JSST
Journal of Space Science and Technology

P-ISSN: 2008-4560
E-ISSN: 2423-4516

Journal of Space Science and Technology

Vol. 19, No. 4, pp. 46-59, 2026
https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1552
Journal Homepage: https://www.jsstpub.com



Original Research Paper

Cost Modeling of a Satellite Constellation Based on the Technical Specifications of Satellite Subsystems

Mehdi Jafari[1], Mesyam Delalat[2], Hadis Abidi [3*], and Amir Reza Fathi[4]

1-3. Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
4. University of Tehran, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 21 June 2025
Revised 08 November 2025
Accepted 12 November 2025
Available Online 16 November 2025

Keywords:

Satellite constellation
Satellite
Cost modeling
Satellite subsystems
Modeling
Constellation design

ABSTRACT

In this research, a case study was conducted on a hypothetical satellite constellation based on standard 12U CubeSat satellites. Initially, the key technical specifications of the satellite, including the mass of its main subsystems, were extracted and presented in detail. The masses of subsystems such as attitude determination and control system (1.845 kg), central processing unit (0.716 kg), electrical power supply (2.182 kg), structure (3.965 kg), payload (13 kg), and other components were identified, resulting in a total satellite mass of less than 24 kilograms. Subsequently, by employing the proposed cost model, a detailed cost estimation related to a single 12U satellite unit within the overall constellation program framework was provided (as per Table 3). The results of this modeling indicate that the estimated total cost per satellite amounts to $1,215,000. This total cost includes the main cost components as follows: satellite hardware and initial development ($620,100), assembly, integration, and testing (AIT) costs ($899,140), program-level and management expenses ($196,140), launch operations support costs ($111,110), and ground support equipment costs ($92,320). This study demonstrates that directly linking the technical specifications of subsystems to cost components enables more accurate cost estimation and more efficient sensitivity analysis for planners and aerospace systems engineers. It significantly contributes to a better understanding of the key factors influencing the final costs of satellite constellations.

* Corresponding Author's E-mail: hadisabidi1379@gmail.com

How to Cite this Article:
M. Jafari, M. Dellat, H. Abidi, and A. R. Fathi, "Cost modeling of a satellite constellation based on the technical specifications of satellite subsystems," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 19, no. 4, pp. 46-59, 2026, (in Persian), https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1552.

COPYRIGHTS
© 2026 by the authors. Published by ARI. 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)

JSST
علوم و فناوری فضایی

شاپای چاپی: ۴۵۶۰-۲۰۰۸
شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶-۲۴۲۳

علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۵، دوره ۱۹، شماره ۴، صفحه ۴۶-۵۹
https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1552
Journal Homepage: https://www.jsstpub.com



مقاله پژوهشی

مدل‌سازی هزینه منظومه ماهواره‌ای براساس مشخصات فنی زیرسیستم‌های ماهواره

مهدی جعفری[۱]، میثم دلالت[۲]، حدیث عبیدی[۳]* و امیررضا فتحی[۴]

۱- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۲- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۳- کارشناس‌ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۴- دانشجوی دکتری، دانشگاه تهران، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۳۱ خرداد ۱۴۰۴
بازنگری ۱۷ آبان ۱۴۰۴
پذیرش ۲۱ آبان ۱۴۰۴
اولین انتشار ۲۵ آبان ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

منظومه ماهواره‌ای
ماهواره
مدل اقتصادی
زیرسیستم
مدل‌سازی
طراحی منظومه

چکیده

در این پژوهش، یک مطالعه موردی بر روی یک منظومه ماهواره‌ای فرضی مبتنی بر ماهواره‌های استاندارد کیوب‌ست ۱۲ واحدی (12U) انجام گرفته است. ابتدا، مشخصات فنی کلیدی ماهواره، از جمله جرم زیرسیستم‌های اصلی آن، به تفصیل استخراج و ارائه شده است. جرم زیرسیستم‌هایی نظیر کنترل وضعیت و تعیین موقعیت (۱/۸۴۵ کیلوگرم)، پردازنده مرکزی (۰/۷۱۶ کیلوگرم)، تأمین توان الکتریکی (۲/۱۸۲ کیلوگرم)، سازه (۳/۹۶۵ کیلوگرم) و محموله (۱۳ کیلوگرم) مشخص گردیده که منجر به جرم کل ماهواره‌ای کمتر از ۲۴ کیلوگرم می‌شود. سپس، با به‌کارگیری یک مدل هزینه پیشنهادی، برآورد تفصیلی هزینه‌های مرتبط با یک واحد ماهواره 12U در چارچوب برنامه کلی منظومه ارائه شده است. نتایج این مدل‌سازی نشان می‌دهد که هزینه کل تخمینی برای هر ماهواره معادل ۱,۲۱۵,۰۰۰ دلار است. این هزینه کل، شامل مولفه‌های اصلی زیر می‌باشد: هزینه خود ماهواره (شامل سخت‌افزار و توسعه اولیه به مبلغ ۶۲۰,۱۰۰ دلار)، هزینه‌های مونتاژ، یکپارچه‌سازی و تست (۱۹۹,۱۴۰ دلار)، هزینه‌های سطح برنامه و مدیریت (۱۹۶,۱۴۰ دلار)، هزینه‌های پشتیبانی از عملیات پرتاب (۱۱۱,۱۱۰ دلار) و هزینه تجهیزات پشتیبانی زمینی (۹۲,۳۲۰ دلار). این تحقیق نشان می‌دهد که ارتباطدهی مستقیم مشخصات فنی زیرسیستم‌ها به مولفه‌های هزینه، امکان برآورد دقیق‌تر و تحلیل حساسیت کارآمدتر را برای برنامه‌ریزان و مهندسان سیستم‌های فضایی فراهم می‌آورد و به درک بهتر عوامل کلیدی مؤثر بر هزینه نهایی منظومه‌های ماهواره‌ای کمک شایانی می‌نماید.

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: hadisabidi1379@gmail.com

How to Cite this Article:
M. Jafari, M. Dellat, H. Abidi, and A. R. Fathi, "Cost modeling of a satellite constellation based on the technical specifications of satellite subsystems," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 19, no. 4, pp. 46-59, 2026, (in Persian), https://doi.org/10.22034/jsst.2026.1552.

COPYRIGHTS
© 2026 by the authors. Published by ARI. 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)

علائم و اختصارات

12U	12-Unit CubeSat
ADCS	Attitude Determination and Control System
AOCS	Attitude and Orbit Control System
C&DH	Command and Data Handling
OBC	On-Board Computer
EPS	Electrical Power Subsystem
COTS	Commercial Off-The-Shelf
AIT	Assembly, Integration, and Test
IA&T	Integration, Assembly, & Test
GSE	Ground Support Equipment
LOOS	Launch Operations Support
GPS	Global Positioning System
BMS	Battery Management System
Isp	Specific Impulse
LEO	Low Earth Orbi
Δv: Delta-v	تغییر سرعت

مقدمه

در عصر حاضر، ماهواره‌ها به‌عنوان زیرساخت‌های حیاتی، نقش پررنگی در جنبه‌های گوناگون زندگی بشر ایفا می‌کنند. از ارتباطات راه دور و پخش تلویزیونی گرفته تا ناوبری دقیق، پایش تغییرات اقلیمی و مطالعات علمی، کاربردهای فضایی روز به روز گسترده‌تر می‌شوند. با این‌حال، توسعه و پرتاب ماهواره‌ها پروژه‌هایی بسیار پیچیده و پرهزینه هستند که نیازمند سرمایه‌گذاری‌های کلان و برنامه‌ریزی دقیق می‌باشند. در این میان، درک عوامل موثر بر قیمت تمام شده ماهواره‌ها، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. این دانش نه تنها برای مدیریت بهینه بودجه و کاهش هزینه‌های پروژه‌های فضایی ضروری است، بلکه به طراحان و مهندسان امکان می‌دهد تا با آگاهی از تاثیر هر یک از مشخصات فنی بر قیمت، تصمیمات هوشمندانه‌تری در مراحل طراحی و ساخت اتخاذ نمایند.

در سال‌های اخیر، همراه با تولید انبوه و صنعتی‌سازی ماهواره‌ها [۱]، پیشرفت‌های مهمی در فناوری اجرای کردن منظومه‌های ماهواره‌ای شده است که باعث کاهش هزینه‌های طراحی و اجرایی کردن منظومه ماهواره‌ای در مدار پایین زمین (لئو) را فراهم کرده است. در حال حاضر، بسیاری از سازمان‌ها و شرکت‌های تجاری، طرح‌های منظومه‌های ماهواره‌ای لئو را پیشنهاد کرده‌اند [۲]. سیستم Starlink طراحی شده توسط SpaceX قصد دارد ۴۲۰۰۰ ماهواره را پرتاب کند [۳] که از این تعداد ۱۷۹۱ تا پایان ۱۶ اکتبر ۲۰۲۱ در مدار قرار گرفته‌اند. OneWeb در ابتدا قصد دارد ۶۴۸ ماهواره را برای تشکیل یک منظومه ماهواره‌ای اینترنتی جهانی پرتاب کند [۴،۵]. برای سیستم فضایی بی‌سابقه پیچیده در مقیاس بزرگ، مسائل مالی محدودیت اصلی برای استقرار منظومه‌های ماهواره‌ای است [۶]. هزینه‌های هنگفت عامل مهمی در تعیین اینکه آیا این طرح می‌تواند به‌خوبی اجرا شود یا خیر است. برآورد هزینه برنامه منظومه‌های ماهواره‌ای نقشی حیاتی در کنترل موثر هزینه ماموریت ایفا می‌کند.

