e^{\frac{-\Delta V}{g_0 \times I_{sp}}} \right) \quad (6)$$

### ۹- جمع بندی و نتیجه گیری

حفظ امتیاز مدار-فرکانس متعلق به کشورها برای ارسال ماهواره‌های مخابراتی به مدار زمین‌آهنگ از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. برای حفظ این امتیاز، ماهواره‌های مخابراتی به نام توبوس فضایی با مأموریت مانور مداری بین نقاط اخذ شده از

در این رابطه،  $\Gamma$  شعاع مداری است و طبق جدول موجود در شکل ۱۱ این مقدار برای مدار GEO برابر است با ۴۲,۱۶۴ کیلومتر و  $\lambda_{max} = 0.1^\circ$ . پارامتر  $f$  نیز شتاب است که برای هر نقطه مداری با استفاده از جدول موجود در شکل ۱۱ که از مرجع [۱۵] استخراج شده است، با استفاده از درون‌یابی خطی بدست می‌آید. تغییرات سرعت محاسبه شده برای استیشن کپیینگ در جدول ۱۵ ارائه شده است.

Longitude (degrees east)	Acceleration (m/s <sup>2</sup> )	Fuel: $\Delta V$ (m/s/year)
-160	$-5.3 \times 10^{-8}$	1.67
-140	$-4.75 \times 10^{-8}$	1.50
-120	$-2.30 \times 10^{-8}$	0.73
-100	$+8.10 \times 10^{-9}$	0.26
-80	$+3.39 \times 10^{-8}$	1.07
-60	$+4.61 \times 10^{-8}$	1.45
-40	$+3.99 \times 10^{-8}$	1.26
-20	$+1.48 \times 10^{-8}$	0.47
0	$-2.10 \times 10^{-8}$	0.66
20	$-5.09 \times 10^{-8}$	1.61
40	$-5.73 \times 10^{-8}$	1.81
60	$-3.30 \times 10^{-8}$	1.04
80	$+1.17 \times 10^{-8}$	0.37
100	$+5.21 \times 10^{-8}$	1.64
120	$+6.49 \times 10^{-8}$	2.05
140	$+4.44 \times 10^{-8}$	1.40
160	$+4.08 \times 10^{-9}$	0.13
180	$-3.40 \times 10^{-8}$	1.07

شکل (۱۱): جدول پارامترهای استیشن کپیینگ [۱۵].

جدول (۱۵): تغییرات سرعت استیشن کپیینگ برای هر نقطه مداری.

نقطه مداری (طول جغرافیایی)	تغییرات سرعت $\Delta V$ (m/s)
۲۴/۱۹	۰/۱۴۳۲
۲۶	۰/۱۴۴۰
۳۴	۰/۱۴۷۴
۴۳/۵	۰/۱۴۴۳
۷۰/۵	۰/۰۶۱۲

### ۸- محاسبه جرم سوخت مصرفی

در این بخش با استفاده از مجموع تغییرات سرعت برای انجام هر مانور که در بخش قبل محاسبه شد و همچنین جرم کل ماهواره، با استفاده از رابطه (۴) به صورت جداگانه جرم سوخت مصرفی برای ماهواره با پیشرانش شیمیایی و الکتریکی محاسبه شده است (رابطه ۴).

$$\frac{\Delta m}{M} = 1 - e^{\frac{-\Delta V}{g_0 \times I_{sp}}} \quad (4)$$

در رابطه (۴)  $\Delta m$  جرم سوخت مصرفی،  $M$  جرم کل ماهواره،  $\Delta V$  مجموع تغییرات سرعت،  $g_0$  شتاب گرانش زمین و  $I_{sp}$  ضربه ویژه است [۱۰]. با توجه به تحلیل‌های صورت گرفته برای انجام مانورها،

## (یادداشت فنی)

علیرضا امیرخانی و مهران میرشمس

الکترونیک را مناسب می‌کند. تغییر دیگری که در استفاده از سیستم پیشرانش الکترونیکی به جای شیمیایی در طراحی ماهواره رخ می‌دهد، میزان توان مصرفی است. همان‌گونه که در جدول ۱۷ نیز مشهود است، نسبت توان به جرم در سیستم پیشرانش الکترونیکی بیشتر از این نسبت در سیستم پیشرانش شیمیایی است. به عنوان نتیجه نهایی برای انجام مأموریت اتوبوس فضایی جهت حفظ امتیاز مدار- فرکانس و انجام مانورهای مداری پی در پی، باتوجه به میزان سوخت کمتر، علی‌رغم زمان دسترسی بیشتر به نقطه مدار نهایی و همچنین توجیه‌پذیر بودن طرح به لحاظ اقتصادی، استفاده از سیستم پیشرانش الکترونیکی به صرفه تر از سیستم پیشرانش شیمیایی است.

