



ORIGINAL RESEARCH PAPER

Rapid sizing the Structure Subsystem of a Very High Resolution Satellite Based on the Design for System Performance Strategy

A. Kosari^{*1}, M. Saghmanesh², A. Ahmadi¹¹ Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran² School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing, China

ABSTRACT

Received: 10 February 2023

Reviewed: 4 April 2023

Revised: 25 April 2023

Accepted: 29 May 2023

KEYWORDS:

VHR PS-AEOS

Remote Sensing

Earth Observation Missions

System Engineering

Space Technology

kosari_a@ut.ac.ir

(+9821) 88497235

Background and Objectives: At the present time, the industry of space systems design, manufacture and launch has fallen out of favor with governments and numerous private sector representatives around the world are competing with each other for a greater share of this thriving business. The tendency from large single-satellites, high life-cycles in high-altitude orbits to high numbered constellations consisting of small satellites with low life-cycles and in low-altitude orbits is one consequence of this change. Space industries are increasingly keen to deploy small and low-cost satellites which demand for low-cost design. Technological advances in the design and manufacture of each satellite subsystem have accelerated this process and it has made the new generation of satellites superior not only in size but also in terms of performance. Minimizing multiple cycles in the design process and replacing cyclic optimization methods with straightforward ones can help improve this process.

Methods: Rapid sizing techniques are well-known in aircraft industries as they allow designers to quickly prepare a ball-park design for their intended aircraft. In this research, we propose a similar approach, for Very High Resolution Passive Scan Agile Earth Observation Satellites that allows designers to become aware of the design different boundaries. The key is to prepare a 2/D space which describes any specific mission-leg with respect to the key configuration parameters. Such a design tool exhibits critical mission phases and their relationship to the key technological factors. In this approach, a designer can quickly decide upon technological barriers that might influence the Research, Development, Test and Evaluation (RDT&E) phases of the design and/or negotiate with stakeholders on any changes to the satellite mission. As total life-cycle cost is normally influenced by decisions made during RDT&E phase, it is expected that this method play an essential role to keep the overall cost down. Such rapid-sizing technique allows designers to do more trade-studies. This research has been concentrated on three main issues: (1) Existence of a design space for RS-satellites (2) The parametric characteristics and influential parameters that form such space. One suitable case-study have been discussed to support the proposed methodology. The maximum mass of VHR-PS-AEOS is largely influenced by its overall configuration, and its minimum mass is also influenced by the altitude reduction rate during the satellite's operational lifetime. The dimensions of the payload and its placement inside the structure to provide the required agility are critical requirements for determining the overall dimensions of the satellite and as a result its surface and volume.

Findings: This research has been concentrated on three main issues: (1) Existence of a design space for RS-satellites (2) The parametric characteristics and influential parameters that form such space. One suitable case-study have been discussed to support the proposed methodology.

Conclusion: The maximum mass of VHR-PS-AEOS is largely influenced by its overall configuration, and its minimum mass is also influenced by the altitude reduction rate during the satellite's operational lifetime. The dimensions of the payload and its placement inside the structure to provide the required agility are critical requirements for determining the overall dimensions of the satellite and as a result its surface and volume.



NUMBER OF REFERENCES

9



NUMBER OF FIGURES

2



NUMBER OF TABLES

13

مقاله پژوهشی

سایزینگ سریع سازه یک ماهواره با توان تفکیک مکانی خیلی بالا مبتنی بر استراتژی طراحی برای عملکرد سامانه

امیررضا کوثری^{۱*}، محمدرضا سقمانش^۲، علیرضا احمدی^۱^۱ گروه مهندسی هوافضا، دانشکده‌ی علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران^۲ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه چینخوا، پکن، چین

چکیده

پیشینه و اهداف: در زمان حاضر صنعت طراحی و ساخت و پرتاب ماهواره از انحصار دولت‌ها خارج شده و نمایندگان متعدد بخش خصوصی در سراسر دنیا در حال رقابت با یکدیگر برای تصاحب سهم بیشتر در این فضای کسب و کار پر رونق می‌باشند. گرایش از تک-ماهواره‌های بزرگ، با دوره‌ی عمر عملکردی زیاد در مدارهای با ارتفاع بالا به سمت منظومه‌های پر تعداد متشکل از ماهواره‌های کوچک با دوره‌ی عمر عملکردی کم و در مدارهای با ارتفاع پایین یکی از پیامدهای این تغییر است. امروزه صنایع فضایی به صورت فزاینده‌ای تمایل به ساخت ماهواره در کلاس وزنی کوچک و هزینه‌های دوره‌ی عمر پایین دارند و پیشرفت فناوری در طراحی و ساخت هر یک از زیرسیستم‌های ماهواره این روند را سرعت بخشیده و باعث شده ماهواره‌های نسل جدید نه تنها از لحاظ سبک بلکه از لحاظ کارکرد نیز نسبت به ماهواره‌های نسل قبل برتر باشند. یکی از نیازمندی‌های طراحی، ساخت و پرتاب ماهواره‌های ارزان قیمت به فضا، کاهش هزینه‌های دوره‌ی طراحی ماهواره می‌باشد. کاهش یا حذف سیکل‌های متعدد در فرآیند طراحی و جایگزین کردن روش‌های بهینه‌سازی سیکلیک با روش‌های مستقیم می‌تواند در بهبود این روند مؤثر باشد.

روش‌ها: تکنیک‌های سایزینگ سریع که تا حد زیادی در صنایع هوایی شناخته شده هستند به طراحان کمک می‌کنند که بتوانند در مدت زمانی کوتاه طرحی نزدیک به محصول نهایی ارائه نمایند. در این تحقیق ما روشی مشابه را برای یک ماهواره تصویربرداری با توان تفکیک خیلی بالا (VHR PS-AEOS) پیشنهاد می‌کنیم که به طراحان کمک می‌کند از تمامی انواع مرزبندی‌های داخل فضای طراحی آگاهی یابند. مشابه آنچه که در طراحی هواپیما وجود دارد، در اینجا هدف نهایی، ایجاد یک فضای دو بعدی است که بتواند توصیفی از تمامی مراحل مأموریت را با استفاده از پارامترهای کلیدی پیکربندی ماهواره ارائه نماید. این ابزار طراحی فازهای بحرانی مأموریت به همراه فاکتورهای مربوط به فناوری‌های کلیدی در هر یک را نمایش می‌دهد. در این روش، طراح قادر خواهد بود به سرعت در خصوص موانع فناوری‌های کلیدی که ممکن است در فازهای تحقیق، توسعه، تست و ارزیابی (RDT&E) طرح تأثیرگذار باشد تصمیم‌گیری نماید و/یا حتی نسبت به اعمال تغییراتی در مأموریت ماهواره با ذینفعان وارد مذاکره شود. از آنجا که معمولاً هزینه‌های دوره‌ی عمر ماهواره تحت تأثیر تصمیماتی هستند که در فازهای RDT&E گرفته می‌شوند بنابراین انتظار می‌رود این ابزار طراحی نقشی اساسی در پایین نگاه داشتن کل هزینه‌های دوره‌ی عمر ایفا نماید. اینگونه تکنیک‌های سایزینگ سریع امکان بررسی‌های مصالحه‌ای بیشتری را در اختیار طراحان قرار می‌دهند.

یافته‌ها: این تحقیق بر دو محور اصلی متمرکز بوده است: (۱) امکان ایجاد یک فضای طراحی با ویژگی‌های بالا برای سایزینگ سریع ماهواره، (۲) مشخصات پارامتریک این فضای طراحی و شناسایی پارامترهای تأثیرگذار که این فضای طراحی را تشکیل می‌دهند. به عنوان مطالعه‌ی موردی نیز یک VHR PS-AEOS عملیاتی مورد بحث و بررسی قرار گرفته و با استفاده از ابزار ایجاد شده، سبک‌گردیده است.

نتیجه‌گیری: حداکثر جرم VHR-PS-AEOS تا حد زیادی تحت تأثیر پیکربندی کلی آن می‌باشد و حداقل جرم آن نیز تحت تأثیر نرخ افت ارتفاع مداری در طی دوره‌ی عمر عملکردی ماهواره است. ابعاد محموله و جانمایی محموله در داخل سازه به منظور تأمین چابکی مورد نیاز، الزامات بحرانی برای تعیین ابعاد کلی ماهواره و در نتیجه سطح و حجم آن می‌باشند.