منظومه ماهواره‌ای مانند Starlink و OneWeb، در حال حاضر یک زمینه رقابتی از اینترنت ماهواره‌ای پهن باند تجاری را ایجاد کرده‌اند. در این مرجع، یک چارچوب فن‌آوری جدید معرفی شده است که شاخص‌های عملکرد اقتصادی منظومه ماهواره‌ای را برای رقابت با بازار اینترنت پهن‌باند زمینی موجود نشان می‌دهد. علاوه بر این، یک مدل اقتصادی جامع را برای اندازه‌گیری تأثیر فناوری بر کاهش هزینه‌ها در منظومه‌های ماهواره‌ای و مقایسه پارامترهای فن‌آوری در کارایی کاهش هزینه اجرا شده است [۷].

امروزه بسیاری از کشورها در حال بررسی و اجرایی کردن منظومه ماهواره‌ای در مدار لئو هستند. در هند منظومه ماهواره‌ای تشکیل شده از ماهواره‌های کوچک سنجش از دور برای نظارت بر زیرساخت با استفاده از SAR Payload توسعه یافته است. منظومه ماهواره‌ای لئو از ماهواره‌های کوچک به‌گونه‌ای طراحی شده است که می‌تواند کل منطقه هند را پوشش دهد. از آنجایی‌که هند کمی بالاتر از ناحیه استوایی قرار دارد، پارامترهای مداری به‌گونه‌ای تنظیم می‌شوند که شیب ۳۶ درجه و RAAN از ۷۰ تا ۱۳۰ درجه در ارتفاع ۶۰۰ کیلومتری متغیر است. هر ماهواره کوچک مجهز به یک محموله ارتباطی است که از باند X و آنتن VHF استفاده می‌کند، در حالی‌که TT&C از فرستنده باند S با سرعت داده بالا استفاده می‌کند. در نهایت نتیجه گرفته شد که هر ماهواره ۷۰ کیلوگرم جرم دارد و هزینه توسعه آن حدود ۰/۷۵ میلیون دلار است [۸].

بیش از ۲۵۰۰ ماهواره فعال در حال حاضر به دور زمین می چرخند و ستاره‌شناسان آماتور و سایر رصدگران هر ماه تعداد بیشتری ازاین ماهواره‌ها را مشاهده می‌کنند. اگر پیشنهادهای اینترنت ماهواره‌ای فعلی به واقعیت تبدیل شود، حدود ۵۰۰۰۰ ماهواره فعال در عرض ده سال در مدار زمین قرار خواهند گرفت. حتی اگر بلند پروازانه‌ترین برنامه‌ها محقق نشود، ماهواره‌ها در مقیاسی بی‌سابقه ساخته و پرتاب خواهند شد. جاه‌طلبی‌های مفاهیم بزرگ لئو ممکن است دهه ۱۹۹۰ را به یاد بیاورد، زمانی که چندین شرکت سعی کردند اتصال جهانی را فراهم کنند. Globalstar، Iridium، Odyssey و Teledesic برنامه‌های چشم‌گیری داشتند. با این‌حال، در پایان، همه به‌جز Iridium به‌دلیل

هزینه‌های بالا و تقاضای محدود، منظومه ماهواره‌ای مورد نظر خود را کاهش دادند یا لغو کردند. همه دچار مشکلات مالی شدند. پس از آن تجربه، بسیاری از تحلیل‌گران و سرمایه‌گذاران صنعت همچنان در مورد زنده بودن منظومه‌های ماهواره‌ای لئو تردید دارند. شکست‌های اخیر LeoSat و OneWeb این تصور را تقویت می‌کند. اما در طول ۲۰ سال گذشته چیزهای زیادی تغییر کرده است. تکنولوژی ماهواره‌ای پیشرفت کرده است. تقاضا برای پهنای باند افزایش یافته است و هیچ کاهشی اتفاق نیفتاده است. و شرکت‌ها مدل‌های کسب‌وکار خلاقانه‌ای را برای کسب سود از اتصال‌ایجاد کرده‌اند. علاوه بر این، هم شرکت‌های فناوری و هم سرمایه‌گذاران اکنون دارای ذخیره‌های بسیار بزرگ‌تری از سرمایه برای سرمایه‌گذاری هستند که تأمین مالی منظومه‌های ماهواره‌ای را امکان‌پذیر می‌سازد. با این‌حال، تجزیه و تحلیل نشان می‌دهد که شرکت‌هایی که در حال برنامه‌ریزی برای اجرایی کردن منظومه ماهواره‌ای لئو هستند، هنوز باید طیف وسیعی از هزینه‌ها را به‌میزان قابل توجهی کاهش دهند تا از دوام طولانی مدت اطمینان حاصل کنند. کاهش هزینه‌های راه‌اندازی یکی از موارد است [۹]. کمپانی‌های خصوصی با توجه به افزایش حجم کیک اقتصادی فضایی ۲/۳ تریلیون دلار برای سرمایه‌گذاری در منظومه‌های ماهواره‌ای تا سال ۲۰۱۹ هزینه کرده‌اند و انتظار می‌رود بابت این سرمایه‌گذاری‌ها فناوری‌های فضایی رشد چشم‌گیری داشته باشد [۱۰]. این تغییرات، همراه با فرصت‌های درآمدی جدید، چشم‌انداز سرمایه‌گذاری بسیار متفاوتی را ایجاد کرده است. در اواخر دهه ۱۹۹۰، ۵ تا ۱۰ میلیارد دلار مورد نیاز برای استقرار یک منظومه ماهواره‌ای، و ۱ تا ۲ میلیارد دلار مورد نیاز برای تعمیر و نگهداری سالانه بوده است [۹]. این تحول بنیادین در حقیقت، این دگرگونی بر سه ستون اصلی استوار است: کوچک‌سازی و استانداردسازی (مانند استاندارد CubeSat)، صنعتی‌سازی و تولید انبوه ماهواره‌ها به‌جای ساختارهای تک‌نسخه‌ای و سفارشی [۱۱]، و از همه مهم‌تر، دموکراتیزه شدن دسترسی به فضا از طریق کاهش چشمگیر هزینه‌ها، این کاهش هزینه، خود معلول پذیرش گسترده قطعات تجاری آماده (COTS) است که به شرکت‌های نوپا اجازه می‌دهد تا با کسری از سرمایه‌گذاری‌های سنتی، وارد این عرصه رقابتی شوند [۱۲].

این پارادایم جدید اقتصادی، مدل‌های تخمین هزینه سنتی را که برای ماهواره‌های بزرگ و دولتی طراحی شده بودند، به چالش کشیده و نیاز به رویکردهای نوین و داده محور را بیش از پیش آشکار ساخته است [۱۳]. تحلیل‌های اقتصادی–فنی (Techno-Economic Analysis) اکنون به ابزاری حیاتی برای بقا و موفقیت در این اکوسیستم پویا تبدیل شده‌اند [۷]. پیش‌بینی‌های بازار نیز این رشد انفجاری را تایید می‌کنند؛ به‌طوری‌که ارزش بازار جهانی ماهواره‌های کوچک تا پایان این دهه به ده‌ها میلیارد دلار خواهد رسید [۱۴]. این رشد نه تنها توسط تقاضا برای اینترنت ماهواره‌ای، بلکه به واسطه کاربردهای نوین در حوزه اینترنت اشیاء (IoT) و پایش زمین (Earth Observation) نیز هدایت می‌شود [۱۵]. بنابراین، درک عمیق از کل چرخه عمر هزینه، از طراحی و ساخت تا پرتاب و عملیات، برای هر بازیگر جدیدی در این حوزه امری ضروری است [۱۶]. این ضرورت در مطالعات موردی اخیر نیز به وضوح به‌چشم می‌خورد. برای مثال، تحلیل‌های استراتژیک در سطح معماری منظومه، تفاوت‌های هزینه‌ای عظیمی را بین گزینه‌های مداری آشکار می‌سازند. پژوهشی که به مقایسه منظومه‌های ناوبری در مدارهای LEO و MEO پرداخت، نشان داد که یک منظومه ۹۰ ماهواره‌ای در مدار LEO می‌تواند با هزینه‌ای در حدود ۴۵۰ میلیون دلار به‌دقت قابل قبولی (GDOP=3.92) دست یابد، در حالی‌که رسیدن به دقت بالاتر (GDOP=2.6) با یک منظومه ۲۴ ماهواره‌ای در مدار MEO، نیازمند سرمایه‌گذاری سرسام‌آور ۹/۶ میلیارد دلاری است [۱۷]. این مقایسه به روشنی نشان می‌دهد که تصمیمات اولیه در انتخاب مدار، چگونه می‌تواند سرنوشت اقتصادی یک پروژه فضایی را رقم بزند.

