

# Rapid Performance Sizing of Reaction Wheels in a Very High Resolution Remote Sensing Satellite Using Matching Diagram Technique

Amir Reza Kosari<sup>1\*</sup>, Alirez Ahmadi<sup>2</sup>, Alireza Sharifi<sup>3</sup> and Masoud Khoshsim<sup>4</sup>

- \*1. Associate Professor, (Corresponding Author) Department of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
2. PhD Student, Department of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran
3. Assistant Professor, Department of Survey Engineering, Faculty of Civil Engineering, Shahid Rajaei Teacher Training University, Tehran, Iran
4. Assistant Professor, Satellite Systems Research Institute, Iranian Space Research Center  
\*kosari\_a@ut.ac.ir

*Very High Resolution Passive Scan Agile Earth Observation Satellites are able to maneuver around all their three body axes and scan the target area in different directions, simultaneously. The most stringent mid-level requirements which dominate their attitude determination and control subsystem performance are applied in detumbling and fine pointing modes. These performance requirements are maneuverability, agility, accuracy and stability. In this research, first, we derive the analytical and statistical relationships between quantitative criteria of mid-level requirements and spatial resolution as a high-level mission requirement, next the design drivers of reaction wheels are extracted consequently. Then the size, mass and consuming power of an operational satellite and the reaction wheels torque authority and momentum capacity is guesstimated based on its imaging payload size and specifications.*

**Keywords:** Agile satellite, Remote sensing, Earth observation, Passive scan, Imaging payload, Attitude determination and control subsystem, Performance sizing, Matching diagram



# سایزینگ چرخ‌های عکس‌العملی با استفاده از تکنیک دیاگرام تطبیق در یک ماهواره سنجش از دور با رزولوشن مکانی خیلی بالا

امیررضا کوثری<sup>۱\*</sup>، علیرضا احمدی<sup>۲</sup>، علیرضا شریفی<sup>۳</sup> و مسعود خوش‌سیما<sup>۴</sup>

۱ و ۲- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

۳- دانشکده مهندسی عمران، دانشگاه تربیت دبیر شهید رجایی، تهران، ایران

۴- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

\* kosari\_a@ut.ac.ir

ماهواره‌های سنجش از دور مشاهده زمین که به صورت غیرفعال سطح زمین را اسکن و تصاویری با قدرت تفکیک مکانی زیر یک متر تولید می‌نمایند، قادرند، حول هر سه محور بدنه خود مانور کنند و هم‌زمان با مانور وضعیت، هم‌راستا و عمود بر راستای گذر ناحیه هدف را جاروب کنند. سخت‌گیرانه‌ترین الزامات عملکردی حاکم بر طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت آنها در مدهای چرخش‌زدایی و نشانه‌روی دقیق اعمال می‌شود و شامل قابلیت مانور، چابکی، دقت و پایداری است. در این تحقیق ابتدا روابط تحلیلی و آماری میان معیارهای کمی الزامات میانی و قدرت تفکیک مکانی که به عنوان یک الزام سطح بالای مأموریتی مطرح است، استخراج شده و با توجه به آن درایورهای طراحی چرخ‌های عکس‌العملی استخراج می‌شود سپس در یک نمونه ماهواره عملیاتی، با استفاده از تکنیک دیاگرام تطبیق، ابتدا مشخصات و ابعاد محموله اپتیکی، سپس ابعاد و جرم ماهواره و پس از آن قابلیت تولید گشتاور و ظرفیت مومنتوم چرخ‌های عکس‌العملی و مومنتومی تخمین زده می‌شود.

**واژه‌های کلیدی:** ماهواره‌چابک، سنجش از دور، قابلیت جاروب غیرفعال، محموله تصویربرداری، تعیین و کنترل وضعیت، سایزینگ عملکردی، دیاگرام تطبیق

## علائم و اختصارات

|                   |  |                    |                            |
|-------------------|--|--------------------|----------------------------|
| f                 | فاصله کانونی لنز                           |                    |                            |
| H                 | ارتفاع مدار ماهواره                        |                    |                            |
| D                 | قطر دهانه لنز                              |                    |                            |
| F#                | نسبت کانونی در لنز                         | GSD                | قدرت تفکیک مکانی           |
| $\theta_S$        | اندازه زاویه‌ی مانور وضعیت                 | $\Delta t$         | قدرت تفکیک زمانی           |
| B/H               | نسبت باز به ارتفاع                         | $\lambda/d\lambda$ | قدرت تفکیک طیفی            |
| $R_E$             | شعاع زمین                                  | B                  | قدرت تفکیک رادیومتریکی     |
| R                 | شعاع مدار ماهواره                          | Q                  | کیفیت تصویر                |
| $GSD_{Nadir}$     | قدرت تفکیک مکانی در سمت‌القدم              |                    |                            |
| $GSD_{Off-Nadir}$ | قدرت تفکیک مکانی در خارج از سمت‌القدم      |                    | ۱. دانشیار (نویسنده مخاطب) |
| $t_S$             | زمان انجام مانور مدار به اندازه $\theta_S$ |                    | ۲. دانشجوی مقطع دکتری      |
| KA                | دقت تعیین وضعیت                            |                    | ۳. استادیار                |
|                   |  |                    | ۴. استادیار                |