تاریخ دریافت: ۲۱ بهمن ۱۴۰۱
تاریخ درج: ۱۵ فروردین ۱۴۰۲
تاریخ اصلاح: ۰۵ اردیبهشت ۱۴۰۲
تاریخ پذیرش: ۰۸ خرداد ۱۴۰۲

واژگان کلیدی:

ماهواره
سنجش از دور
مأموریت مشاهده زمین
مهندسی سامانه
فناوری فضای

kosari_a@ut.ac.ir

۰۲۱-۸۸۴۹۷۲۳۵

گام ۷. بازتعریف پارامترهای عملکردی بر اساس پارامترهای اصلی طراحی، تعیین درایورهای طراحی و کاهش بعد فضای طراحی؛
گام ۸. تشکیل انواع صفحه‌های طراحی و انتخاب بهترین (مناسب‌ترین)؛
گام ۹. چک کردن جامعه آماری سایر کلاس‌های ماهواره با صفحه طراحی نهایی؛

VHR PS-AEOSS به عنوان مسأله طراحی

VHR PS-AEOSS آن دسته از ماهواره‌های سنجش از دور با مأموریت مشاهده زمین هستند که قادرند حول دو محور رول و پیچ مانور انجام دهند و تصاویر آنها دارای توان تفکیک بسیار بالا [۴] می‌باشد. اسکن غیرفعال در این ماهواره‌ها به این معنی است که وضعیت ماهواره در زمان تصویربرداری ثابت است و جهت تصویربرداری همیشه با مسیر حرکت تصویر ماهواره بر روی زمین یکسان می‌باشد. تعداد ماهواره‌هایی که اطلاعات آنها در جامعه آماری مورد استفاده جمع‌آوری گردیده در مجموع ۵۰ ماهواره است که ۳۶ ماهواره متعلق به دسته VHR و ۱۴ ماهواره دیگر متعلق به دسته HR است. علت تعداد نسبتاً کم ماهواره‌های جامعه آماری، لزوم به روز بودن تکنولوژی ساخت آنها و همچنین قرار داشتن آنها در یک سطح تکنولوژی می‌باشد. از آنجا که به طور معمول در مقاطعی از زمان جهش‌هایی در سطح تکنولوژی ساخت ماهواره‌ها اتفاق می‌افتد بنابراین ضرورت دارد که ماهواره‌هایی که در یک جامعه آماری قرار می‌گیرند همگی در یک سطح از تکنولوژی قرار داشته باشند.

زیرسیستم سازه و مکانیزم

بررسی جامعه آماری نشان می‌دهد که ۶۵٪ ماهواره‌ها در کلاس بزرگ و ۳۵٪ در کلاس وزنی کوچک قرار دارند. همچنین ۶۵٪ از ماهواره‌های جامعه آماری مورد بررسی دارای بدنه‌ای به شکل ۶-ضلعی، ۲۶٪ دارای شکل مکعبی، ۶٪ دارای شکل استوانه‌ای و ۳٪ دارای شکل ۸-ضلعی می‌باشند. مطابق داده‌های آماری درصد به کارگیری پیکربندی‌های معرفی شده در VHR PS-AEOSS به صورتی است که در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: درصد به کارگیری پیکربندی‌های مختلف در VHR PS-AEOSS

Table 1: Application percentage of different configurations in VHR PS-AEOSS

	Small PS-AEOS		Large PS-AEOS		Total
	Micro (10-100Kg)	Mini (100-500Kg)	Mid (500-1000Kg)	Large (>1000Kg)	
Cylindrical	-	12.5	-	10	6
Cubic	100	25	-	50	26
Hexagonal	-	50	100	40	65
Octagonal	-	12.5	-	-	3

در ۴۱٪ ماهواره‌ها تنها محموله تصویربرداری در صفحه ندر ماهواره قرار دارد و بنابراین صفحه ندر تنها بر اساس سازه محموله تصویربرداری

طراحی ماهواره مبتنی بر استراتژی طراحی برای عملکرد

در رویکرد کلاسیک، استراتژی طراحی به یک چارچوب کلی اطلاق می‌شود که ویژگی‌های محوری را در تمام مراحل طراحی سیستم مجسم می‌کند. ویژگی محوری خود به عنوان درایور کلیدی برای همه تصمیمات و انتخاب‌ها عمل می‌کند [۱]. بنابراین، هدف استراتژی «طراحی برای عملکرد» رسیدن به یک پیکربندی خاص در ضمن دانستن اهداف عملکردی سیستم می‌باشد. به عبارت دیگر، این فرآیندی است که در آن الزامات عملکردی سیستم (PRS) باید به تعیین مقادیر مرزی برای پارامترهای طراحی اصلی (MDP) منجر شود که بیشترین تأثیر را بر رفتار سیستم دارند [۲]. در این رویکرد، تمام قیدها و الزامات طراحی در یک فضای دوبعدی مشخص به گونه‌ای ترسیم می‌شود که در نهایت به انتخاب طرح پایه بینجامد. طرح پایه باید نقطه مصالحه مطلوبیت، مقرون به صرفه بودن و در دسترس بودن باشد. این تکنیک پیش از این برای سازه‌های عملکردی محموله اپتیکی [۳]، زیرسیستم، تعیین و کنترل وضعیت [۴] (ADCS) و زیرسیستم پیش‌رانش [۵] (PRPS) ماهواره‌های تصویربرداری با توان تفکیک مکانی خیلی بالا (VHR-PS-AEOS) به کار گرفته شده است. برای این منظور، با در نظر گرفتن اصول زیر، باید به نحوی پارامترهای عملکردی با پارامترهای طراحی فیزیکی (DPs) مرتبط شوند:

- الزامات عملکردی که آنها را می‌توان مستقیماً از قوانین علمی موجود و رویه‌های استاندارد در زمینه‌های مرتبط یا به طور غیرمستقیم از مأموریت و الزامات سیستم استخراج کرد.
- درایورهای طراحی (DD) که مشخصه‌های پارامتری صفحه طراحی را تعیین می‌کنند، دو ترکیب دلخواه از MDP ها هستند که از سه ویژگی کلیدی پیروی می‌کنند:
- مستقل از DP های دیگر هستند.
- تأثیر مستقیم بر عملکرد سیستم دارند.
- در صورت نیاز توسط طراح قابل کنترل هستند.

دیگرام تطبیق (صفحه طراحی)

روند کلی سازه‌های عملکردی زیرسیستم سازه VHR PS-AEOSS، با پیاده‌سازی روش گام به گام زیر با ایجاد صفحه طراحی آغاز و با صحت‌سنجی سازه‌های عملکردی سازه یک نمونه VHR PS-AEOS عملیاتی با استفاده از تکنیک صفحه طراحی پایان می‌پذیرد:

۱. تعیین جامعه آماری بر اساس دسته‌بندی انواع ماهواره‌ها و جمع‌آوری نمونه‌های آماری مورد نیاز؛
۲. تعیین فازها و مدهای عملکردی ماهواره؛
۳. تعیین الزامات بحرانی و معیارهای کمی؛
۴. تعیین قیدها و معیارهای کمی؛
۵. تعیین پارامترهای طراحی سیستم؛
۶. شناسایی پارامترهای اصلی طراحی سیستم؛

می‌بایست در بیشترین فاصله ممکن از یکدیگر قرار گیرند و ماژول‌های گیرنده و فرستنده نیز می‌بایست در کمترین فاصله از آنتن‌ها نصب شوند ولی تأمین هیچ یک از این الزامات نمی‌تواند افزایش سایز صفحه‌ندیر را به زیرسیستم سازه تحمیل کند. اصولاً برای کاهش اثر تداخل آنتن‌ها بر یکدیگر راه‌حل‌های سازه‌ای راهکارهای کم‌اثری هستند. از آنجا که آنتن‌های هم‌مأموریت ارسال و دریافت هم‌زمان ندارند بنابراین در خصوص آنتن‌های باندهای فرکانسی UHF/VHF و S چالش وجود ندارد. چالش تداخل در خصوص آنتن‌های باندهای S و X قابل طرح است. با توجه به اینکه هارمونیک چهارم ارسال باند S تا حد زیادی به باند X نزدیک است بنابراین احتمال این تداخل بسیار بالا خواهد بود. بهبود حاصل از افزایش فاصله آنتن‌های باندهای S و X در کاهش اثرات تداخل بسیار کم و قابل اغماض است بنابراین باید برای حذف این اثر از راهکارهای مخابراتی استفاده کرد. مؤثرترین راهکار مخابراتی انجام ایزولاسیون و استفاده از فیلتر و تمیز کردن فضای فرکانسی ارسال تله‌متری می‌باشد.