در سطحی دیگر، فراتر از این انتخاب‌های کلان، بهینه‌سازی طراحی برای پوشش‌های منطقه‌ای نیز به میدان نبرد جدیدی برای الگوریتم‌های هوشمند تبدیل شده است. در تحقیقی با هدف طراحی یک منظومه ماهواره‌ای LEO برای پوشش منطقه تهران، از الگوریتم‌های بهینه‌سازی ترکیبی ژنتیک و ازدحام ذرات (GA-PSO) بهره گرفته شد. این رویکرد پیشرفته منجر به طراحی یک منظومه بهینه ۱۰ ماهواره‌ای گردید که توانست پوشش مداوم ۱۷ ساعته در شبانه‌روز را برای منطقه هدف فراهم آورد [۱۸].

هر دو مطالعه فوق، یک حقیقت بنیادین را بیان می‌کنند چه در مقیاس جهانی و چه در سطح منطقه‌ای، گره خوردن سرنوشت عملکرد فنی با قید و بندهای اقتصادی، چالش اصلی عصر جدید فضاست. این امر، نیاز به یک مدل‌سازی دقیق و جزء به جزء از هزینه‌ها، تا سطح زیرسیستم‌ها را بیش از هر زمان دیگری حیاتی می‌سازد؛ نیازی که این مقاله در صدد پاسخگویی به آن است.

با توجه به بررسی‌های به‌عمل آمده مشخص می‌شود امروزه طراحی و ساخت منظومه ماهواره‌ای به یک محلی برای رقابت بین کمپانی‌های خصوصی و همچنین کشورهای جهان تبدیل شده است که با توجه به محدودیت‌های مکانی در مدار LEO مشخص است عقب ماندن از این فضای رقابتی باعث جاماندن از دیگر کشورها خواهد شد. همچنین کشور مجبور می‌شود برای دریافت خدمات فضایی به دیگر کشورها وابسته باشد و ارز از کشور برای دریافت خدمات خارج می‌شود. به همین دلیل در این مقاله با توجه به اهمیت موضوع به‌ویژه در بعد اقتصادی به تخمین هزینه منظومه با توجه به زیرسیستم‌های ماهواره پرداخته شده است.

یکی از فاکتورهای تعیین‌کننده در امکان‌سنجی و اجرای مأموریت‌های فضایی، به‌ویژه در حوزه منظومه‌های ماهواره‌ای، مدیریت و بهینه‌سازی هزینه‌هاست. در معماری یک ماهواره، هزینه نهایی تابعی پیچیده از انتخاب اجزای سازنده زیرسیستم‌های متعدد آن است. هر زیرسیستم، به‌عنوان یک واحد عملیاتی مستقل با وظایف معین، دارای مجموعه‌ای از پارامترهای عملکردی است که مستقیماً بر هزینه آن تأثیر می‌گذارد. برای مثال، افزایش دقت در یک سیستم تعیین و کنترل وضعیت (AOCS) یا کاهش توان مصرفی در زیرسیستم مدیریت داده و فرمان (C&DH)، غالباً منجر به افزایش تصاعدی هزینه قطعات و پیچیدگی طراحی می‌گردد.

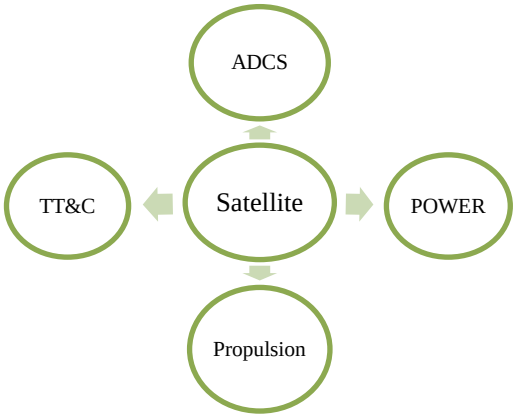
مقاله حاضر به بررسی این رابطه چندبعدی میان هزینه (Cost)، دقت (Precision) و توان مصرفی (Power Consumption) در سطح زیرسیستم‌های ماهواره‌ای می‌پردازد. هدف اصلی این تحقیق، ارائه یک رویکرد ساختار یافته است که به مهندسان سیستم اجازه می‌دهد تا فرآیند تصمیم‌گیری در انتخاب قطعات را بر اساس یک تحلیل هزینه–کارایی مدون انجام دهند. بدین‌منظور، با دسته‌بندی قطعات مختلف بر اساس سطوح متفاوت عملکردی، یک ماتریس تصمیم‌گیری توسعه داده شده است که طراحان می‌توانند با استفاده از آن، بر اساس اولویت‌های مأموریت (Mission Priorities) و محدودیت‌های بودجه(Budgetary Constraints) ، به یک معماری بهینه برای ماهواره دست یابند. این رویکرد نه تنها به کاهش هزینه‌های اولیه کمک می‌کند، بلکه تأثیرات بلندمدت این انتخاب‌ها را بر عملکرد کلی مأموریت نیز شفاف می‌سازد.

هزینه

هزینه، ارزش پولی است که برای تولید چیزی یا ارائه خدمات مصرف شده در نظر گرفته می‌شود. به‌طور کلی هزینه‌ها ارزش پولی مخارج برای لوازم، خدمات، نیروی کار، محصولات، تجهیزات و سایر اقلام خریداری شده برای استفاده توسط یک کسب و کار است. در حوزه اقتصاد، هزینه معیاری است که در نتیجه یک فرآیند یا به‌عنوان تفاوتی برای نتیجه یک تصمیم جمع می‌شود. دید اقتصادی، کاربران را قادر می‌سازد به‌راحتی به داده‌ها، تجزیه و تحلیل رویدادهای اقتصادی، روندها و خطرات دسترسی داشته باشند. هزینه سیستم باید یک متغیر طراحی باشد تا به تمرکز بر محرک‌های هزینه اصلی در طول طراحی و به چالش کشیدن تخمین‌هایی که به‌شدت از تاریخچه منحرف می‌شوند کمک کند. هزینه‌های یک پروژه شامل هزینه‌های تولید که شامل هزینه مواد، هزینه ساخت، هزینه نیروی کار متخصص و همچنین هزینه‌های غیر تولیدی که شامل هزینه تبلیغات و پرسنل بازاریاب و اداری می‌شود اشاره کرد.

زیر سیستم‌های ماهواره

ماهواره‌ها بسته به اینکه در چه مداری با چه مأموریتی قرار می‌گیرند طراحی می‌شوند. ماهواره‌ها مدل‌های مختلفی دارند که هرکدام از این مدل‌ها هزینه ساخت مخصوص به‌خود را دارند. در زمانی که گام مأموریت منظومه ماهواره‌ای انجام شد می‌توان بر اساس آن از ماهواره‌های سنجشی، مخابراتی و ناوبری استفاده نمود. که در اینجا با توجه به ماموریت، ناوبری انتخاب می‌شود. یکی از بخش‌های اجرایی کردن منظومه ماهواره‌ای ساخت ماهواره است. یک ماهواره مجموعه‌ای از زیر سیستم‌های مختلفی همچون سازه، تعیین و کنترل وضعیت، توان، آنتن مخابراتی، محموله و غیره است. که در اینجا به بررسی هزینه‌های زیر سیستم‌های ماهواره برای ساخت یک ماهواره پرداخته می‌شود. واضح است که با استخراج هزینه یک ماهواره بر اساس زیر سیستم‌های مختلف و کلاس‌های وزنی مختلف می‌توان هزینه کل منظومه ماهواره‌ای را به‌دست آورد.



شکل ۱– زیرسیستم‌های ماهواره.

Fig. 1. Satellite subsystems.

زیر سیستم تعیین و کنترل وضعیت

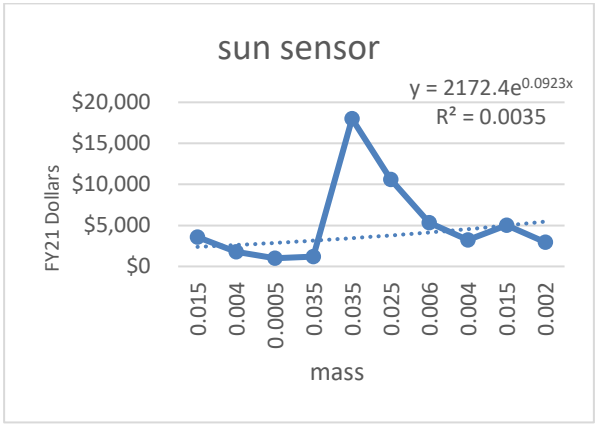
این زیرسیستم، ماهواره را تثبیت می‌کند و آن‌را در جهات مورد نظر در طول ماموریت با وجود گشتاورهای خارجی که بر آن وارد می‌شود، کنترل می‌کند. فرآیند تعیین وضعیت شامل ترکیب داده‌های چندین حسگر است که مراجع داخلی یا خارجی را نظارت می‌کنند. ADCS دارای چهار زیرسیستم اصلی است. سیستم حسگر، سیستم محرک، کنترل کننده و رابط. ADCS پیشنهادی مبتنی بر پیاده‌سازی زیرسیستم‌های کنترل‌کننده و حسگر برای نظارت بر تعیین و کنترل وضعیت است. سنسورهای اصلی ماهواره عبارتند از ژیروسکوپ، سنسور زمین، ردیاب ستاره، سنسور خورشید، چرخ‌های واکنش و مغناطیس‌سنج در جدول ۱ مشخصات و هزینه برخی از این سنسورها آمده است.