SA-EOS<sup>۱۲</sup>: این دسته قادرند حول دو محور غلتش و پیچش<sup>۱۳</sup> (پیچ)، مانور و سطح زمین را به صورت غیرفعال جاروب<sup>۱۴</sup> کنند. به این معنا که ماهواره در زمان فرآیند تصویربرداری در یک وضعیت ثابت قرار می‌گیرد و در این حالت راستای جاروب نسبت به رد زمینی ماهواره موازی خواهد بود. به همین دلیل این دسته از ماهواره‌های سنجش از دور با عنوان PS-AEOS<sup>۱۵</sup> نیز شناخته می‌شوند. (۳) FA-EOS<sup>۱۶</sup>: و در نهایت ماهواره‌های کاملاً چابک که قادرند حول هر سه محور مانور وضعیت انجام دهند و هم‌زمان با مانور وضعیت سطح زمین را جاروب نمایند [1]. در طی پرواز VHR-PS-AE ماهواره، وضعیت آن‌ها می‌بایست به دلا بلی کاملاً مرتبط با مأموریت آنها تعیین و کنترل شود. با فرض اتصال ثابت محموله تصویربرداری به بدنه، برای نشانه‌روی به سمت ناحیه هدف، ماهواره می‌بایست حول محورهای بدنی مانورهای وضعی مناسب انجام دهد. آنتن ارسال داده‌های محموله با نرخ بالا می‌بایست در زمان گذر، به سمت ایستگاه زمینی دریافت و پردازش داده‌های تصویری، نشانه‌روی کند و تا پایان گذر پایدار باقی بماند [2]. آرایه‌های خورشیدی به منظور جذب حداکثر انرژی قابل دریافت، می‌بایست به سمت خورشید نشانه‌روی شوند [3] و [4]. دمای داخل فضاپیما نیز تا حد زیادی می‌تواند با تغییر در جهت‌گیری فضاپیما در فضا کنترل شود. بنابراین صحت عملکرد هر یک از زیرسیستم‌های این نوع از ماهواره‌ها به ویژه محموله تصویربرداری می‌تواند تا حد زیادی به صحت عملکرد زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت وابسته باشد [5]. بالاترین سطح الزامات عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در این نوع از ماهواره‌ها را الزامات برآمده از نیازهای کاربران تصاویر سنجش از دور تشکیل می‌دهند [6] و الزامات سطوح میانی و پایین، بر اساس همین الزامات تعریف می‌شوند. اولین و مهم‌ترین گام در فرآیند طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، مهندسی الزامات به معنای ترجمه الزامات سطح بالا یا الزامات مأموریتی به الزامات سطوح پایین‌تر است [7] و [8].

در نرم‌افزارهایی مانند SEDT<sup>۱۷</sup> که به منظور طراحی سیستمی ماهواره‌های کوچک پیاده‌سازی شده‌اند، برای سایزینگ محموله تصویربرداری یک ماهواره سنجش از دور، مقادیر معیارهای کمی الزامات عملکردی محموله شامل قدرت‌های تفکیک مکانی، زمانی، طیفی و رادیومتریک می‌بایست توسط کاربر وارد شود. همچنین برای سایزینگ زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت اختصاصی<sup>۱۸</sup>،