جدول (۱۷): جمع‌بندی نتایج حاصل از طراحی آماری و تحلیل مدار اتوبوس فضایی.

پارامتر	ماهواره با پیشرانش شیمیایی	ماهواره با پیشرانش الکترونیکی
تعداد ترانسپاندر	۱۶	۱۶
باندهای فرکانسی	Ka - Ku - C	Ka - Ku - C
پهنای باند (MHz)	۳۰۰-۵۰۰	۳۰۰-۵۰۰
جرم کل ماهواره (kg)	۲۶۹۴/۲۸۴	۱۹۵۸/۵۵۵
جرم خشک (kg)	۱۱۸۱/۱۸۲	۶۹۳/۱۰۳
توان مصرفی (watt)	۴۹۳۱/۳۸۵	۴۵۲۰/۶۸۶
حجم (m <sup>3</sup> )	۱۹/۷۱۰	۱۱/۱۸۷
هزینه پرتاب (میلیون دلار)	۲۱۸/۴۲۲	۱۳۷/۷۰۱
پرتابگر	Zenit 3SLB	GSLV
پایگاه پرتاب	Sea Launch Odyssey	Satish Dhawan Space Centre
مجموع تغییرات سرعت مانورها (m/s)	۱۹۸۵/۷۲۴	۱۹۸۷/۷۲۴
ضربه ویژه (s)	۳۰۰	۳۵۰۰
جرم سوخت مصرفی کل (kg)	۱۳۳۲/۰۹۹	۱۱۰/۱۶۵
جرم سوخت مصرفی کل (kg)	۱۳۳۲/۰۹۹	۱۱۰/۱۶۵
جرم سوخت حمل شده برای انجام مأموریت (kg)	۱۰۶۳/۷۲۳	۸۳/۷۶۸
هزینه مأموریت با استفاده از اتوبوس فضایی (میلیون دلار)	۱۲۰/۸۱۳	۲۷/۰۹۴
هزینه مأموریت با استفاده از ماهواره مستعمل (میلیون دلار)	۵۰	۵۰

سازمان بین‌المللی مخابرات در سطح سیستم طراحی شد. در این مقاله تحلیل اتوبوس فضایی در دو بخش طراحی آماری و استخراج مشخصات سیستمی و نیز تحلیل و شبیه‌سازی مانورهای مداری برای ماهواره با سیستم پیشرانش الکترونیکی و شیمیایی به طور مجزا انجام شد. در نهایت نیز جرم سوخت مصرفی برای انجام مأموریت محاسبه شد.

به منظور امکان‌سنجی طرح پیشنهادی، با در نظر گرفتن سوخت مصرفی برای انجام مانورهای بین مداری به عنوان محموله اصلی مأموریت، میزان هزینه پرتاب با اتوبوس فضایی در مقایسه با استفاده از یک ماهواره مستعمل که عمر عملیاتی‌اش به پایان رسیده است، مورد ارزیابی قرار گرفته است. لازم به ذکر است هزینه انجام مأموریت مانورهای بین مداری با استفاده از ماهواره‌های مستعمل، با توجه به نظر نخبگان و داده‌های تجربی برای قرارگیری در هر نقطه مداری، عددی بین ۶ تا ۱۵ میلیون دلار است که در اینجا به طور متوسط ۱۰ میلیون دلار برای هر نقطه مداری در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل از این ارزیابی و همچنین جمع‌بندی نتایج حاصل از طراحی و تحلیل در جدول ۱۷ ارائه شده است.