جدول ۱- مشخصات هزینه زیرسیستم ADCS.

Table 1. ADCS subsystem cost specifications.

		Name	Accuracy	Cost	Weight (kg)	power [W]
ADCS	Sun Sensor	Gen 2 cubesat sunsensor	0.2 deg	$3,580	0.015	0.1
		FSS-15 Sun Sensor	±0.5 deg	$1,800	0.004	0.0005
		CSS-10 Sun Sensor	± 0.5 deg	$1,000	0.0005	0.0001
		NFSS-411 Sun Sensor	± 0.1 deg	$1,200	0.035	0.15
		SSOC-D60 Sun Sensor	± 0.3 deg	$17,999	0.035	0.01
		SSOC-A60 Sun Sensor	0.3 deg	$10,593	0.025	0.029
		nanoSSOC-D60 sun sensor	< 0.5 deg	$5,325	0.006	0.075
		nanoSSOC-A60 sun sensor	< 0.5 deg	$3,239	0.004	0.0083
		MAUS cubesat sun sensor	±0.5 deg	$5,005	0.015	0.05
		FSS-1-G2 sun sensor	± 0.3 deg	$2,950	0.002	0.03
	Star Tracker	Name	Accuracy	Cost	Weight (kg)	power [W]
		arcsec Twinkle star tracker	8 arc seconds	$58,313	0.04	0.5
		arcsec Sagitta Star Tracker	2 arc seconds	$45,354	0.27	1.4
		Gen 2 Cube Star Tracker	0.02 arc seconds	$17,600	0.047	0.167
		Gen 1 Cube Star Tracker	0.02 arc seconds	$15,390	0.06	0.142
		MAI-SS Star Tracker	4 arc seconds	$32,500	0.303	1.5
	Earth/Horizon Sensor	Name	Accuracy	Cost	Weight (kg)	power [W]
		Gen 2 Cube Earth sensor	1 deg	$8,500	0.047	0.167
		Gen 1 Cube Earth sensor	0.2 deg	$56,369	0.06	0.142
		Horizon Scanner Earth sensor	2 deg	$8,000	0.1	0.05
		AI-SES IR Earth Sensor	1 deg	$14,900	0.033	0.132
	Reaction Wheel	Name	Maximum torque	Cost	Weight (kg)	power [W]
		MAI-400 Reaction Wheel	0.635 mNm	$7,100	0.694	1.1
		Gen 2 CubeWheel (CW00500)	10 mNm	$11,450	0.31	3.4
		Gen 2 CubeWheel (CW00162)	7 mNm	$8,950	0.144	0.77
		Gen 2 CubeWheel (CW0057)	2 mNm	$9,356	0.115	0.77
		Gen 2 CubeWheel (CW0017)	0.23 mNm	$5,170	0.06	0.3
		Gen 1 CubeWheel Large	2.3 mNm	$8,640	0.225	0.35
		Gen 1 CubeWheel Medium	1 mNm	$7,540	0.15	0.19
		Gen 1 CubeWheel Small Plus	0.23 mNm	$6,550	0.09	0.19
		Gen 1 CubeWheel Small	0.23 mNm	$5,170	0.06	0.15
	GNSS/GPS Receiver	Name	Frequency	Cost	Weight (kg)	power [W]
		EXA GCA01	1575.42	$2,202	0.011	0.05
		GCA02 – HIGH GAIN L1 GNSS	1575.42	$2,700	0.013	0.05
		NSL EyeStar S4	1622	$4,000	0.029	1
		GPSRM 1 Kit	1600	$7,980	0.109	0.25
		Celeste	1300	$2,500	0.025	0.1
		Eos Arrow 100 Plus GNSS	1590	$3,695	0.03	0.04
	Magnetometer	Name	Accuracy	Cost	Weight (kg)	power [W]
		MTQ Integrated Attitude Determination and Control System with Magnetorquers	0.3	20000		
		MAI-400 ADACS	0.2	8000	0.05	0.175
		NSS Magnetometer	0.3	15000		
		Gen 2: CubeMag Compact	0.2	2300	0.006	0.05

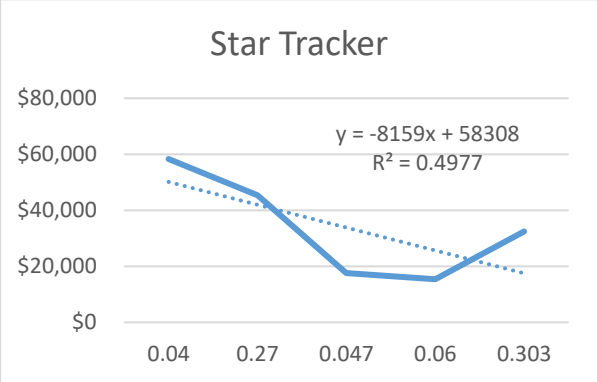
در ادامه تغییرات هزینه بر حسب وزن هر زیرسیستم آورده شده است.



شکل ۲– تغییرات هزینه بر حسب وزن Sun sensor.

Fig. 2. Cost changes by weight Sun sensor.

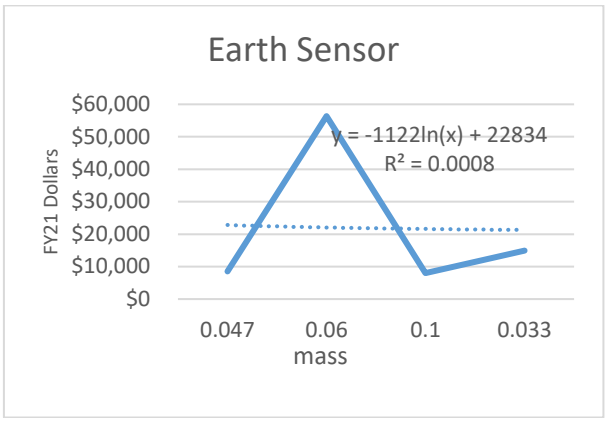
مطابق شکل ۲ نمودار Sun Sensor هیچ روند خطی قوی میان جرم و هزینه نشان نمی‌دهد ($R^2 \approx 0.095$). هزینه‌گذاری عمدتاً بر مبنای فناوری داخلی دستگاه (نوع حسگر، پردازش تصویر، تصحیحات دمایی/ضدتابش) شکل می‌گیرد نه جرم. لذا در طراحی ADCS ماهواره‌های کوچک 12U ابتدا عملکرد مورد نیاز (دقت زاویه‌ای، نرخ به‌روزرسانی، FOV و تحمل شرایط محیطی) را باید مشخص کرد.



شکل ۳– تغییرات هزینه بر حسب وزن Star tracker.

Fig. 3. Cost changes depending on weight of Star tracker.

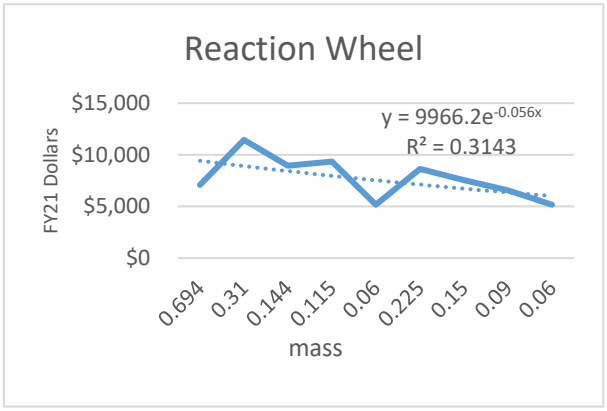
نمودار شکل ۳ نشان می‌دهد که یک Star Tracker با جرم تقریباً ۰/۴–۰/۵ کیلوگرم ضمن برخورداری از صرفه‌جویی قابل‌توجه در هزینه (حدود ۱۰–۱۵ kUSD)، به نقطه بهینه برای کاربرد در ماهواره‌های کوچک 12U نزدیک می‌شود. در جرم‌های بسیار پایین یا بسیار بالا، هزینه به‌طور چشمگیری افزایش می‌یابد که حاکی از تأثیر دوگانه افزایش مدول‌های فنّی (در جرم‌های بالاتر) و هزینه‌های فنی ساخت و توسعه (در جرم‌های بسیار پایین) است.



شکل ۴– تغییرات هزینه بر حسب وزن Earth sensor.

Fig. 4. Cost changes by weight Earth sensor.