|                            |   |
|----------------------------|---|
| PA                         | دقت کنترل وضعیت                         |
| GLA                        | دقت مختصات جغرافیایی                    |
| SSE                        | خطای مجموع مربعات                       |
| RMSE                       | خطای ریشه میانگین مربعات                |
| R-square                   | ضریب تعیین                              |
| $\dot{\theta}_{stability}$ | دقت پایداری                             |
| T                          | قابلیت تولید گشتاور چرخ‌های عکس‌العملی  |
| I <sub>S</sub>             | ممان اینرسی ماهواره حول محور مانور      |
| h                          | ظرفیت مومنتومی چرخ عکس‌العملی           |
| T <sub>D</sub>             | مجموع گشتاورهای اغتشاشی                 |
| $\theta_a$                 | ماکزیمم انحراف مجاز محور Z از عمود محلی |
| P                          | پریود گردش ماهواره در مدار              |
| d <sub>PL</sub>            | قطر محفظه محموله                        |
| h <sub>PL</sub>            | ارتفاع محفظه محموله                     |
| d <sub>SC</sub>            | قطر کلی سازه ماهواره                    |
| h <sub>SC</sub>            | ارتفاع کلی سازه ماهواره                 |
| $\omega_s$                 | سرعت زاویه‌ای مانور وضعیت               |
| $\rho$                     | چگالی ماهواره                           |
| x                          | سایز پیکسل                              |
| A <sub>SC</sub>            | تصویر سطح ماهواره در راستای حرکت        |
| V <sub>SC</sub>            | حجم ماهواره                             |
| M <sub>SC</sub>            | جرم ماهواره                             |
| T <sub>S</sub>             | گشتاور اغتشاشی ناشی از تابش خورشید      |
| T <sub>a</sub>             | گشتاور اغتشاشی ناشی از درگ اتمسفر       |
| T <sub>m</sub>             | گشتاور اغتشاشی ناشی از میدان مغناطیسی   |
| T <sub>g</sub>             | گشتاور اغتشاشی ناشی از گرادیان جاذبه    |

## مقدمه

ماهواره‌های سنجش از دور مشاهده زمین<sup>۵</sup> بر اساس قدرت تفکیک مکانی به چهار دسته VHR<sup>۶</sup>، HR<sup>۷</sup>، MR<sup>۸</sup> و LR<sup>۹</sup> تقسیم می‌شوند. همچنین این ماهواره‌ها بر اساس چابکی و قابلیت مانور نیز به سه دسته قابل تقسیم‌بندی هستند که عبارتند از: (۱) NA-EOS<sup>۱۰</sup>: این نوع از ماهواره‌ها غیرچابک هستند به این معنی که تنها قادرند حول محور غلتش<sup>۱۱</sup> (رول) مانور وضعیت انجام دهند. بنابراین تنها زمانی می‌توانند از ناحیه هدف تصویربرداری کنند که آن ناحیه در ندر آنها قرار گرفته باشد یا اینکه بتوانند با مانور وضعیت، تنها و تنها حول محور غلتش، سنجنده را به سمت آن نشانه‌روی کنند. (۲)

12. Semi-Agile Earth Observation Satellites

13. pitch

14. Passive-Scan

15. Passive Scan Agile Earth Observation Satellite

16. Full Agile Earth Observation Satellite

17. System Engineering Design Tool

18. Customised Attitude Determination and Control Subsystem

5. Earth Observation Satellites (EOS)

6. Very High Resolution (GSD≤1m)

7. High Resolution (1m<GSD≤4m)

8. Mid Resolution (4m<GSD≤30m)

9. Low Resolution (GSD>30m)

10. Non-Agile Earth Observation Satellites

11. roll

مختلفی را در نظر گرفت که این استراتژی‌ها به طراحی زیرسیستم‌های دیگر ماهواره، شامل ADCS نیز تسری پیدا می‌کند. از این دست می‌توان به استراتژی «طراحی برای بقا»<sup>۲۳</sup> اشاره کرد که برای طراحی ماهواره‌های سنجش از دور هودویوشی<sup>۲۴</sup> ۳ و ۴ اتخاذ شده است، از آنجاکه مدهای «دقت پایین» پرتکرارترین مدهای عملکردی در طی دوره عمر عملکردی VHR PS-AEOSs هستند، استراتژی «طراحی برای هزینه» به منظور طراحی یک زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت «کم‌هزینه» برای این ماهواره‌ها در نظر گرفته شده است [16]. «طراحی برای عملکرد» استراتژی دیگری است که می‌تواند در طراحی و ساخت ماهواره‌های سنجش از دور و در نتیجه اجزاء آنها مورد توجه قرار گیرد. «عملکرد» به آن دسته از ویژگی‌های کلی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت گفته می‌شود که آن را برای به‌کارگیری در پلتفرم VHR-PS-AEOSها جذاب می‌سازد.

این امکان وجود دارد که زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره سنجش از دور ابتدا طراحی و سپس عملکرد آن از طریق شبیه‌سازی یا ساخت نمونه اولیه مورد سنجش قرار گیرد و بر اساس نتایج این سنجش، عملکرد زیرسیستم مذکور به سازندگان ماهواره عرضه شود [17] ولی زمانی که مأموریت ماهواره، طراحی و ساخت یک C-ADCS را ایجاب می‌کند، می‌بایست فرآیند مهندسی الزامات و طراحی و ساخت زیرسیستم مورد نظر از ابتدا انجام شود [18]. در این شرایط استراتژی «طراحی برای عملکرد» می‌تواند کوتاه‌ترین مسیر برای تأمین الزامات عملکردی از مسیر تعیین بهترین مقادیر برای پارامترهای طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت باشد.