سایز آنتن‌های باند X و باند S برای VHR PS-AEOSS در لایه LEO تا حد زیادی نزدیک به یکدیگر می‌باشد و در نتیجه می‌توان فاکتور سایز آنتن‌ها در سایز صفحه‌ندیر ماهواره را ثابت در نظر گرفت. مطابق رابطه (۲) قطر فضایی تابعی از قطر محموله تصویربرداری و المان‌های صفحه‌ندیر آن خواهد بود.

$$d_{SC} = f_2(d_{PL}, \text{elements on Nadir plate}) \quad (2)$$

یکی از الزامات بحرانی عملکرد برای تعیین ارتفاع سازه ماهواره چابکی آن می‌باشد. هرچه چابکی ماهواره بالاتر باشد می‌بایست ساختار آن فشرده‌تر و مقدار نسبت h_{sc}/h_{PL} کمتر باشد یا در واقع برای رسیدن به سطوح بالاتر چابکی لازم است مقدار نسبت h_{sc}/h_{PL} تا حد ممکن کاهش یابد.

چابکی بر اساس تعداد محورهای گردش ماهواره و همچنین سرعت زاویه‌ای گردش آنها تعریف می‌شود که در این تحقیق تنها سرعت زاویه‌ای گردش ماهواره در نظر گرفته شده است. با رده‌بندی VHR PS-AEOSS بر اساس معیار چابکی، می‌توان به مقدار مناسبی از نسبت h_{sc}/h_{PL} برای ماهواره‌های مختلف در سطوح مختلف چابکی دست یافت. بنابراین مطابق رابطه (۳) ارتفاع ماهواره تابعی از چابکی و همچنین ارتفاع محموله آن می‌باشد.

$$h_{sc} = f_3(h_{PL}, \text{Agility}) \quad (3)$$

قیدهای عملکردی زیرسیستم سازه و معیارهای کمی

قید جرم بیشینه

این قید یک قید عملکردی محسوب نمی‌شود ولی در انتهای فاز ساینینگ می‌تواند برای تصدیق و صحت‌گذاری نتایج ساینینگ عملکردی مورد توجه قرار گیرد. مطابق نتایج به دست آمده از تحلیل داده‌های جامعه آماری این تحقیق، بیشترین مقدار جرم قابل تخصیص به زیرسیستم سازه و مکانیزم یک VHR PS-AEOSS می‌تواند ۲۷٪ جرم کل آن باشد.

سایز می‌شود. در ۳۸٪ ماهواره‌ها علاوه بر محموله تصویربرداری، آنتن‌های باندهای S و X نیز در صفحه‌ندیر قرار دارند و در ۲۱٪ نیز علاوه بر محموله تصویربرداری و آنتن‌های باند S و X، تجهیزات ADCS شامل RWS نیز در صفحه‌ندیر ماهواره قرار می‌گیرد.

الزامات عملکردی زیرسیستم سازه و معیارهای کمی

الزامات بحرانی عملکرد برای ساینینگ عملکردی زیرسیستم سازه به صورت زیر قابل دسته‌بندی هستند:

- جرم کلی و کلاس جرمی ماهواره
- قطر محموله اپتیکی
- المان‌های قابل نصب بر روی صفحه‌ندیر ماهواره
- ارتفاع محموله اپتیکی
- چابکی ماهواره
- پیکربندی کلی سازه ماهواره تابعی از جرم و بالطبع کلاس جرمی VHR PS-AEOSS است. با وجود برتری‌هایی که برای پیکربندی منشور شش وجهی در مقایسه با دیگر انواع پیکربندی بر شمرده شده است ولی مطابق جدول ۱ در کلاس میکرو ۱۰۰٪ ماهواره‌های موجود در جامعه آماری دارای پیکربندی مکعب مستطیل می‌باشند. بنابراین مطابق رابطه (۱) می‌توان پیکربندی کلی VHR PS-AEOSS را تابعی از جرم و کلاس جرمی آن در نظر گرفت:

$$\text{Spacecraft overall Configuration} = f_1(S/C \text{ weight}, S/C \text{ weight class}) \quad (1)$$

از آنجا که قاعده حجم ماهواره، صفحه‌ندیر آن است بنابراین برای تعیین قطر ماهواره یا طول اضلاع قاعده آن می‌بایست صفحه‌ندیر آن سایز شود. تخمین ابعاد صفحه‌ندیر بر اساس ابعاد المان‌هایی صورت می‌گیرد که می‌بایست در این صفحه قرار گیرند. المان‌هایی که در VHR PS-AEOSS روی صفحه‌ندیر نصب می‌شوند عبارتند از:

- محموله(ها)ی اپتیکی
 - آنتن باند X با بیم باریک و بهره بالا
 - آنتن باند S
 - سنسورها و عملگرهای ADCS
- بر اساس نوع و تعداد المان‌هایی که بر روی صفحه‌ندیر نصب می‌شوند می‌توان ماهواره‌های موجود در دیتابیس این تحقیق را به سه دسته تقسیم نمود:

- تنها محموله اپتیکی بر روی صفحه‌ندیر نصب شده باشد
 - محموله اپتیکی به همراه آنتن‌های باند X و باند S بر روی صفحه‌ندیر نصب شده است
 - محموله اپتیکی به همراه آنتن‌های باند X و باند S و المان‌های ADCS روی صفحه‌ندیر نصب شده باشد
- اینترفیس زیرسیستم مخابرات با زیرسیستم سازه در فاز ساینینگ عملکردی برای استقرار آنتن‌ها بر روی سطح خارجی و ماژول‌های گیرنده و فرستنده بر روی سطح داخلی صفحه‌ندیر می‌باشد. به طور کلی آنتن‌ها

قید توان مصرفی بیشینه

این قید نیز یک قید عملکردی محسوب نمی‌شود ولی در انتهای فاز سایننگ می‌تواند برای تصدیق و صحه‌گذاری نتایج سایننگ عملکردی مورد توجه قرار گیرد. مطابق داده‌های آماری، مکانیزم‌های زیرسیستم سازه یک VHR PS-AEOS حداکثر می‌تواند ۱٪ توان کل مصرفی ماهواره را به خود اختصاص دهند.

قطر محموله

فارغ از شکل کلی سازه ماهواره، قطر بدنه آن مساوی قطر صفحه‌ندیر ماهواره خواهد بود. از آنجا که یکی از وظایف سازه ماهواره در VHR PS-AEOS محافظت از محموله تصویربرداری می‌باشد و محموله تصویربرداری در داخل بدنه ماهواره قرار می‌گیرد و از طرف دیگر سایر المان‌های قابل نصب بر روی صفحه‌ندیر بر روی سطح خارجی و داخلی این صفحه نصب می‌گردند بنابراین قطر صفحه‌ندیر ماهواره تابعی از قطر محموله اپتیکی آن می‌باشد و قطر محموله برای قطر صفحه‌ندیر یک قید عملکردی محسوب می‌گردد.

سطح آرایه‌های خورشیدی

سطح آرایه‌های خورشیدی متناسب با نوع سلول‌های انتخابی به اندازه‌ای بزرگ خواهد بود که توان مورد نیاز ماهواره را تولید نماید. با توجه به برتری‌های پیکربندی ثابت به سایر پیکربندی‌های آرایه‌های خورشیدی، این نوع پیکربندی اولین انتخاب طراح خواهد بود. از آنجا که پانل‌های محل نصب سلول‌های خورشیدی بخشی از زیرسیستم سازه محسوب می‌گردند بنابراین سطح مورد نیاز برای نصب سلول‌های خورشیدی یکی از قیدهای زیر سیستم سازه محسوب می‌گردد. ابعاد بدنه ماهواره می‌بایست به اندازه‌ای باشد که امکان نصب پانل‌ها بر روی آن وجود داشته باشد بنابراین سطح مورد نیاز برای نصب سلول‌های خورشیدی نیز قید دیگری برای ابعاد ماهواره می‌باشد.

پارامترهای طراحی زیرسیستم سازه و مکانیزم

هدف از "سایننگ عملکردی سریع" زیرسیستم سازه، تعیین پیکربندی (شکل) کلی و محاسبه ابعاد کلی، حجم داخلی و سطح خارجی و جرم کلی می‌باشد.