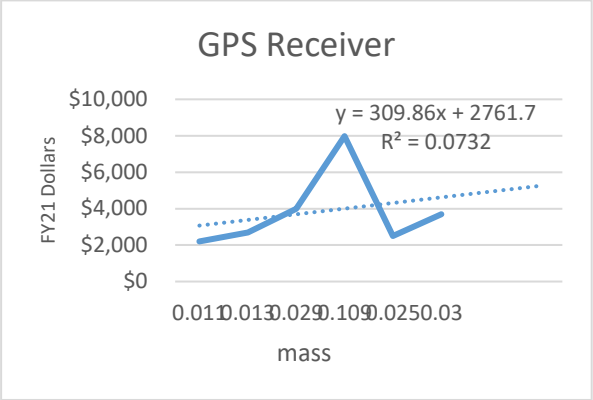
همچنین در شکل ۴ برای Earth Sensor هیچ روند قابل‌اتکایی روی محور جرم یافته نشد ($R^2 \approx 0.008$). بنابراین در طراحی ماهواره‌های کوچک 12U انتخاب Earth Sensor صرفاً بر مبنای کمترین جرم به‌معنای حداقل هزینه نیست و توجه اصلی باید به عملکرد و الزامات مأموریت معطوف شود.



شکل ۵– تغییرات هزینه بر حسب وزن Reaction wheel.

Fig. 5. Cost changes depending on weight of Reaction wheel.

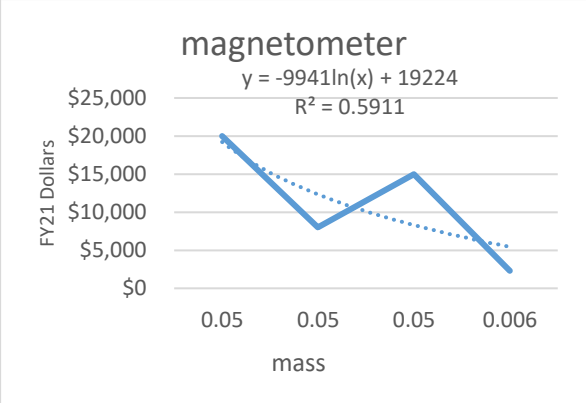
نمودار شکل ۵ نشان می‌دهد که گرچه با افزایش جرم Reaction Wheel کمی کاهش هزینه مشاهده می‌شود، اما ضریب تعیین پایین ($R^2 \approx 0.24$) بیانگر نقش پررنگ سایر عوامل فنی و تجاری در تعیین قیمت است. لذا در طراحی سامانه‌ی کنترل جهت (ADCS) برای ماهواره‌های کوچک 12U، ترکیب نیازهای گشتاور با الزامات پایداری و دوام باید اولویت قرار گیرد



شکل ۶– تغییرات هزینه بر حسب وزن Gps receiver.

Fig. 6. Cost changes depending on weight of GPS receiver.

گرچه متناسب با شکل ۶ دریافت می‌شود گرایش کلی قیمت GPS Receiver با افزایش جرم اندکی صعودی است (≈۲.۷۶ kUSD/kg)، همبستگی ضعیف ($R^2 \approx 0.22$) نشان می‌دهد که پیچیدگی فنّی ماژول (تعداد کانال، تابش‌پذیری، نوع RF front-end) عامل اصلی تعیین‌کننده قیمت است. برای ماهواره‌های کوچک 12U، ماژول‌های COTS در بازه جرم ۰/۲–۰/۳ کیلوگرم و قیمت ۳ تا ۴ هزار دلار معمولاً از نظر هزینه بهینه‌اند و تنها در صورت نیاز به عملکرد radiation-hardened یا فرکانس‌های متعدد، باید ماژول‌های سنگین‌تر و گران‌تر را مدنظر قرار داد.



شکل ۷– تغییرات هزینه بر حسب وزن Magnetometer.

Fig. 7. Cost changes depending on weight of Magnetometer.

شکل ۷ نشان‌دهنده کاهش قیمت با افزایش جرم (ضریب منفی ln) است، ضریب تعیین بسیار پایین ($R^2 \approx 0.06$) آشکار می‌کند که تکنولوژی داخلی (نوع حسگر، نویز، شیلدینگ و کالیبراسیون) مهم‌ترین عامل تعیین‌کننده هزینه است. در مأموریت‌های 12U معمولاً نمونه‌های Fluxgate (برای دقت بالا) یا AMR/COTS (برای هزینه کم و جرم بیشتر) بسته به نیاز نویز و پایداری انتخاب می‌شوند.

زیرسیستم ارتباطی

زیرسیستم ارتباطی یکی از اجزای اصلی ماهواره است زیرا این زیرسیستم متشکل از بیش از یک آنتن است که شامل آنتن‌های فرستنده و آنتن‌های گیرنده که قرار است روی پهنای باند وسیعی ارسال شوند می‌باشد. بنابراین از این فرستنده‌ها و گیرنده‌ها برای تقویت، ارسال مجدد سیگنال‌های دریافتی استفاده می‌شود و این مجموعه خاص به‌طور کلی به‌عنوان یک فرستنده شناخته می‌شود.

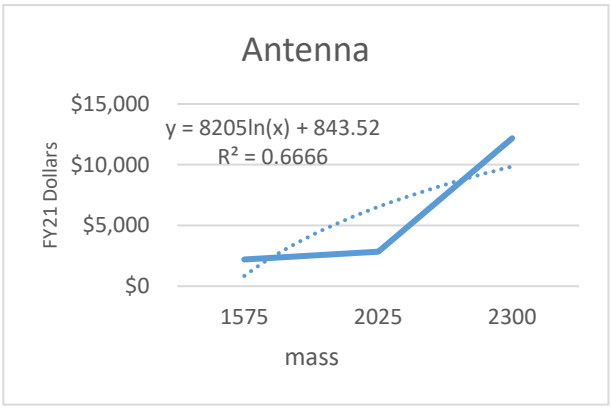
در جدول ۲ اطلاعات هزینه و مشخصات برخی از این زیرسیستم آورده شده است.

جدول ۲– مشخصات زیرسیستم Communication.

Table 2. Communication subsystem specifications.

		Name	Frequency	Cost	Weight (kg)	power [W]
Communication	Antenna	EXA GCA01	1575 MHz	$2,202	0.011	0.05
		EXA SSA01	2025 MHz	$2,850	0.04	0.04
		EXA SSA02	2300 MHz	$12,180	0.06	1
	Transceiver	**Name**	**band**	**Cost**	**Weight (kg)**	**power [W]**
		Nano-X	x	60000	0.25	12
		High-Performance Space Data Recorder	s	45000		4
	Receiver	**Name**	**band**	**Cost**	**Weight (kg)**	**power [W]**
		S-Band Receiver	s	12500	0.18	2.5
		Polaris AIS	s	29000	0.185	1.35

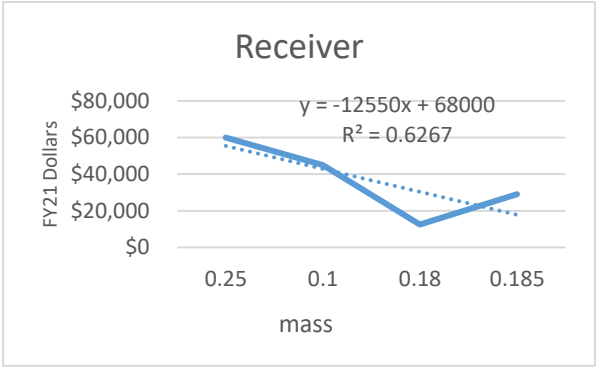
در ادامه تغییرات هزینه بر حسب وزن هر زیرسیستم آورده شده است.



شکل ۸– تغییرات هزینه بر حسب وزن Antenna.

Fig. 8. Cost changes depending on weight of Antenna.

در شکل رگرسیون لگاریتمی نشان می‌دهد که هزینه‌ی آنتن با جرم افزایش می‌یابد؛ با این‌حال محاسبه هزینه عمدتاً از طراحی مکانیزم deployable و مشخصات فرکانسی ناشی می‌شود. برای ماهواره‌های کوچک 12U، آنتن‌های صفحه‌ای ثابت (۱/۵–۲ کیلوگرم، ۳ kUSD–5) در بیشتر موارد بهینه‌اند و صرفاً زمانی که نیاز به فرکانس بالا یا قابلیت تاشدن باشد، به نمونه‌های سنگین‌تر (۳۰ kUSD ~10–12 kg,) رجوع می‌شود.



شکل ۹– تغییرات هزینه بر حسب وزن Receiver.

Fig. 9. Cost changes depending on weight of Receiver.

شکل ۹ نشان‌دهنده افزایشی متوسط، در هزینه با جرم است، پراکندگی زیاد قیمت‌ها حاکی از آن است که ویژگی‌های فنی از جمله باند فرکانسی، نرخ داده و مقاومت تابشی، عامل اصلی تعیین‌کننده هزینه Receiver است. برای ماهواره‌های 12U، نمونه‌های COTS با جرم ۰/۱۸ کیلوگرم و قیمت ۱۵ تا ۲۰ هزار دلار اغلب از نظر هزینه و سودمندی بهینه‌اند، و در صورت نیاز به عملکرد پیشرفته یا تابش‌پذیری بالا باید به ماژول‌های سبک‌تر و گران‌تر رجوع کرد.

زیرسیستم توان

وقتی در مورد زیرسیستم توان یا منبع تغذیه صحبت می‌شود، متوجه خواهید شد که عناصر زیادی در این زیر سیستم وجود دارد که عبارتند از آرایه خورشیدی، باتری، مدار کنترل.