با توجه به پیچیدگی‌هایی که در طراحی C-ADCS وجود دارد، تلاش‌هایی برای گسترش الگوریتم‌های ساده‌تر برای تعیین و کنترل وضعیت ماهواره انجام شده است. از این نمونه‌ها، سامانه‌های تعیین وضعیت متکی به حس‌گرهای مغناطیسی سنج و یا سیستم کنترل وضعیتی است که تنها با استفاده از عملگر MTQs<sup>۲۵</sup> و نه هیچ عملگر دیگری، وضعیت ماهواره را کنترل می‌کند. ارائه این الگوریتم‌ها با هدف ساده‌سازی در ساختار و در نتیجه صرفه‌جویی در جرم، توان مصرفی و هزینه انجام می‌شود [19] و [20] و [21]. همچنین تلاش‌هایی که برای تأمین چابکی<sup>۲۶</sup> ماهواره از طریق انتخاب بهترین مسیر برای مانور تغییر وضعیت و جهت‌گیری مجدد آن انجام شده است [22]، از این دست است. تلاش برای حذف سیکل‌های طراحی با استفاده از تکنیک دیاگرام تطبیق [23]، روش دیگری است که از طریق آن می‌توان زمان فرآیند طراحی را کاهش داد.

کاربر می‌بایست داده‌های ورودی شامل دقت نشانه‌رویی و روش پایدارسازی را به صورت جداگانه وارد نماید. در حالیکه با توجه به وابستگی میان عملکرد محموله تصویربرداری و زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می‌توان با ایجاد یک معادله عددی، به صورت تحلیلی یا آماری، شرایطی را فراهم آورد که تنها با تعیین مقدار معیارهای کمی الزامات عملکردی محموله، مقدار الزامات عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نیز تعیین شود. در واقع رویکرد طراحی هم‌زمان ماهواره به صورتی که گفته شد باعث کاهش زمان طراحی ماهواره و در نتیجه کاهش هزینه‌های مترتب بر طراحی و ساخت ماهواره‌های سنجش از دور می‌شود [9] و [10]. هر چند به قدرت تفکیک مکانی و زمانی به عنوان دو الزام عملکردی مهم در مأموریت ماهواره‌های سنجش از دور نظیر UWE-3 cubesat توجه می‌شود ولی ارتباط این دو الزام عملکردی با پارامترهای طراحی ماهواره شامل محموله و پلتفرم آن همچنان حلقه مفقوده زنجیره فرآیند طراحی از بالا به پایین در این ماهواره‌هاست [11] و [12].

هر چند چابکی<sup>۱۹</sup> ماهواره به عنوان مهمترین الزام برای سایزینگ عملکردی چرخ‌های عکس‌العملی در نظر گرفته می‌شود [13] و گشتاور بیشینه قابل تولید به وسیله چرخ‌های عکس‌العملی به عنوان مهمترین عامل محدود کننده چابکی ماهواره‌های سنجش از دور معرفی می‌شود [14] ولی سایزینگ چرخ‌های عکس‌العملی تنها بر اساس این الزام موجب نادیده گرفتن اثر دیگر الزامات حاکم بر طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت شامل قابلیت مانور<sup>۲۰</sup>، دقت<sup>۲۱</sup> و پایداری<sup>۲۲</sup> می‌شود. از آنجا که وزن هر یک از این الزامات در طراحی می‌تواند متفاوت باشد تکنیک دیاگرام تطبیق، طراح را قادر می‌سازد که در ناحیه مجاز، بهترین طرح نقطه‌ای را با انجام مصالحه میان این الزامات انتخاب کند و فرآیند طراحی را بر اساس این طرح مبنا ادامه دهد.

اگرچه در فرآیند طراحی ماهواره‌های سنجش از دور در هر کلاس وزنی و ابعادی می‌توان با دانسته فرض کردن مقادیر دقت نشانه‌رویی و پایداری، اقدام به طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت کرد و ترجمه الزامات سطح بالای مأموریت نظیر قدرت تفکیک مکانی را از چرخه فرآیند طراحی این زیرسیستم حذف کرد ولی به هر حال این موضوع اهمیت چگونگی دستیابی به این دقت‌ها از الزامات سطوح بالاتر را نفی نمی‌کند و باعث ایجاد امکان مذاکره و چانه‌زنی در خصوص الزامات سطوح پایین‌تر و در نتیجه کاهش هزینه و زمان فرآیند طراحی می‌شود [15].