پیکربندی کلی

پیکربندی‌های مرسوم در PS-AEOS عبارتند از مکعبی، استوانه‌ای، منشورهای شش، هشت و دوازده ضلعی و چند وجهی‌های غیرمنتظم [۶] و در دیتابیس این تحقیق تنها ماهواره‌هایی با پیکربندی‌های مکعبی، استوانه‌ای و منشورهای شش و هشت ضلعی قرار دارد. معیارهای مؤثر در انتخاب پیکربندی مناسب عبارتند از:

- حجم و سطح قابل دستیابی
 - پیچیدگی پیکربندی و هزینه و زمان ساخت سازه
 - خواص استحکامی پیکربندی
- در جدول ۲، چهار پیکربندی مکعبی، استوانه‌ای و منشورهای شش و هشت‌ضلعی به صورت کمی بر اساس معیارهای حجم داخلی، سطح خارجی، تعداد پنل‌های بدنه و تعداد نبشی‌های اتصالات با یکدیگر مقایسه گردیده‌اند. در این مقایسه فرض بر این است که تمامی این پیکربندی‌ها داخل کره‌ای به قطر ۱ متر محاط شده باشند. در جدول ۳، پیکربندی‌های جدول ۱ به صورت کیفی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. نتایج زیر بر اساس مقایسه‌های مندرج در جدول‌های ۲ و ۳ قابل برداشت می‌باشد:
- حجم و سطح پیکربندی شش‌ضلعی با پیکربندی مکعبی اختلاف قابل توجهی دارد (به ترتیب ۳۰٪ و ۱۲٪) در حالی که بین حجم و سطح پیکربندی هشت‌ضلعی و شش‌ضلعی اختلاف چندانی وجود ندارد.
 - پیکربندی شش‌ضلعی از لحاظ هزینه و پیچیدگی ساخت تفاوت کمی با پیکربندی مکعبی دارد، در حالی که استفاده از پیکربندی هشت‌ضلعی باعث بالارفتن پیچیدگی و افزایش هزینه، تقریباً به میزان ۲ برابر، نسبت به پیکربندی مکعبی می‌گردد.
 - پیکربندی شش‌ضلعی دارای استحکام بیشتری نسبت به پیکربندی مکعبی می‌باشد در حالی که اختلاف چندانی بین استحکام این پیکربندی و پیکربندی هشت‌ضلعی وجود ندارد.
 - چندوجهی‌هایی با بیش از شش سطح جانبی تنها در شرایطی که پارامترهای عملکردی (بر آمده از الزامات عملکردی)، استفاده از آنها را تحمیل نمایند به کار گرفته خواهند شد.
 - چندوجهی‌های غیرمنتظم معمولاً در صورت بکارگیری صفحات خورشیدی ثابت مورد استفاده قرار می‌گیرند. این نوع از پلتفرم‌ها معمولاً در مقایسه با دیگر چندوجهی‌ها دارای حجم کمتری می‌باشند و از همین رو استفاده از آنها تنها به موارد خاص محدود شده است.
 - پیچیدگی‌های قابل توجه طراحی و ساخت چندوجهی‌های غیرمنتظم از دیگر معایب این هندسه‌ها به شمار می‌رود.
- بر اساس نتایج بالا می‌توان نتیجه‌گیری کرد که به صورت عمومی پیکربندی به شکل منشور شش وجهی مناسب‌ترین نوع پیکربندی برای VHR PS-AEOS است مگر آنکه به صورت موردی محدودیت خاصی وجود داشته باشد که در این صورت طراح می‌بایست بر اساس قیدها و الزامات موجود نسبت به انتخاب نوع خاصی از پیکربندی اقدام نماید. بر اساس داده‌های آماری، در کلاس ماهواره‌های میکرو و ماهواره‌های بزرگ که ۳۰ درصد VHR PS-AEOS موجود در جامعه آماری این پژوهش را تشکیل می‌دهند تنها از پیکربندی نوع مکعبی استفاده شده است.

جدول ۲: مقایسه کمی میان پیکربندی‌های مختلف

Table 2: Quantitative comparison between different configurations

تعداد نبشی‌ها The number of angles	تعداد پنل‌های سازه‌ای The number of structural panels	مساحت خارجی (m ²) external area (m2)	حجم داخلی (m ³) Internal volume (m3)	h (m)	d (m)	a (m)	پیکربندی Configuration
-	-	2.52	0.30	0.58	0.82	-	استوانه‌ای Cylindrical
12	6	2.0	0.19	0.58	-	0.58	مکعبی Cubic
18	8	2.23	0.25	0.58	-	0.41	شش وجهی Hexagon
24	10	2.38	0.27	0.58	-	0.31	هشت وجهی Octagon

جدول ۳: مقایسه کیفی میان پیکربندی‌های مختلف

Table 3: Qualitative comparison between different configurations

معایب Disadvantages	مزایا Advantages	پیکربندی Configuration
کمترین سطح خارجی کمترین حجم داخلی The least external surface The smallest internal volume	سادگی ساخت و مونتاژ کمترین هزینه زمانی و اقتصادی استفاده راحت از فضای داخل Ease of construction and assembly The least time and economic cost Easy use of interior space	مکعبی Cubic
بیشترین پیچیدگی در ساخت و مونتاژ مشکل بودن نصب پنل‌ها، پکیج‌ها و آرایه‌های خورشیدی بیشترین هزینه زمانی و اقتصادی The most complicated in construction and assembly It is difficult to install solar panels, packages and arrays The most time and economic cost	ماکزیمم حجم داخلی ماکزیمم مساحت خارجی ماکزیمم استحکام Maximum internal volume Maximum external area Maximum strength	استوانه‌ای Cylindrical
پیچیدگی در ساخت افزایش اتصالات افزایش هزینه‌های زمانی و اقتصادی Complexity in construction Increasing connections Increasing time and economic costs	مساحت خارجی بیشتر (نسبت به مکعبی) افزایش حجم داخلی (نسبت به مکعبی) استحکام بالاتر (نسبت به مکعبی) .More external area (compared to cubic) .Increasing the internal volume (compared to cubic) .Higher strength (compared to cubic)	منشور شش ضلعی Hexagon prism
پیچیدگی بیشتر در ساخت افزایش بیشتر اتصالات افزایش بیشتر هزینه‌های زمانی و اقتصادی مشکل در نصب پکیج‌های نسبتاً بزرگ بر روی صفحات جانبی پیکربندی More complexity in construction More connections Further increase in time and economic costs Problem in installing relatively large packages on configuration side pages	مساحت خارجی بیشتر (نسبت به شش ضلعی) افزایش حجم داخلی (نسبت به شش ضلعی) استحکام بالاتر (نسبت به شش ضلعی) .More external area (compared to hexagon) .Increasing the internal volume (compared to the hexagon) .Higher strength (compared to hexagonal)	منشور هشت ضلعی Octagonal prism

ابعاد کلی

مقصود از تعیین ابعاد کلی، تعیین پارامترهای ابعادی شامل قطر و ارتفاع ماهواره می‌باشد.

قطر ماهواره (d_{sc})

از آنجا که قاعده حجم ماهواره، صفحه Nadir آن است بنابراین برای تعیین قطر ماهواره یا طول اضلاع قاعده آن می‌بایست ابعاد صفحه Nadir بر اساس ابعاد المان‌هایی صورت تخمین زده شود که می‌بایست در این صفحه قرار گیرند. به طور کلی المان‌هایی که در VHR PS-AEOSS بر روی صفحه Nadir نصب می‌شوند عبارتند از محموله(ها)ی اپتیکی، آنتن باند X با پرتو باریک و بهره‌ر بالا، آنتن باند S و سنسورها و عملگرهای ADCS.

بر اساس نوع و تعداد المان‌هایی که بر روی صفحه ندر نصب می‌شوند می‌توان ماهواره‌های موجود در دیتابیس این تحقیق را به سه دسته تقسیم نمود:

- تنها محموله اپتیکی بر روی صفحه ندر نصب شده است: ۴۱ درصد از ماهواره‌های موجود در دیتابیس این تحقیق در این دسته قرار می‌گیرند و از این نمونه می‌توان به ماهواره‌های worldView-3 و WorldView-4 اشاره کرد. در سازه این ماهواره‌ها صفحه ندر تنها بر اساس قطر محموله سایز می‌شود و المان‌های دیگر شامل آنتن‌ها به بدنه محموله متصل می‌شوند.
- محموله اپتیکی به همراه آنتن‌های X-band و S-band بر روی صفحه Nadir نصب شده است: ۳۸ درصد از ماهواره‌های موجود در دیتابیس این تحقیق نظیر Pleiades-HR و PeruSat-1 در این دسته قرار می‌گیرند.

ندیر نصب می‌شوند دارای مقداری ثابت و منطقی می‌باشد. مقدار میانگین درایور طراحی d_{sc}/d_{pl} برای هر یک از انواع چیدمان‌ها بر اساس داده‌های آماری استخراج و در جدول ۴ آورده شده است. در ساینزینگ عملکردی سریع محموله اپتیکی می‌توان با استفاده از داده‌های آماری، نسبت d_{pl}/D را محاسبه نمود.