- آرایه خورشیدی: سلول خورشیدی جزء مهمی از سیستم ماهواره‌ای است سلول‌های خورشیدی سلول‌های فتوولتائیک هستند و تابش خورشید را به الکتریسیته تبدیل می‌کند و سپس در یک منبع تغذیه به سطح ولتاژ مورد نیاز تبدیل می‌شوند. سلول‌های خورشیدی ماهواره‌ای معمولی تقریباً ۱ تا ۲ کیلو وات برق تولید می‌کنند. هزاران سلول خورشیدی روی سطح ماهواره قرار می‌گیرد. اگر مساحت سطح کافی نباشد، به‌طوری‌که بتوان تعداد مورد نیاز سلول خورشیدی را نصب کرد، می‌توان از یک برجستگی جداگانه بر روی ماهواره استفاده کرد و این نوع برجستگی جداگانه به‌عنوان پانل خورشیدی شناخته می شود که انرژی خورشید را مستقیماً به برق تبدیل می‌کند.
- باتری: هنگامی که ماهواره در شرایط نامساعد جوی وسایه و غیره قرار گرفته باشد و خورشید در دسترس نباشد، نیاز به باتری وجود دارد.

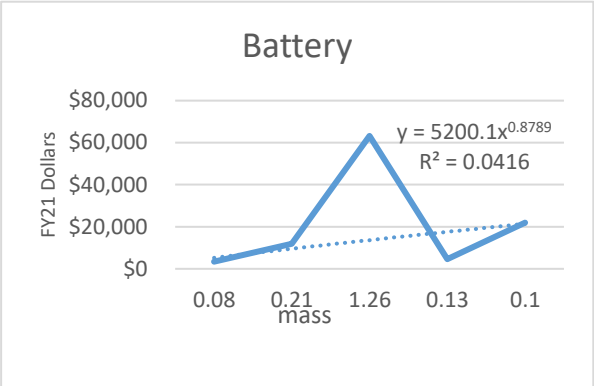
در جدول ۳ مشخصات و هزینه برخی از این آرایه‌ها آورده شده است.

جدول ۳– مشخصات زیرسیستم power

Table 3. Power subsystem specifications.

		Name	Capacity	Cost	Weight (kg)	power [W]
Power	Battery	Crystalspace P1U	6000 mAh	$ 3,405	0.08	
		EXA BA0x High Energy Density Battery Array	12000 mAh	$ 11,915	0.21	
		EXA TITAN-1 350Whr High Energy Density	84000 mAh	$ 63,211	1.26	
		Crystalspace P1U EPS	3800 mAh	$ 4,530	0.13	
		ICEPS Spacecraft System Core All-in-one	25000 mAh	$ 22,000	0.1	
	Solar Panel	**Name**	**Weight (kg)**	**Cost**	**Efficiency percentage**	**Output power**
		CubeSat Solar panel DHV-CS-10	0.039	$ 1,878	30	2.42
		Solar panel EXA DMSA	0.049	$ 25,917	30	30
		DMSA 6U/A: Deployable Multifunction Solar Array	0.063	$ 43,000	30	60
		DMSA 3U/A: Deployable Multifunction Solar Array	0.033	$ 7,500	22	26
		DMSA 1U: Deployable Multifunction Solar Array	0.009	$ 4,700	19	12

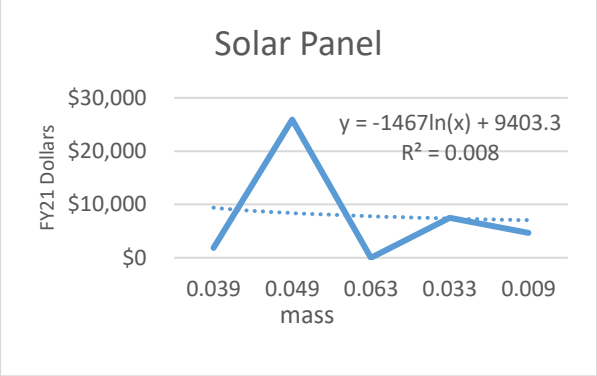
ادامه تغییرات هزینه بر حسب وزن هر زیرسیستم آورده شده است.



شکل ۱۰– تغییرات هزینه بر حسب وزن battery.

Fig. 10. Cost changes depending on weight of battery.

شکل ۱۰ روند صعودی ناچیزی در هزینه با افزایش جرم نشان می‌دهد، پراکندگی شدید قیمت‌ها گویای آن‌است که ظرفیت Wh، معماری BMS و ضدتابش‌پذیری معیارهای اصلی تعیین‌کننده قیمت باتری‌اند. برای ماهواره‌های 12U در بیشتر سناریوها ماژول‌های سبک با ظرفیت متوسط بهینه هستند و صرفاً در صورت نیاز به ذخیره‌سازی بالا یا پایداری الکترونیکی ویژه، ماژول‌های سنگین‌تر و گران‌تر مدنظر قرار می‌گیرند.



شکل ۱۱– تغییرات هزینه بر حسب وزن Solar panel.

Fig. 11. Cost changes depending on weight of Solar panel.

همچنین شکل ۱۱ نشان می‌دهد که بین جرم پنل خورشیدی و هزینه تقریباً همبستگی معناداری وجود ندارد و عمده قیمت توسط توان، راندمان و سطح حفاظت تابشی تعیین می‌شود. برای ماهواره‌های 12U، پنل‌های ۲۰–۴۰ W با جرم ۰/۱–۰/۳ kg و قیمت ۵ تا ۱۵ هزار دلار معمولاً از نظر هزینه و سودمندی بهینه‌اند.

زیر سیستم پیشران

سیستم پیشرانه یک سیستم کنترل واکنش است که توسط ماهواره در مدار زمین ثابت حمل می شود و معمولاً دو نوع واحد برای پیشرانه وجود دارد.

- محرک‌های رانش کم
- موتورهای رانش بالا

انواع متفاوتی از موتورها وجود دارد که شامل تک پیشرانه، دو پیشرانه و یون الکتریکی و غیره می‌شود.

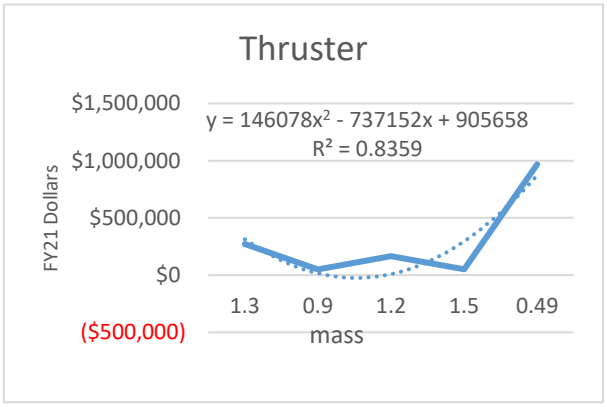
در جدول ۴ هزینه این زیر سیستم آورده شده است.

جدول ۴– مشخصات زیرسیستم Propulsion.

Table 4. Propulsion subsystem specifications..

		Name	Thrust	Cost	Weight (kg)	Isp
Propulsion	Thruster	Cluster of IFM Nano Thruster for Smallsats	500 µN	$ 271,317	1.3	6000
		IFM Nano Thruster for CubeSats	350 µN	$ 49,612	0.9	2000
		Nanosatellite Micropropulsion System	70 µN	$ 166,666	1.2	4000
		Starling 1U	20 µN	$ 50,000	1.5	1000
		MONARC-5	4500 µN	$ 967,700	0.49	6000

دامنه تغییرات هزینه بر حسب وزن هر زیرسیستم آورده شده است.



شکل ۱۲– تغییرات هزینه بر حسب وزن Thruster.

Fig. 12. Cost changes depending on weight of Thruster.

هرچند مدل رگرسیون ($y \simeq 460\,700 \cdot m + 733\,150$ $R^2 \approx 0.036$) اندکی افزایش هزینه را با جرم نشان می‌دهد، پراکندگی شدید قیمت‌ها گویای آن‌است که پارامترهایی مانند سطح رانش، Isp و پیچیدگی سیستم تغذیه نقش اصلی در تعیین هزینه Thruster دارند. برای طراحی ماهواره‌های 12U، انتخاب موتور باید براساس نیاز Δv، عمر مأموریت و نوع پیشران صورت گیرد نه صرفاً جرم.

استخراج هزینه

طراحی و شبیه‌سازی منظومه ماهواره‌ای با رویکرد اقتصادی با استفاده از سه روش متفاوت انجام شده است. با توجه به محدودیت‌های موجود در دسترسی به داده‌های واقعی هزینه شرکت‌های فعال در این حوزه و عدم پاسخگویی آن‌ها به درخواست‌های ارسال شده از طریق ایمیل همچنین با توجه به اینکه مدل‌های تخمین هزینه تجاری محرمانه هستند امکان استفاده از داده‌های جامع و دقیق برای استنتاج نهایی میسر نگردید.

جامعه آماری مورد استفاده که معادلات مربوط به آن استخراج شده است به‌دلیل محدودیت‌های دسترسی کوچک بوده و نمی‌تواند به تنهایی مبنای نتیجه‌گیری قطعی قرار گیرد. بنابراین تنها مدل تخمین هزینه موجود یعنی ورتز به‌عنوان مبنای محاسبات هزینه‌ای قرار گرفته است.