برای طراحی ماهواره‌های سنجش از دور می‌توان استراتژی‌های

23. Design for Survival  
24. Hodyoshi-3 and 4  
25. Magnetic TorQuers  
26. Agility

19. Agility  
20. maneuverability  
21. Accuracy  
22. Stability

عملکردی سیستم به تعیین مقادیر مرزی برای پارامترهای اصلی طراحی بینجامد. این پارامترها بیشترین تأثیر را بر عملکرد سیستم خواهند داشت [27].

### تکنیک دیاگرام تطبیق

در استراتژی طراحی برای عملکرد، سیکل‌های طراحی به منظور تعیین پارامترهای طراحی سیستم و با در نظر گرفتن الزامات عملکردی تشکیل می‌شوند و تا زمان انتخاب بهترین مقادیر برای آنها ادامه می‌یابند. بهینه‌سازی پارامترهای طراحی که در اکثر موارد با استفاده از روش‌های عددی صورت می‌گیرد، یک فرآیند تکرارشونده است که نه تنها باعث پیچیدگی بلکه طولانی شدن روند طراحی می‌گردد. تکنیک دیاگرام تطبیق یک روش حل مسئله با استفاده از مقادیر مرزی و شناخته شده در صنایع هوایی است [28] که طراح را قادر می‌سازد به صورت بصری و با انطباق الزامات و قیدهای طراحی در فضای دو بعدی، بهترین ترکیب پارامترهای اصلی طراحی را از داخل فضای مجاز طراحی انتخاب نماید. بهترین ترکیب پارامترهای اصلی طراحی معرف نقطه تعادل میان آنچه مطلوب و آنچه مقرون به صرفه و قابل دستیابی است، می‌باشد و نقطه طراحی نامیده می‌شود. اهمیت این نقطه در آن است که روند طراحی بر اساس همین مقادیر که مشخص کننده مختصات نقطه مذکور در صفحه طراحی است، ادامه خواهد یافت [23].

به‌طور کلی المان‌های اصلی تشکیل دهنده صفحه طراحی عبارتند از:

- الزامات عملکردی و معیارهای کمی عملکرد: این الزامات می‌توانند مستقیماً از استانداردها، قوانین و مقررات، آیین‌نامه‌ها و همچنین نظریه‌های علمی و فنی در حوزه‌های مرتبط استخراج و یا به صورت غیرمستقیم از الزامات مأموریتی یا الزامات سیستمی اقتباس شوند.
- دراپورهای طراحی: دو ترکیب دلخواه از پارامترهای اصلی طراحی هستند که تعیین کننده مشخصات پارامتریک صفحه طراحی می‌باشند. سه ویژگی کلیدی پارامترهای اصلی طراحی برای عملکرد عبارتند از [29]:
  - از سایر پارامترهای طراحی مستقل ولی سایر پارامترهای طراحی به آنها وابسته‌اند.
  - مستقیماً بر عملکرد سیستم تأثیر گذارند.
  - طراح قادر است مقدار آنها را کنترل نماید.

چگونگی تشکیل صفحه طراحی (دیاگرام تطبیق) چرخ‌های عکس‌العملی در ماهواره‌های سنجش از دور اپتیکی در شکل ۱ ارائه شده است.

مقاله حاضر به طور کلی از سه بخش اصلی تشکیل شده است:  
۱. شناسایی الزامات عملکردی زیرسیستم‌های محموله تصویربرداری، سازه و تعیین و کنترل وضعیت در VHR PS-AEOS ها

۲. ساینزینگ عملکردی زیرسیستم‌های محموله تصویربرداری و سازه یک نمونه VHR PS-AEOS عملیاتی با استفاده از تکنیک دیاگرام تطبیق

۳. ساینزینگ عملکردی عملگر چرخ عکس‌العملی با استفاده از دیاگرام تطبیق و مقایسه نتایج