ارتفاع ماهواره (h_{sc})

درایورهای اصلی تعیین پیکربندی فضاپیما عبارتند از "چابکی ماهواره در نشانه‌روی" و "دقت تعیین موقعیت تصویر". دستیابی به چابکی در VHR PS-AEOSS مستلزم یک طرح فشرده برای فضاپیما است؛ بنابراین محموله تصویربرداری در داخل پلتفرم قرار داده می‌شود. دقت‌های بالا در تعیین موقعیت تصویر نیز از طریق حذف یا به حداقل رساندن واسط میان محموله تصویربرداری و محموله قابل دستیابی خواهد بود [۷]. هر چه چابکی ماهواره بالاتر باشد ساختار آن فشرده‌تر و نسبت h_{sc}/h_{pl} کمتر خواهد بود. برای رسیدن به سطوح بالاتر چابکی لازم است مقدار نسبت h_{sc}/h_{pl} تا حد ممکن کاهش یابد. چابکی بر اساس تعداد محورهای گردش ماهواره و همچنین سرعت زاویه‌ای گردش آن حول این محورها تعریف می‌شود. با رده‌بندی VHR PS-AEOSS بر اساس معیار چابکی، می‌توان به مقدار مناسبی از نسبت h_{sc}/h_{pl} برای ماهواره‌های مختلف در سطوح مختلف چابکی دست یافت. مطابق جدول ۵ می‌توان ماهواره‌های موجود در دیتابیس تحقیق را بر اساس معیار چابکی در سه سطح رده‌بندی کرد [۹].

جدول ۵: سطح‌بندی چابکی در VHR PS-AEOSS
Table 5: The levels of agility in VHR PS-AEOSS

Level	ω_s (deg/sec)	Number
1	$\omega_s < 1$	28%
2	$1 \leq \omega_s \leq 2.5$	58%
3	$\omega_s > 2.5$	14%

بر اساس داده‌های آماری مقدار نسبت h_{sc}/h_{pl} در سطوح ۱ و ۲ از چابکی بر اساس معادله (۴) قابل محاسبه است:

$$\frac{h_{sc}}{h_{pl}} = \frac{1.323\omega_s + 0.2953}{\omega_s + 0.02148} \quad (4)$$

چگالی ماهواره و جرم ماهواره

فشرده‌گی ساختار ماهواره به معنای بالا بودن دانسیته آن است بنابراین انتظار می‌رود هر چه چابکی ماهواره بالاتر باشد مقدار دانسیته آن نیز بیشتر باشد و دو معیار چابکی و فشرده‌گی با یکدیگر دارای نسبت مستقیم باشند و در نتیجه هرچه چابکی یک ماهواره بیشتر باشد چگالی آن نیز بالاتر است [۱۰].

عموماً محفظهٔ پساگیر پرتابگر به صورت یک استوانه در نظر گرفته می‌شود که بر سازهٔ بدنهٔ ماهواره محیط است. از طرف دیگر ابعاد ماهواره‌های موجود در دیتابیس این تحقیق با پیکربندی مکعبی، استوانه‌ای، شش یا هشت وجهی منتظم غالباً به صورت h و d داده شده

○ محموله اپتیکی به همراه آنتن‌های X-band و S-band و المان‌های ADCS بر روی صفحهٔ Nadir نصب شده است: ۲۱٪ از ماهواره‌های موجود در دیتابیس این تحقیق مانند CartoSat-2 در این دسته قرار می‌گیرند.

اینترفیس زیرسیستم مخابرات با زیرسیستم سازه در فاز ساینزینگ عملکردی استقرار آنتن‌ها بر روی سطح خارجی و ماژول‌های گیرنده و فرستنده بر روی سطح داخلی صفحه ندیر می‌باشد. به طور کلی آنتن‌ها می‌بایست در بیشترین فاصلهٔ ممکن از یکدیگر قرار گیرند و ماژول‌های گیرنده و فرستنده نیز می‌بایست در کمترین فاصله از آنتن‌ها نصب شوند ولی تأمین هیچ یک از این الزامات نمی‌تواند افزایش ساینز صفحهٔ ندیر را به زیرسیستم سازه تحمیل کند. اصولاً برای کاهش اثر تداخل آنتن‌ها بر یکدیگر راه‌حل‌های سازه‌ای راهکارهای کم‌اثری هستند. از آنجا که آنتن‌های هم‌مأموریت ارسال و دریافت هم‌زمان ندارند بنابراین در خصوص آنتن‌های باندهای فرکانسی UHF/VHF و S چالش وجود ندارد. چالش تداخل در خصوص آنتن‌های باندهای S و X قابل طرح است. با توجه به اینکه هارمونیک چهارم ارسال باند S تا حد زیادی به باند X نزدیک است بنابراین احتمال این تداخل بسیار بالا خواهد بود. بهبود حاصل از افزایش فاصلهٔ آنتن‌های باندهای S و X در کاهش اثرات تداخل بسیار کم و قابل اغماض است بنابراین باید برای حذف این اثر از راهکارهای مخابراتی استفاده کرد. مؤثرترین راهکار مخابراتی انجام ایزولاسیون و استفاده از فیلتر و تمیز کردن فضای فرکانسی ارسال تله‌متری می‌باشد.

جدول ۴: نسبت قطر ماهواره به قطر محموله بر اساس المان‌های روی صفحهٔ ندیر
Table 4: Satellite to the payload diameter ratio based on the nadir plane elements

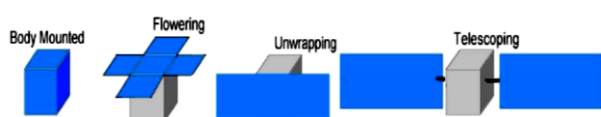
d_{sc}/d_{pl}	ماهواره‌های نمونه Sample satellites	المان‌های روی صفحهٔ ندیر Elements on the page are not visible
1.75	WorldView- و worldView-3 4	محموله اپتیکی Optical cargo
2.7	PeruSat-1 و Pleiades-HR	محموله اپتیکی و آنتن‌های باند X و S Optical payload and X and S band antennas
3.3	سری ماهواره‌های CartoSat- 2 CartoSat-2 series of satellites	محموله اپتیکی، آنتن‌های باند X و S و عملگرهای کنترل وضعیت Optical payload, X and S band antennas and position control actuators

ساینز آنتن‌های باند X و S برای VHR PS-AEOSS در لایهٔ LEO تا حد زیادی نزدیک به یکدیگر می‌باشد و در نتیجه می‌توان فاکتور ساینز آنتن‌ها در ساینز صفحهٔ ندیر ماهواره را ثابت در نظر گرفت. در نتیجه قطر محموله اپتیکی می‌تواند به عنوان درایور طراحی برای محاسبهٔ ساینز صفحهٔ ندیر در نظر گرفته شود. با توجه به داده‌های آماری موجود در دیتابیس این تحقیق، نسبت d_{sc}/d_{pl} در سازه‌های با پیکربندی شش وجهی منتظم و در دسته‌ای که علاوه بر محموله اپتیکی آنتن‌های باند X و S روی صفحهٔ

پیکربندی آرایه‌های خورشیدی

آرایه‌های خورشیدی به چهار صورت ثابت، گل شکل، بازشونده و تلسکوپی می‌تواند روی بدنه ماهواره نصب و به سازه آن متصل گردد. که در شکل ۱ هر یک از این پیکربندی‌ها به صورت شماتیک نشان داده شده‌اند [۱۳].

جرم آرایه‌های خورشیدی وابسته به سطح مورد نیاز این آرایه‌ها برای تأمین انرژی ماهواره و مستقل از پیکربندی آنها است. این به آن معناست که چنانچه سطح مورد نیاز در هر یک از پیکربندی‌های بالا تأمین شود جرم آرایه‌ها در هر حالت یکسان خواهد بود. عموماً جرم پانل‌های خورشیدی در بودجه جرمی زیرسیستم تأمین توان الکتریکی در نظر گرفته می‌شود [۱۴].



شکل ۱: انواع پیکربندی آرایه‌های خورشیدی در اتصال به بدنه VHR PS-AEOSs
Fig. 1: Types of solar arrays configuration in connection to the body of the VHR PS-AEOSs

ممان اینرسی

ممان اینرسی چندوجهی‌های رایج در طراحی پیکربندی سازه VHR PS-AEOS در جدول ۸ آورده شده است [۱۵].