شکل ۱۳– مدل پارامتری SSCM.

Fig. 13. SSCM parametric model.

با مشخص شدن سناریوهای مورد تایید از نظر GDOP و ارتفاع مداری به تخمین هزینه پرداخته می‌شود.

با توجه به امکانات داخلی کشور و داده های یک ماهواره 12U که در جدول ۵ آمده است هزینه یک تک ماهواره از طریق داده های شکل ۱۳ محاسبه شده است و همچنین با طراحی یک ماهواره هزینه طراحی یکی محسوب می‌شود و ساخت به‌صورت ماژولار است و هزینه ساخت و طراحی بر اساس کتاب ورتز در مقدار ۰/۸۹ ضرب شده است.

جدول ۵– اطلاعات ماهواره 12U.

Table 5. Satellite information 12U.

Subsystem	Weight (kg)
ADCS	1.845
OBC	0.716
EPS	2.1812
Structure	3.965
TT&C	0.276
Thermal	1.5
Payload	13
Communications	0.325
Total	<24

جدول ۶– هزینه ماهواره 12U(دلار).

Table 6. Cost of 12U satellite (USD).

Factors affecting the cost of satellites	Cost
Payload	256.470
Satellite	642.15
Integration, Assembly, Test (IA&T)	89.122
Program Level	146.830
Launch Operations Support (LOOS)	39.111
Ground Support Equipment (GSE)	42.317
Total	1.215.000

تحلیل حساسیت هزینه بر اساس پارامترهای فنی

همانطور که در مقدمه اشاره گردید، هدف اصلی این پژوهش فراتر از ارائه یک تخمین هزینه نهایی، بلکه نمایش چگونگی تأثیرگذاری مستقیم پارامترهای فنی بر هزینه‌ها است. این ارتباط، ابزار قدرتمندی برای تحلیل جایگزینی (Trade-off Analysis) و تحلیل حساسیت (Sensitivity Analysis) در اختیار مهندسان و مدیران پروژه قرار می‌دهد. در این بخش، با استفاده از داده‌های جمع‌آوری شده برای چند زیرسیستم کلیدی، این مفهوم به‌صورت عملی نمایش داده می‌شود.

مورد اول: زیرسیستم توان (Electrical Power Subsystem- EPS)

نگاهی سطحی به زیرسیستم توان ممکن است این تصور را ایجاد کند که هزینه مستقیماً با جرم یا ظرفیت باتری در ارتباط است. اما داده‌های موجود در جدول ۳ و تحلیل‌های شکل ۱۰ و ۱۱ داستانی پیچیده‌تر را روایت می‌کنند:

- پنل‌های خورشیدی: در میان پنل‌های خورشیدی بررسی شده، پنل مدل DMSA 6U/A با جرم ۰/۰۶۳ کیلوگرم و هزینه ۴۳,۰۰۰ دلار، توان خروجی چشمگیر ۶۰ وات را ارائه می‌دهد. در مقابل، پنل DHV-CS-10 با جرم ۰/۰۳۹ کیلوگرم و هزینه بسیار کمتر (۱,۸۷۸ دلار)، تنها ۲/۴۲ وات توان تولید می‌کند. همانطور که در نمودار رگرسیون (شکل ۱۱) نیز مشهود است (R^2 بسیار پایین)، جرم پارامتر تعیین‌کننده‌ای برای هزینه نیست. در اینجا،

توان خروجی (W) و راندمان (٪) به‌عنوان محرک‌های اصلی هزینه عمل می‌کنند. این داده به مهندس سیستم اجازه می‌دهد تا به این سوال کلیدی پاسخ دهد: "آیا برای تأمین توان مورد نیاز محموله، استفاده از یک پنل گران‌قیمت با راندمان بالا که فضای کمتری اشغال می‌کند و پروفایل ماهواره را کوچک‌تر نگه می‌دارد، از نظر اقتصادی و فنی به صرفه‌تر از پوشاندن سطح بیشتری از ماهواره با پنل‌های ارزان‌تر و کم‌بازده‌تر است؟"

- باتری‌ها: در جدول ۳، باتری ICEPS با جرم تنها ۰/۱ کیلوگرم، ظرفیت ۲۵۰۰۰ میلی‌آمپر ساعت را با هزینه ۲۲,۰۰۰ دلار فراهم می‌کند. اما باتری EXA TITAN-1 با جرم بسیار بیشتر (۱/۲۶ کیلوگرم)، ظرفیت mAh۸۴۰۰۰ را با هزینه ۶۳,۲۱۱ دلار ارائه می‌دهد. تحلیل حساسیت در اینجا نشان می‌دهد که افزایش ظرفیت به‌صورت خطی با هزینه یا جرم افزایش نمی‌یابد. معماری سیستم مدیریت باتری (BMS)، مقاومت در برابر تشعشعات فضایی و چگالی انرژی (Wh/kg)، پارامترهای فنی پنهانی هستند که هزینه را تعیین می‌کنند.

مورد دوم: زیرسیستم پیشران (Propulsion Subsystem)

زیرسیستم پیشران مثال بارزتری از غلبه پارامترهای عملکردی بر پارامتر جرم است. داده‌های جدول ۴ و تحلیل شکل ۱۲ این موضوع را به وضوح نشان می‌دهند:

- تراستر MONARC-5 با جرمی کمتر از نیم کیلوگرم (۰/۴۹ کیلوگرم)، به‌دلیل ارائه نیروی رانش بسیار بالا (۴۵۰۰ میکرونیوتن)، قیمتی نجومی معادل ۹۶۷,۷۰۰ دلار دارد.
- در طرف دیگر طیف، تراستر IFM Nano Thruster با جرم تقریباً دو برابر (۰/۹ کیلوگرم)، نیروی رانش ۳۵۰ میکرونیوتن را با هزینه‌ای بسیار ناچیزتر (۴۹,۶۱۲ دلار) فراهم می‌کند.

این مقایسه به طراح منظومه این امکان را می‌دهد که یک تحلیل حساسیت حیاتی انجام دهد: "برای مأموریت حفظ ایستگاهی (Station-Keeping) منظومه ما که به مانورهای مداری مکرر نیاز دارد، آیا سرمایه‌گذاری روی یک تراستر گران‌قیمت با ایمپالس ویژه (Isp) بالا و رانش دقیق (که منجر به مصرف بهینه سوخت و افزایش عمر کل منظومه می‌شود) در بلندمدت اقتصادی‌تر است یا استفاده از تراسترهای ارزان‌تر که ممکن است نیاز به جایگزینی زودهنگام ماهواره‌ها داشته باشند؟" مدل ما نشان می‌دهد که انتخاب پیشران نباید صرفاً بر اساس جرم یا هزینه اولیه باشد، بلکه باید تابعی از بودجه دلتا–وی (Δv Budget) و اهداف استراتژیک مأموریت باشد.

مورد سوم: زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (ADCS)

در این زیرسیستم، دقت (Precision) به‌عنوان یک پارامتر فنی کلیدی، مستقیماً هزینه را تحت تأثیر قرار می‌دهد. تحلیل‌های ارائه شده در شکل‌های ۲ تا ۷ نشان می‌دهد که در بسیاری از سنسورها (مانند سنسور خورشید یا سنسور زمین)، همبستگی معناداری بین جرم و هزینه وجود ندارد. اما:

- یک ردیاب ستاره (Star Tracker) با دقت بالا (شکل ۳) می‌تواند به‌تنهایی ده‌ها هزار دلار هزینه داشته باشد، در حالی‌که مجموعه‌ای از سنسورهای خورشید و مغناطیس‌سنج‌ها با دقت پایین‌تر، هزینه‌ای به مراتب کمتر دارند. مهندس طراح با استفاده از این داده‌ها می‌تواند هزینه را بر اساس نیاز به دقت نشانه‌روی محموله بهینه کند. اگر محموله یک دوربین تصویربرداری با رزولوشن بالا باشد، سرمایه‌گذاری روی ردیاب ستاره گران‌قیمت اجتناب‌ناپذیر است. اما اگر مأموریت صرفاً جمع‌آوری داده‌های کلی باشد، می‌توان با حذف این قطعه گران، ده‌ها هزار دلار در هزینه هر ماهواره صرفه‌جویی کرد.

این مطالعات موردی نشان می‌دهد که مدل هزینه ارائه شده در این مقاله، یک "جعبه سیاه" برای محاسبه عدد نهایی نیست. بلکه یک ابزار طراحی تحلیلی است که با مرتبط ساختن مستقیم پارامترهای کلیدی عملکردی (نظیر توان، راندمان، نیروی رانش، Isp و دقت) به هزینه، فرآیند تصمیم‌گیری مهندسی را شفاف، داده‌محور و بهینه می‌سازد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله با توجه به اهمیت مسئله هزینه در طراحی ماهواره و نقش اساسی آن در طراحی یک منظومه ماهواره‌ای، به بررسی اجزای مختلف یک ماهواره پرداخته شد. در گام دوم با انجام یک کار آماری هزینه‌های اجزای مختلف ماهواره بر اساس پارامترهای اساسی همچون وزن،دقت و عملکرد استخراج شده است.برای یک ماهواره 12U مجموع وزن ماهواره ۲۳/۸۰۸۲ کیلوگرم خواهد شد و هزینه کل ماهواره نیز ۱,۲۱۵,۰۰۰ خواهد شد.