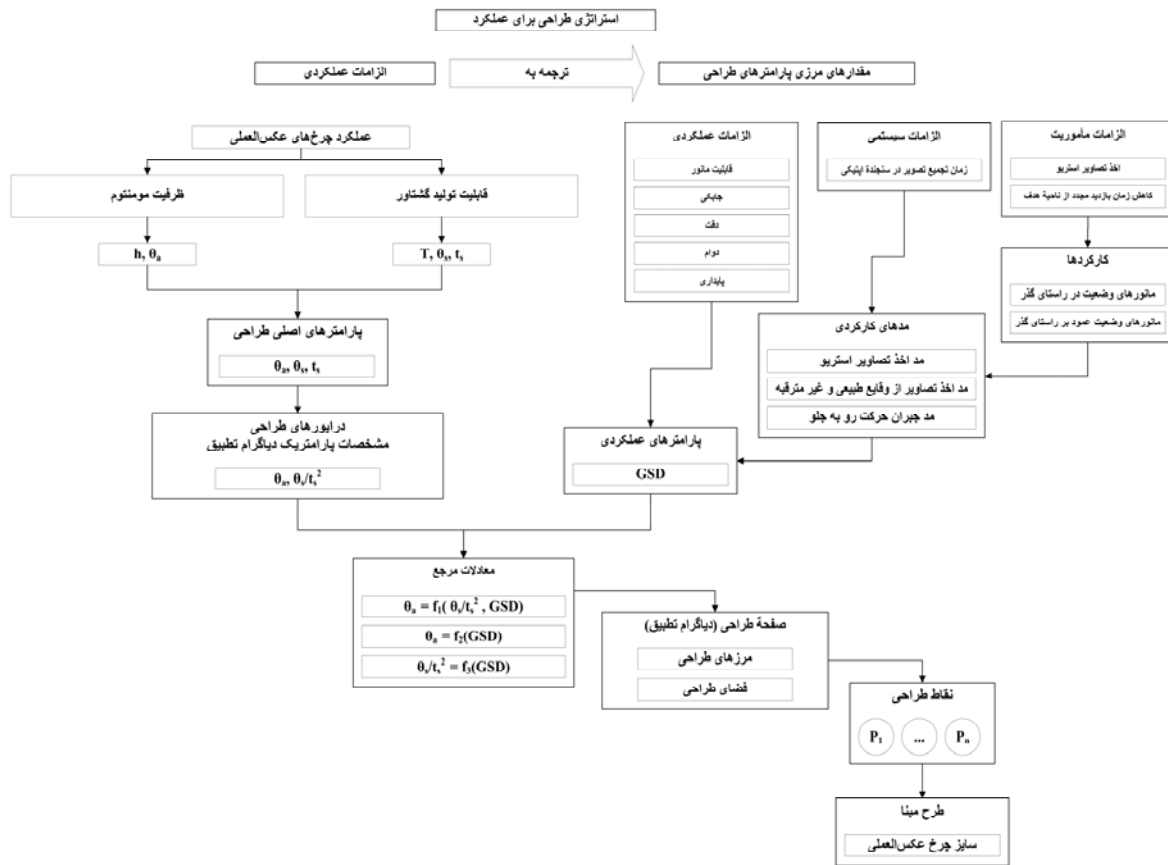
مطابق جامعه آماری مورد بررسی، غالباً در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌ها، از میان چهار چرخ عکس‌العملی<sup>۲۷</sup> قابل نصب در ماهواره (سه R.W. اصلی و یکی رزرو)، R.W. رزرو به عنوان M.W. مورد استفاده قرار گرفته است [24] و [25]. از آنجا که هر چهار چرخ می‌بایست مشابه یکدیگر انتخاب شوند لذا چرخ با ساینز بزرگ‌تر طرح غالب خواهد بود.

در این تحقیق فرض می‌شود که محموله تصویربرداری بدون واسطه و به صورت صلب به پلتفرم ماهواره متصل شده و فاقد مکانیزم گرداندن و تیلت دهنده است. همچنین نشان‌رویی به سمت خارج از ندیر<sup>۲۸</sup> تنها با استفاده از تیلت بدنه انجام می‌شود. بنابراین تنها عامل خطای نشان‌رویی سنجنده همان خطای ADCS بوده و در بودجه‌بندی خطای نشان‌رویی سیستم<sup>۲۹</sup>، تمام سهم خطا متعلق به زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت باس ماهواره خواهد بود.

### استراتژی طراحی برای عملکرد

استراتژی طراحی، یک چهارچوب کلی است که مشخص کننده ویژگی محوری طرح در تمام مراحل فرآیند طراحی سیستمی است. به بیان دیگر این ویژگی محوری به عنوان اصلی‌ترین هدف، محرک کلیدی طراحی سیستم خواهد بود و مبنای تمامی تصمیم‌گیری‌ها و انتخاب‌های طراح قرار خواهد گرفت [26]. هدف از «طراحی برای عملکرد» پیش‌بینی عملکرد سیستم است. در واقع در این استراتژی طراح با یک مسئله معکوس روبرو است. او عملکرد سیستم را پیش‌بینی می‌کند و با دانسته فرض کردن اهداف عملکردی سیستم، ترکیبی از پارامترهای طراحی را استخراج می‌نماید. این ترکیب به گونه‌ای است که طرح برآمده از ترکیب مذکور تمامی الزامات، شامل الزامات مأموریتی، الزامات سیستمی و الزامات عملکردی را ارضاء می‌نماید یا حتی از آنها فراتر می‌رود. طراحی برای عملکرد فرآیندی است که در آن می‌بایست الزامات