جدول ۸: مقایسه ممان اینرسی جرمی پیکربندی‌های رایج حول محور طولی (راستای نادیر)

Table 8: Comparison of common configurations mass moment of inertia around the longitudinal axis (Nadir direction)

ممان اینرسی حول محور Z Moment of inertia around the Z axis	پیکربندی Configuration
$I_{4z} (I_{4z} = (1/12) \times m \times (a^2 + b^2))$	چهار وجهی Tetrahedron
$1.62 \times I_{4z}$	شش وجهی Hexagon
$1.91 \times I_{4z}$	هشت وجهی Octagon

ممان اینرسی در واقع معرف قابلیت مانور ماهواره است. مطابق جدول ۸، از لحاظ ممان اینرسی پیکربندی شش‌وجهی در مقایسه با چهاروجهی دارای برتری محسوس می‌باشند [۱۶].

برای ساینزینگ عملکردی سریع زیرسیستم سازه پارامترهای طراحی عبارتند از [۱۷]:

- پیکربندی کلی ماهواره
- قطر ماهواره (با این فرض که ماهواره با هر نوع پیکربندی در داخل استوانه‌ای به ابعاد پساگیر پرتاب‌گر محیط شده باشد می‌توان ابعاد مقطع عرضی سازه ماهواره را با پارامتر قطر بیان کرد)

است بنابراین برای محاسبه حجم آنها فرض می‌شود سازه ماهواره در داخل استوانه‌ای به شعاع قاعده r و ارتفاع h محاط می‌باشد. حجم هر یک از انواع پیکربندی نسبت به حجم استوانه محیط مطابق روابط مندرج در جدول ۶ قابل محاسبه خواهد بود. بر اساس نتایج به دست آمده از داده‌های آماری بیشترین مقدار دانسیته و بالاترین سطح فشردگی مربوط به ماهواره‌های دارای پیکربندی مکعبی می‌باشد [۱۱].

جدول ۶: مقایسه مشخصات هندسی پیکربندی‌های رایج در VHR PS-AEOSs

Table 6: Comparison of geometric characteristics of common configurations in VHR PS-AEOSs

حجم داخلی Internal volume	سطح خارجی External surface	پیکربندی Configuration
$V_c = \pi r^2 h$	$S_c = 2\pi r h$	استوانه‌ای Cylindrical
$V_4 = 2r^2 h$	$S_4 = 5.7r h$	مکعبی Cubic
$V_6 = 2.6r^2 h$	$S_6 = 6r h$	شش ضلعی Hexagon
$V_8 = 2.83r^2 h$	$S_8 = 6.12r h$	هشت ضلعی Octagonal

مقادیر دانسیته VHR PS-AEOSs با پیکربندی‌های مختلف و در کلاس‌های وزنی متفاوت با استفاده از داده‌های آماری استخراج گردیده و در جدول ۷ آورده شده است [۱۲].

جدول ۷: مقایسه چگالی VHR PS-AEOSs بر اساس نوع پیکربندی و کلاس وزنی

Table 7: Comparison of density in VHR PS-AEOSs based on the configuration type and the mass class

چگالی (Kg/m ³) Density	پیکربندی Configuration	زیر-کلاس‌های جرمی Mass subclasses	کلاس جرمی Jeremy's class
304.92	مکعبی Cubic		
N/A	استوانه‌ای Cylindrical	ماهواره‌های کلاس میکرو	ماهواره‌های کلاس
N/A	شش وجهی Hexagon	Micro satellites	ماهواره‌های کلاس
N/A	هشت وجهی Octagon		کوچک Small class satellites
1103.19	مکعبی Cubic		
167.53	استوانه‌ای Cylindrical	ماهواره‌های کلاس مینی	
103.85	شش وجهی Hexagon	Mini class satellites	
149.37	هشت وجهی Octagon		
N/A	مکعبی Cubic		
N/A	استوانه‌ای Cylindrical	ماهواره‌های کلاس متوسط	
86.04	شش وجهی Hexagon	Medium class satellites	ماهواره‌های کلاس بزرگ
N/A	هشت وجهی Octagon		
742.81	مکعبی Cubic		Large class satellites
155.07	استوانه‌ای Cylindrical	ماهواره‌های کلاس بزرگ	
108.52	شش وجهی Hexagon	Large class satellites	
N/A	هشت وجهی Octagon		

مشخصات فنی VHR PS-AEOS مورد نظر به عنوان اطلاعات ورودی در جدول ۹ ارائه شده است [۲۲].

جدول ۹: مشخصات فنی VHR PS-AEOS مورد نظر [۷]

Table 8: Technical specifications of the desired VHR PS-AEOS

مشاهده زمین Earth observation	سنجش از دور Remote Sensing	مأموریت Mission
پنکروماتیک Panchromatic	2	تعداد سنجندها The number of gauges
چندطیفی Multispectral	پنکروماتیک Panchromatic	قدرت تفکیک مکانی
1m ≥	چندطیفی Multispectral	Spatial resolution
4m ≥	پنکروماتیک Panchromatic	قدرت تفکیک
پنکروماتیک Panchromatic	450 – 900nm	طیفی Spectral resolution
قرمز Red	630 – 690nm	قدرت تفکیک
سبز Green	520 – 600nm	باند طیفی Spectral band
آبی Blue	440 – 510nm	5
مادون قرمز نزدیک Near infrared	770 – 900nm	طیفی Spectral resolution
500±50	Km	H
55±1	deg	i
3	سال Year	دوره عمر Life cycle

سایزینگ عملکردی سازه فضایی برای الزامات جابجایی و حفاظت فیزیکی محموله

با استفاده از داده‌های آماری مقدار میانگین نسبت‌های $f/h_{pl}=4.76$ و $D/d_{pl}=0.61$ بین ابعاد ماهواره و مشخصات بخش اپتیک زیرسیستم محموله اپتیکی برقرار است بنابراین ابعاد محموله اپتیکی به صورت جدول ۱۰ خواهد بود [۲۳]:

جدول ۱۰: ابعاد محموله اپتیکی VHR PS-AEOS عملیاتی نمونه

Table 10: Dimensions of the desired operational VHR PS-AEOS optical payload

h_{pl}	0.53m
d_{pl}	0.31m

سایزینگ عملکردی صفحه ندیر برای الزامات پیکربندی

در این گام فرض‌های زیر در سایزینگ عملکردی VHR PS-AEOS در نظر گرفته می‌شود:

- پیکربندی کلی ماهواره به صورت مکعب مستطیل با قاعده مربع در نظر گرفته می‌شود بنابراین صفحه ندیر ماهواره به شکل مربع خواهد بود.
- المان‌های قابل نصب بر روی صفحه ندیر ماهواره عبارتند از محموله اپتیکی و آنتن‌های باند X و S.

- ارتفاع ماهواره
- چگالی ماهواره
- پیکربندی آرایه‌های خورشیدی ماهواره
- ممان اینرسی ماهواره

پارامترهای اصلی طراحی زیرسیستم سازه

پارامترهای اصلی طراحی زیرسیستم سازه d_{sc} و h_{sc} می‌باشند. این دو پارامتر از یکدیگر مستقل هستند [۱۸].

درایورهای طراحی زیرسیستم سازه

مطابق داده‌های آماری گراف‌هایی که با استفاده از نسبت‌های d_{sc}/d_{pl} و h_{sc}/h_{pl} رسم می‌شود دارای روند منطقی تری برای برازش منحنی و ایجاد معادلات متناظر هستند در نتیجه معادلات مرجع برای ایجاد صفحه طراحی به صورت دسته معادلات (۵) نوشته می‌شوند [۱۹].

$$\begin{aligned} d_{sc}/d_{pl} &= f_2(\text{elements on Nadir plate, overall configuration}) \quad (5) \\ h_{sc}/h_{pl} &= f_3(\text{Agility}) \end{aligned}$$

صفحه‌های طراحی زیرسیستم سازه

هدف از سایزینگ عملکردی زیرسیستم سازه تعیین پیکربندی (شکل) کلی و محاسبه ابعاد کلی، حجم داخلی و سطح خارجی ماهواره می‌باشد. درایورهای طراحی که مشخصات پارامتریک صفحه طراحی بر اساس آنها تعیین می‌شود عبارتند از d_{sc}/d_{pl} و h_{sc}/h_{pl} و صفحه طراحی می‌تولند بر اساس معادلات (۶) و (۷) ایجاد گردد. در معادله (۶) نسبت d_{sc}/d_{pl} بر اساس المان‌های نصب شده بر روی صفحه ندیر و پیکربندی کلی VHR PS-AEOS مساوی عددی خواهد شد که مقدار آن از جدول ۴ قابل تعیین خواهد بود [۲۰].