در عصر فضا که مشخصه‌ی اصلی آن گذار به‌سمت منظومه‌های ماهواره‌ای بزرگ (Mega-Constellations) است، «هزینه» از یک پارامتر طراحی به اصلی‌ترین مانع و در عین‌حال، بزرگترین فرصت تبدیل شده است. این مقاله با درک این چالش اساسی، مأموریت خود را بر شفاف‌سازی و مدل‌سازی هزینه‌های سخت‌افزاری ماهواره‌های کوچک تعریف کرد. در این راستا، یک رویکرد دو مرحله‌ای اتخاذ شد: ابتدا، اجزای کلیدی یک ماهواره مدرن شناسایی و دسته‌بندی شدند؛ سپس، با بهره‌گیری از یک تحلیل آماری گسترده بر روی داده‌های بازار قطعات آماده(COTS)، یک مدل پارامتریک هزینه (Parametric Cost Model) توسعه داده شد که هزینه را به متغیرهای کلیدی مهندسی نظیر جرم، دقت و عملکرد مرتبط می‌سازد.

به‌عنوان یک مطالعه موردی (Case Study) و برای نمایش قابلیت عملیاتی مدل، یک ماهواره استاندارد ۱۲ CubeSat U تحلیل گردید. نتایج نشان داد که یک پیکربندی متعارف با قابلیت‌های متوسط، به جرمی معادل ۲۳/۸۱ کیلوگرم و هزینه تخمینی ۱.۲۱۵ میلیون دلار دست می‌یابد. این اعداد صرفاً یک نتیجه نهایی نیستند، بلکه یک خط پایه کمی (Quantifiable Baseline) حیاتی برای مهندسان سیستم فراهم می‌آورند. مهم‌تر از آن، تحلیل‌های حساسیت انجام شده در طول مقاله، نشان داد که چگونه انتخاب‌های مهندسی در یک زیرسیستم مانند انتخاب یک Star Tracker با دقت بالاتر (می‌تواند به‌صورت آبشاری بر هزینه کل سیستم تأثیر بگذارد و نقاط بهینه مهندسی-اقتصادی (Engineering-Economic Sweet Spots) را آشکار سازد. اهمیت این یافته‌ها فراتر از ارائه یک عدد است. این مدل به طراحان منظومه‌های ماهواره‌ای ابزاری قدرتمند برای تحلیل‌های جایگزینی سریع (Rapid Trade-off Analysis) در مراحل اولیه طراحی مفهومی (Conceptual Design) می‌دهد. مهندسان اکنون می‌توانند سناریوهای مختلفی را شبیه‌سازی کنند: «اگر دقت نشانه‌روی را ۱۰٪ کاهش دهیم، چه میزان در هزینه کل منظومه صرفه‌جویی می‌شود و آیا این صرفه‌جویی امکان افزایش تعداد ماهواره‌ها را فراهم می‌آورد؟» این پژوهش، فرآیند تخمین هزینه را از یک «هنر تاریک» مبتنی بر تجربه، به یک علم داده‌محور (Data-Driven Science) تبدیل می‌کند و به شرکت‌های نوپا و مراکز تحقیقاتی اجازه می‌دهد تا مطالعات امکان‌سنجی خود را با دقتی بی‌سابقه انجام دهند.

علی‌رغم جامعیت مدل ارائه شده، مسیر برای تحقیقات آینده همچنان باز است. این مدل بر اساس قطعات COTS بنا شده و می‌تواند با افزودن مدل‌های هزینه برای قطعات سفارشی یا توسعه داخلی (In-House Development) غنی‌تر شود. همچنین، ادغام این مدل هزینه سخت‌افزار با یک مدل هزینه چرخه عمر کامل (Full Lifecycle Cost Model) که شامل هزینه‌های پرتاب، عملیات و از کار انداختن ماهواره نیز باشد، گام منطقی بعدی خواهد بود. به‌علاوه، با توجه به پویایی بالای بازار NewSpace، توسعه مکانیزمی برای به‌روزرسانی مداوم پایگاه داده هزینه، می‌تواند ارزش این ابزار را در طول زمان حفظ نماید.

در نهایت، این پژوهش با دموکراتیزه کردن دسترسی به داده‌های واقع‌گرایانه هزینه، به‌عنوان یک کاتالیزور برای نوآوری عمل کرده و به نسل بعدی منظومه‌های ماهواره‌ای جاه‌طلبانه کمک می‌کند تا گامی بلند از قلمرو ایده به واقعیت بردارند.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

[1] A. Czechowicz, F. Razaei, A. Bach, F. Schummer, Z. Zhu, and M. Langer, "New space newmanufacturing-injection molding of satellite structures," in *Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2021, https://doi.org/10.1109/AERO50100.2021.9438309.

[2] C. Ravishankar, R. Gopal, N. BenAmmar, G. Zakaria, and X. Huang, "Next-generation global satellite system with mega-constellations," *International Journal of Satellite Communications and Networking*, vol. 39, no. 1, pp. 6-28, 2021, https://doi.org/10.1002/sat.1351.

[3] C. Bombardelli, G. Falco, D. Amato and A. J. Rosengren, "Space occupancy in LEO," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 44, no. 4, pp. 684-700, 2021, https://doi.org/10.2514/1.G005371.

[4] A. Kak and I. F. Akyildiz, "Designing large-scale constellations for the internet of space things with CubeSats," *Internet of Things Journal*, vol. 8, no. 3, pp. 1749-1768, 2021, https://doi.org/10.1109/JIOT.2020.3016889.

[5] Q. Chen, G. Giambene, L. Yang, C. Fan, and X. Chen, "Analysis of inter-satellite link paths for LEO mega-constellation networks," *Transactions on Vehicular Technology*, vol. 70, no. 3, pp. 2743-2755, 2021, https://doi.org/10.1109/TVT.2021.3058126.

[6] L. Anselmo and C. Pardini, "Dimensional and scale analysis applied to the preliminary assessment of the environment criticality of large constellations in LEO," *Acta Astronautica*, vol. 158, pp. 121-128, 2019, https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.09.028.

[7] K. T. Li, C. A. Hofmann, F. Völk, and A. Knopp, "Techno-economic design aspects of satellite mega-constellations for 6G services," in *94th Vehicular Technology Conference (VTC2021-Fall)*, Norman, OK, USA, 2021, https://doi.org/10.1109/VTC2021-Fall52928.2021.9625226.

[8] R. Sah, R. Srivastava, and K. Das, "Constellation design of remote sensing small satellite for infrastructure monitoring in India," in 35th *Annual Small Satellite Conference*, Utah State University, Logan, UT, 2021, Paper SSC21-P1-23.

[9] C. Daehnick, I. Klinghoffer, B. Maritz, and B. Wiseman, "Large LEO satellite constellations: Will it be different this time?," McKinsey & Company, Report, 2020.

[10] McKinsey & Company. "A new decade for private markets: Mckinsey global private markets review 2020, [Online]. Available: https://www.mckinsey.com/~/media/mckinsey/industries/private%20equity%20and%20principal%20investors/our%20insights/mckinseys%20private%20markets%20annual%20review/2020/mckinsey-global-private-markets-review-2020-v4.pdf

[11] A. R. Fathi, M. Jafari, and H. Abidi, "Launch cost estimation of a regional satellite constellation in low earth orbit: A case study for Iran," in *23th International Conference Iranian Aerospace Society*, Tehran, Iran, 2025, (in Persian), https://civilica.com/doc/2403849/

[12] O. B. Osoro and E. Oughton, "A Techno-economic framework for satellite networks applied to low earth orbit constellations: Assessing starlink, oneweb and kuiper," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 141513-141526, 2021, https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3119634.

[13] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Microcosm Press, 2011.

[14] A. K. Nervold, J. Berk, J. Straub, and D. Whalen, "A pathway to small satellite market growth," *Advances in Aerospace Science and Technology*, vol. 1, no. 1, pp. 14-20, 2016, https://doi.org/10.4236/aast.2016.11002.

[15] Z. Qu, G. Zhang, and J. Xie, "LEO satellite constellation for Internet of Things," *IEEE Access*, vol. 5, pp. 18391–18401, 2017, https://doi.org/10.1109/ACCESS.2017.2735988.

[16] S. Nag, J. LeMoigne, and O. de Weck, "Cost and risk analysis of small satellite constellations for earth observation," in *Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2014, pp. 1-14, https://doi.org/10.1109/AERO.2014.6836396.

[17] A. Kosari, A. R. Fathi, M. Jafari, and H. Abidi, "Analysis of operational costs for navigation satellite constellations based on LEO and MEO orbits with the geometric dilution of precision (GDOP) criterion," in *3rd International Conference for Mechanical and Aerospace Engineers Students*, Tehran. Iran, 2025.

[18] A. Kosari and A. R. Fathi, "Crafting of a LEO satellite constellation for the Tehran region using an innovative hybrid GA-PSO optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 19, no. 2, pp. 1-10, 2025, https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1556.