27. Reaction Wheel (R.W.)  
28. Off-nadir  
29. Geolocation error



شکل ۱ - چگونگی تشکیل صفحه طراحی (دیاگرام تطبیق) در ماهواره‌های سنجش از دور اپتیکی

مختلف تکرار شوند و ترتیب اجرای آنها بر اساس سناریوهای عملکردی مختلف ماهواره است [32]. الزامات عملکردی ماهواره تا حد زیادی وابسته به فازها و مدهای عملکردی آن است. سخت‌گیرانه‌ترین الزاماتی که بر سایزینگ عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره تأثیرگذار است در مدهای چرخش‌زدایی و نشانه‌روی دقیق بر طراحی آن اعمال می‌شود.

مدهای عملکردی محموله در یک VHR PS-AEOS عبارتند از:

- مد اخذ نوار تصویر مونو: در این مد محموله اپتیکی ماهواره بدون مانور وضعیت از ناحیه هدف تصویربرداری می‌کند.
- مد اخذ تصاویر استریو در یک گذر: در این مد ماهواره با مانورهای وضعیت در راستای گذر<sup>۳۰</sup> از جهات مختلف و در فواصل زمانی کوتاه از ناحیه هدف تصویربرداری می‌کند.
- مد اخذ تصویر از بلایای طبیعی: در این مد ماهواره از طریق مانورهای وضعیت در راستای عمود بر گذر<sup>۳۱</sup> علاوه بر

### جامعه آماری تحقیق

در این تحقیق به منظور استخراج اطلاعات آماری مورد نیاز، از یک جامعه آماری متشکل از ۵۰ ماهواره استفاده شده که ۳۶ نمونه از آنها از نوع VHR و ۱۴ نمونه از نوع HR است. همه این ماهواره‌ها از نوع AEOS بوده و حداقل حول دو محور غلتش و پیچش قادر به انجام مانور وضعیت هستند [30]. همچنین این ماهواره‌ها از نوع PS هستند به این معنا که سطح زمین را هم‌زمان با حرکت مداری، اسکن می‌کنند و امکان اسکن کردن سطح زمین در زمان انجام مانور وضعیت، در آنها وجود ندارد.

### فازها و مدهای عملکردی ماهواره

فازهای عملکردی، مرحله‌ای از دوره عمر ماهواره هستند که به صورت تکرارناپذیر یکی پس از پایان دیگری آغاز می‌شوند و به صورت عمومی عبارتند از: پیش از پرتاب، پرتاب و مدار اولیه، راه‌اندازی، مانورهای مداری (اصلاح خطای پرتاب‌گر و اصلاح خطای رد زمینی)، نرمال و خروج از مدار [31]. مطابق جدول (۱)، مدهای عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می‌توانند متناسب با نیاز عملیاتی در فازهای

30. Along track

31. Cross track

| نوع<br>سنجنده ←   | پانکروماتیک            | چندطیفی                       | مادون قرمز<br>حرارتی              | راداری                             |
|-------------------|------------------------|-------------------------------|-----------------------------------|------------------------------------|
|                   |                        |                               | جنگل‌زدایی شده                    |                                    |
| ۲ (4.5-9m)        | آشکارسازی<br>کارخانه   | آشکارسازی<br>جاده             | آشکارسازی<br>هواپیمای<br>مسافربری | آشکارسازی<br>نفت‌کش                |
| ۳ (2.5-<br>4.5m)  | آشکارسازی<br>قطار      | شناسایی<br>خیابان‌های<br>اصلی | شناسایی دودکش<br>فعال             | شناسایی<br>ایستگاه<br>راه‌آهن      |
| ۴ (1.2-<br>2.5m)  | شناسایی راه<br>شوسه    | آشکارسازی<br>قایق کوچک        | آشکارسازی<br>وسایل نقلیه<br>روشن  | آشکارسازی<br>پل‌های<br>جاده‌ای     |
| ۵ (0.75-1.2)      | شناسایی<br>کامیون      | آشکارسازی<br>خودرو            | شناسایی دکل<br>بلند               | آشکارسازی<br>واگن قطار             |
| ۶ (0.4-<br>0.75m) | شناسایی انواع<br>خودرو | آشکارسازی<br>حیوانات<br>اهلی  | آشکارسازی موتور<br>روشن           | تمایز میان<br>انواع آنتن<br>راداری |

افزایش قدرت تفکیک زمانی می‌تواند از ناحیه هدف زوج تصویرهای استریو برداشت نماید.