- سایزینگ عملکردی سازه VHR PS-AEOS برای الزامات عملکردی المان‌های صفحه ندیر

$$\begin{aligned} d_{sc}/d_{pl} &= f_2(\text{elements on Nadir plate, overall configuration}) \quad (6) \end{aligned}$$

- سایزینگ عملکردی سازه VHR PS-AEOS برای الزامات عملکردی چابکی

$$h_{sc}/h_{pl} = \frac{1.323\omega_s + 0.2953}{\omega_s + 0.02148} \quad (7)$$

اعتبارسنجی-سایزینگ عملکردی VHR PS-AEOS عملیاتی

نمونه

برای صحت‌سنجی روش ارائه شده برای سایزینگ عملکردی VHR PS-AEOS، یک نمونه عملیاتی از این نوع ماهواره با استفاده از صفحه طراحی و مبتنی بر استراتژی طراحی برای عملکرد سازه می‌گردد [۲۱].

می‌شوند که امکان انتخاب بهترین طرح نقطه‌ای ایجاد گردد. با استفاده از صفحه طراحی تعداد سیکل‌های طراحی به چهار نقطه کاهش پیدا می‌کند. از آنجا که نقطه طرح مبنا غالباً روی مرزها و در محل تقاطع خطوط مرزی قرار می‌گیرند بنابراین با مقایسه مشخصات پارامتریک نقاط چهار گوشه ناحیه مجاز طراحی می‌توان طرح مبنا را مشخص نمود. مطابق جدول ۱۱، برای ماهواره مورد نظر $\omega_{s-max}=0.9 \text{ deg/s}$ می‌باشد و از آنجا که در فاز ساینینگ عملکردی مطلوب آن است که ماهواره کمترین حجم ممکن را اختیار نماید بنابراین نقطه نشان داده شده در شکل ۲ به عنوان طرح مبنا انتخاب می‌گردد. نقطه طراحی مشخص شده در صفحه طراحی زیرسیستم سازه، دارای مختصات زیر خواهد بود:

$$\text{design point} = \begin{bmatrix} h_{sc}/h_{pl}=1.75 \\ d_{sc}/d_{pl}=2.7 \end{bmatrix}$$

بنابراین ابعاد ماهواره به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{cases} h_{sc} = 0.93\text{m} \\ d_{sc} = 0.84\text{m} \end{cases}$$

بر اساس ابعاد بالا حجم ماهواره $V_{sc}=0.33\text{m}^3$ (حجم مکعب مستطیل معادل) می‌باشد. در این کلاس حجمی، چگالی ماهواره مطابق داده‌های آماری جدول ذیل، می‌بایست مقداری بین 288.19Kg/m^3 تا 321.64Kg/m^3 داشته باشد. حجم متناظر با هر یک از این دو مقدار به ترتیب 0.29m^3 و 0.34m^3 می‌باشد. مطابق جدول ۱۲ با میانابی می‌توان حجم VHR PS-AEOS مورد نظر را محاسبه کرد:

جدول ۱۲: حجم فضای داخلی و چگالی VHR PS-AEOS نمونه

Table 12: The interior volume and density of the sample VHR PS-AEOS

چگالی (Kg/m ³)	حجم (m ³)	
Density (Kg/m ³)	Volume (m ³)	
288.19	0.29	بیشینه
		The Maximum
321.64	0.34	کمینه
		Minimal
314.95	0.33	VHR PS-AEOS

بنابراین ابعاد، جرم و چگالی ماهواره مورد نظر به صورت جدول ۱۳ تعیین خواهد گردید:

جدول ۱۳: مشخصات ابعادی سازه ماهواره مورد نظر

Table 13: Dimensional specifications of the desired satellite structure

h_{sc}	0.93	m
d_{sc}	0.84	m
l_{sc}	0.6	m
w_{sc}	0.6	m
A_{sc}	0.56	m ²
h_{sc}	0.93	m
V_{sc}	0.33	m ³
ρ_{sc}	314.95	Kg/m ³
M_{sc}	105	Kg

نتیجه‌گیری

بر اساس دیاگرام تطبیق تشکیل شده حداکثر جرم VHR PS-AEOS تا حد زیادی تحت تأثیر پیکربندی کلی آن می‌باشد و حداقل جرم آن نیز

مطابق جدول ۴ نسبت قطر ماهواره به قطر محموله اپتیکی آن $d_{sc}/d_{pl}=2.7$ خواهد بود. مرز ناشی از این الزام به صورت یک خط افقی در صفحه طراحی ساینینگ عملکردی زیرسیستم سازه ماهواره در شکل ۲ قابل نمایش است [۲۴].

ساینینگ عملکردی سازه فضاپیما برای الزامات چابکی

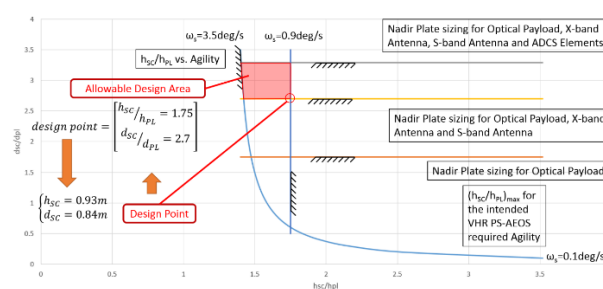
مطابق دیاگرام تطبیق زیرسیستم ADCS [۴]، برای VHR PS-AEOSs رزولوشن مکانی $GSD=1\text{m}$ در نقطه طرح مبنا، $\theta_s/t_s^2=0.0228\text{deg/s}^2$ می‌باشد. بنابراین با فرض $B/H=0.6$ مقدار ایده‌آل این نسبت می‌باشد مقدار t_s مساوی زمان مورد نیاز برای اخذ زوج تصویر، در راستای گذر، در مد تصویربرداری استریو خواهد بود [۴]. با محاسبه مقدار نرخ چرخش و مطابق جدول ۵ ماهواره از لحاظ چابکی در سطح ۱ قرار می‌گیرد و برای محاسبه نسبت h_{sc}/h_{pl} می‌توان از رابطه (۷) استفاده کرد. نتایج محاسبات در جدول ۱۱ آورده شده است [۲۵].

جدول ۱۱: نتایج ساینینگ عملکردی زیرسیستم سازه برای الزام چابکی

Table 11: Performance sizing results of structure subsystem for agility requirement

θ_s/t_s^2	deg/s ²	0.0228
B/H	Km/Km	0.6
B	Km	300
t_s	s	20
ω_{s-max}	deg/s	0.9
h_{sc}/h_{pl}	m/m	1.75

با رسم خط قائم $h_{sc}/h_{pl}=1.75\text{m/m}$ مرز دیگری به دیاگرام تطبیق ساینینگ سازه VHR PS-AEOS مورد نظر اضافه می‌گردد. دیاگرام تطبیق ساینینگ سازه ماهواره مورد نظر به صورت نشان داده شده در شکل ۲ ترسیم می‌شود [۲۶]، [۲۷] و [۲۸].



شکل ۲: دیاگرام تطبیق زیرسیستم سازه در VHR PS-AEOS نمونه

Fig. 2: Matching diagram of the structure subsystem in the sample VHR PS-AEOS

نتایج و بحث

ناحیه مجاز طراحی به شکل دوزنقه و به رنگ قرمز مشخص شده است. از آنجا که تمام نقاط داخل این ناحیه الزامات حاکم بر ساینینگ عملکردی زیرسیستم سازه را پاس می‌کنند به همین دلیل هر نقطه در داخل ناحیه مجاز طراحی یک طرح نقطه‌ای محسوب می‌شود. برای انتخاب طرح مبنا، به صورت معمول سیکل‌های طراحی تا اندازه‌ای تکرار