همان‌طور که در جدول ۱۷ مشاهده می‌شود، استفاده از اتوبوس فضایی با پیشرانش الکترونیکی برای انجام مأموریت مانورهای بین مداری بسیار مقرون به صرفه‌تر از بکارگیری ماهواره‌های مستعمل که عمر عملیاتی‌شان پایان یافته، است و این بیانگر امکان‌پذیر بودن از لحاظ اقتصادی طرح پیشنهادی برای پیشرانش الکترونیکی است. درحالی‌که برای اتوبوس فضایی با پیشرانش شیمیایی این طرح، با توجه به هزینه محاسبه شده توجیه اقتصادی ندارد. همچنین، باتوجه به جدول ۱۷ استفاده از پیشرانش الکترونیکی موجب کاهش جرم سوخت و در نتیجه جرم کل ماهواره نسبت به پیشرانش شیمیایی می‌شود. در واقع یکی از توسعه‌های فنی که بر روند افزایش جرم ماهواره‌ها تأثیر گذاشته است، استفاده از پیشرانش الکترونیکی به جای پیشرانش شیمیایی است که موجب افزایش مداری می‌شود. با کاهش جرم سوخت مورد نیاز برای انجام مانورهای مداری که در اکثر موارد این میزان جرم سوخت بیشتر از جرم خشک ماهواره است، ماهواره می‌تواند محموله بزرگتر و سنگین‌تری را حمل کند و یا با در نظر گرفتن جرم کم برای دو ماهواره که ظرفیت حمل بیشتری دارند، همزمان این دو ماهواره را پرتاب نمود.

استفاده از پیشرانش الکترونیکی، مدت زمان مورد نیاز برای مانور و افزایش مداری را به طور قابل توجهی افزایش می‌دهد. این مدت زمان در مقایسه با استفاده از پیشرانش شیمیایی، حدود چند ماه در برابر چند روز است. با این حال، در اغلب موارد کاهش جرم و هزینه پرتاب بر تأخیر در رسیدن به موقعیت نهایی در مدار غلبه می‌کند. همین موضوع استفاده از سیستم پیشرانش تمام

### مراجع

- [1] Vallado, D.A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Springer Science & Business Media, Berlin, 2001.
- [2] "UCS Satellite Database", eoPortal, <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database>, 2021.
- [3] "Introduction to Satellite-Frequency Orbit", eoPortal, [https://www.isa.ir/files/site1/rasoolzade\\_5c62d/file\\_s.pdf](https://www.isa.ir/files/site1/rasoolzade_5c62d/file_s.pdf), 2018 (In Persian).
- [4] Mirshams, M., Zabihian, A.R., and Zabihian, E., "Statistical Design Model and Telecommunication Satellites Subsystems", *The 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2013.
- [5] Mirshams, M., Zabihian, E., and Zabihian, A.R., "Statistical Model of Power Supply Subsystem Satellite", *The 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2013.
- [6] Zabihian, E., Zabihian, A.R., and Mirshams, M., "Statistical Design Model (SDM) of Power Supply and Communication Satellite Subsystems", *The 40th International Conference on COSPAR*, Moscow, Russia, 2014.
- [7] Mirshams, M., Zabihian, E., and Zabihian, A.R., "Statistical Design Model (SDM) of Communication Satellites", *The 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2015.
- [8] Mirshams, M. and Zabihian, E., "Fast Determination of System Specifications of Geo Communication Satellites", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 2, pp. 404-412, 2017 (In Persian).
- [9] Aghajani, Z., "GEO Communication Satellite Engineering Design Code", *M.Sc. Thesis*, Department of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran, 2016 (In Persian).
- [10] Curtis, H.D., *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier Butterworth-Heinemann, Oxford, 2013.
- [11] Brown, C.D., *Spacecraft Mission Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, USA, 1998.
- [12] "Sea Launch User's Guide", eoPortal, <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database>, 2020.
- [13] "GSLV User's Guide", eoPortal, [https://www.isro.gov.in/sites/default/files/flipping\\_book/GSLV-F08\\_GSAT6A/files/assets/common/downloads/GSLVF08GSAT6A.pdf](https://www.isro.gov.in/sites/default/files/flipping_book/GSLV-F08_GSAT6A/files/assets/common/downloads/GSLVF08GSAT6A.pdf), 2020.
- [14] Wertz, J.R., *Orbit and Constellation Design and Management*, Microcosm Press, Cleveland, Ohio, USA, 2001.
- [15] Fortescue, P., Swinerd, G., and Stark, J., *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley & Sons, New York, USA, 2011.
- [16] Goebel, D.M., "Evaluation of 25-cm XIPS Thruster Life for Deep Space Mission Applications", *The 31st Int. Electric Propulsion Conf.*, Ann Arbor, Michigan, USA, 2009.