- [8] N. Rioux, "ANSI/AIAA Guide for Estimating Spacecraft Systems Contingencies Applied to the NASA GLAST Mission," IEEEAC, vol. paper #1527, no. Version 3, 2005.
- [9] C. D. Brown, Elements of Spacecraft Design, Reston. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., 2002.
- [10] Mirshams M, Ebrahimi A, Ahmadi A. DESIGN METHODOLOGY OF SPACE SYSTEMS CONTROL COMPLEX OPTIMIZED STRUCTURE.
- [11] Mirshams M, Ebrahimi A, Ahmadi A. DESIGN METHODOLOGY OF SPACE SYSTEMS GROUND COMPLEX OPTIMIZED STRUCTURE.
- [12] E. C. f. S. Standardization, Space Project Management - Project Planning and Implementation (Ecss-M-St-10C Rev. 1), Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirements and Standards Division, 2009.
- [13] K. W. W. H. Wilfried Ley, Handbook of Space Technology, Singapore: John Wiley & Sons, Ltd., 2009.
- [14] M. H. Sadraey, AIRCRAFT DESIGN - A Systems Engineering Approach, Chennai, India: John Wiley & Sons, Ltd, 2013.
- [15] J. Roskam, Airplane Design - Part I: Preliminary Sizing of Airplanes, Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [16] D. P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, United States of America: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
- [17] J. Laurence K. Loftin, Subsonic Aircraft: Evolution and The Matching of Size to Performance, Hampton, Virginia: NASA, 1980.
- [18] J. R. Wertz, D. F. Everett و J. J. Puschell, Space Mission Engineering: TheNewSMAD, Hawthorne, CA, USA: Microcosm Press, 2011.
- [19] M. S. Qalehno, "AN EFFICIENT BIONIC-BASED STRATEGY FOR SPACE STATIONS MANUFACTURING & ASSEMBLY PROCESS," International Astronautical Congress 2013, Beijing, China, 2013.
- [20] N. A. a. S. A. (NASA), NASA Cost Estimating Handbook, Version 4.0, USA: National Aeronautics and Space Administration (NASA), 2015.
- [21] W. J. L. James R. Wertz, Space Mission Analysis and Design, Third Edition, United States of America: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 2005.
- [22] F.-T. Hwang, "CURRENT DEVELOPMENT STATUS AND FUTURE TRENDS FOR HIGH RESOLUTION OPTICAL EARTH OBSERVATION SATELLITES," Asian Association on Remote Sensing, Bali, Indonesia, 2013.
- [23] H. F. M. M. A. Jafarsalehi, "Conceptual Remote Sensing Satellite Design Optimization under uncertainty," Aerospace Science and Technology, No. 55, p. 377–391, 2016.
- [24] E. P. A. M. M. Ali Jafarsalehi, "Satellite imaging payload design optimization," Aerospace Science and Technology, No. 39, p. 145–152, 2014.
- [25] D. A.-M. Mojtaba Abolghasemi, "Design and performance evaluation of the imaging payload for a remote sensing

تحت تأثیر نرخ افت ارتفاع مداری در طی دوره عمر عملکردی ماهواره است. با توجه به افزایش نرخ افت ارتفاع مدار در اثر کاهش جرم و افزایش نسبت سطح به جرم، به ازای سطح مشخصی از ماهواره جرم آن نمی‌بایست از مقدار متناظر با آن سطح کمتر باشد. همچنین ابعاد محموله و جانمایی محموله در داخل سازه به منظور تأمین چابکی مورد نیاز الزامات بحرانی برای تعیین ابعاد کلی ماهواره و در نتیجه سطح و حجم آن می‌باشند. بر این اساس سطح ماهواره از مقدار مشخصی نمی‌تواند افزایش پیدا کند تا از این طریق نسبت d_{sc}/d_{pl} و h_{sc}/h_{pl} محدود و مقید به بیشترین مقدار آن که بر اساس چابکی تعیین می‌شود باقی بماند.

مشارکت نویسندگان

در این مقاله نویسندگان به نسبت سهم برابر مشارکت داشته‌اند.

تشکر و قدردانی

بدینوسیله از همکارانی که ما را در انجام این تحقیق یاری کردند، صمیمانه تشکر می‌کنیم.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

منابع و مآخذ

- [1] C. S. Wasson, System Analysis, Design, and Development Concepts, Principles, and Practices, United States of America: John Wiley & Sons, Inc., 2006.
- [2] E. Torenbeek, Synthesis of subsonic - An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft , with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance, Netherlands: Delft University Press, 1976.
- [3] A. Ahmadi, A. Kosari and S. M. B. Malaek, "A Generic Method for Remote Sensing Satellites Conceptual Design and Rapid Sizing Based on "Design for Performance" Strategy," IEEE A&E SYSTEMS MAGAZINE, vol. 33, no. 2, pp. 34 - 51, 2018.
- [4] A. Kosari, A. Sharifi, A. Ahmadi and M. Khoshshima, "Remote sensing satellite's attitude control system: rapid performance sizing for passive scan imaging mode," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 92, no. 7, p. 1073–1083, 2020.
- [5] A. Ahmadi, A. Kosari, S. M. B. Malaek and M. Khoshshima, "RS-Satellites Propulsion Subsystem Performance Sizing Via Design Plane Technique, a Generic Method," IEEE A&E SYSTEMS MAGAZINE, vol. 36, no. 2, pp. 56-70, 2021.
- [6] M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Micropropulsion for Small Spacecraft, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2000.
- [7] H. J. Kramer, Observation of the Earth and Its Environment: Survey of Missions and Sensors, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2002.

✉ kosari_a@ut.ac.ir

محمدرضا سقامنش دارای مدرک دکتری تخصصی مهندسی فضایی از دانشگاه چینخوا چین-پکن می‌باشد. وی از سال ۱۴۰۰ تا کنون به عنوان استادیار در مرکز فضایی دانشگاه جامع امام حسین (ع) مشغول به فعالیت می‌باشد. زمینه‌های تخصصی ایشان عبارتند از: طراحی بهینه ماموریت‌های فضایی، طراحی و ساخت سامانه‌های فضایی و ماهواره، هدایت و کنترل بهینه مسیر فضاپیما، طراحی و بهینه‌سازی مسیر فضاپیما و مسیرهای بین سیاره‌ای.

Saghmanesh, M. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing, China

✉ msaghmanesh@ihu.ac.ir

علیرضا احمدی مدرک کارشناسی خود در رشته مهندسی مکانیک-طراحی جامدات را در سال ۱۳۸۱ از دانشگاه صنعتی مالک اشتر؛ مدرک کارشناسی ارشد را در سال ۱۳۸۸ در رشته مهندسی هوافضا-مهندسی فضایی از دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی و مدرک دکترا را در سال ۱۳۹۶ در رشته مهندسی هوافضا-دینامیک پرواز و کنترل از دانشگاه تهران دریافت کرد. زمینه‌های تحقیقاتی او در حوزه طراحی؛ ساخت؛ یکپارچه‌سازی و آزمون سامانه‌های فضایی می‌باشد و نویسنده مقالات متعددی در این زمینه است.

Ahmadi, A. R. Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

✉ ali.r.ahmadi@ut.ac.ir

satellite," *Optics & Laser Technology*, No 44, p. 2418–2426, 2012.

[26] S. R. Jörg Schaefer, "Satellite design by design grammars," *Aerospace Science and Technology*, No. 9, p. 81–91, 2005.

[27] S. R. Johannes Gross, "Modeling graph-based satellite design languages," *Aerospace Science and Technology*, No 49, p. 63–72, 2016.

[28] S. R. Johannes Gross, "Rule-based spacecraft design space exploration and sensitivity analysis," *Aerospace Science and Technology*, No 59, p. 162–171, 2016.

[29] S. R. Johannes Gross, "Geometry and simulation modeling in design languages," *Aerospace Science and Technology*, No. 54, p. 183–191, 2016.

[30] G. G. S. A. K. W. S J Gardner, "The design of a small satellite for earth observation," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Volume 210, No. 4, pp. 323-332, 1996.

معرفی نویسندگان

AUTHOR(S) BIOSKETCHES



امیررضا کوثری مدارک خود در رشته مهندسی هوافضا را در مقطع لیسانس در سال ۱۳۷۷ از دانشگاه صنعتی امیرکبیر-تهران-ایران و در مقطع کارشناسی ارشد و دکترا در سال‌های ۱۳۸۰ و ۱۳۸۷ از دانشگاه صنعتی شریف تهران دریافت کرد. وی از سال ۱۳۸۹ تا ۱۳۹۵ استادیار دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران بود و از سال ۱۳۹۶ با رتبه دانشیاری در این دانشکده مشغول به فعالیت می‌باشد. زمینه‌های تحقیقاتی وی شامل بهینه‌سازی مسیر، کنترل بهینه، پروازهای مشارکتی و کنترل وضعیت فضاپیما می‌باشد. او نویسنده مقالات متعددی در زمینه‌های فوق‌الذکر است.

Kosari, A. Associate Professor at the Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

Citation (Vancouver): Kosari A, Saghmanesh M, Ahmadi A. [Rapid sizing the Structure Subsystem of a VHR PS-AEOS Based on the Design for System Performance Strategy]. *J. RS. GEOINF. RES.* 2023; 1(1): 115-126

 <https://doi.org/10.22061/jrsgr.2022.1982>



COPYRIGHTS

© 2023 The Author(s). This is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Attribution-NonCommercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)