سخت‌گیرانه‌ترین الزامات نشانه‌روی زیرسیستم محموله که مستقیماً بر سائز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت تأثیرگذار است در مد عملکردی «اخذ زوج تصویر استریو در یک گذر» بر طراحی اعمال می‌شود [33].

### الزامات و قیدهای عملکردی محموله تصویربرداری

به طور کلی الزامات عملکردی محموله اپتیکی VHR PS-AEOSs را می‌توان به چهار دسته تقسیم‌بندی نمود:

۱. قدرت تفکیک مکانی
۲. قدرت تفکیک زمانی
۳. قدرت تفکیک طیفی
۴. قدرت تفکیک رادیومتريک – وضوح رادیومتري

**قدرت (توان) تفکیک مکانی:** معادل کوچک‌ترین واحد در هر تصویر (پیکسل) است و مفسر نمی‌تواند اهداف نقطه‌ای کوچک‌تر از یک پیکسل را شناسایی کند. می‌توان از GSD به عنوان معیار کمی این الزام عملکردی استفاده کرد [35]. مقدار کمی الزام قدرت تفکیک مکانی برای انواع سنجنده‌ها و بر اساس کاربرد تصاویر سنجش از دور در جدول (۲) آورده شده است.

**قدرت تفکیک زمانی:** به مدت زمانی گفته می‌شود که نیاز است یک نقطه کاملاً مشخص مجدداً مورد بازدید قرار گیرد و داده‌های تصویری از آن اخذ شود ( $\Delta t$ ). این مدت زمان به مشخصات مدار ماهواره و مشخصات سنجنده بستگی دارد. بالابودن قدرت تفکیک زمانی به معنای پایین بودن فاصله زمانی میان دو بازدید متوالی است. قدرت تفکیک مکانی معمولاً بر حسب روز بیان می‌شود (Shashi Shekhar, 2008).

تعداد ماهواره‌ها و آرایش آنها در قالب یک منظومه، مشخصات مداری و مشخصات سنجنده، از پارامترهای تأثیرگذار بر قدرت تفکیک زمانی هستند. نقطه اثر الزامات مربوط به قدرت تفکیک زمانی در فرآیند سائزینگ عملکردی ماهواره، پارامتر ارتفاع مدار آن است. ملزم یا مقید کردن پارامتر ارتفاع مداری تأثیری در روش اجرای فرآیند سائزینگ با استفاده از روش پیشنهادی نخواهد داشت.

**جدول ۲- فاصله تفکیک زمینی برای کاربردهای مختلف در انواع سنجنده‌ها [35]**

| نوع<br>سنجنده ← | پانکروماتیک       | چندطیفی               | مادون قرمز<br>حرارتی | راداری                   |
|-----------------|-------------------|-----------------------|----------------------|--------------------------|
| سطح<br>↓ (GSD)  |                   |                       |                      |                          |
| ۱ (≥9m)         | آشکارسازی<br>بندر | آشکارسازی<br>خط ساحلی | آشکارسازی<br>مناطق   | آشکارسازی<br>ریل راه‌آهن |

**قدرت تفکیک طیفی:** این پارامتر بیان‌گر توانایی یک سنجنده در تفکیک یک باند طیفی به زیرباندهای آن و تشخیص آن زیرباندها است و اغلب به صورت پارامتر بی‌بعد ( $\lambda/d\lambda$ ) تعریف می‌شود [29]. در ماهواره‌های متعلق به جامعه آماری مورد بررسی، باند طیفی سنجنده‌های پانکروماتیک نصب شده بر VHR PS-AEOSs، 400-1000nm و زیرباندهای آن عبارتند از:  
آبی ( $0.44-0.51\mu\text{m}$ ) / طول موج عملیاتی:  $0.475\mu\text{m}$   
سبز ( $0.52-0.60\mu\text{m}$ ) / طول موج عملیاتی:  $0.56\mu\text{m}$   
قرمز ( $0.63-0.69\mu\text{m}$ ) / طول موج عملیاتی:  $0.66\mu\text{m}$   
مادون قرمز نزدیک ( $0.77-0.9\mu\text{m}$ ) / طول موج عملیاتی:  $0.835\mu\text{m}$  در نتیجه  $\lambda/\delta\lambda = 4$  خواهد بود.

**قدرت تفکیک رادیومتريک – وضوح رادیومتري:** حساسیت یک سنسور به مقدار انرژی الکترومغناطیسی دریافتی، قدرت تفکیک رادیومتريک را تعیین می‌کند. قدرت تفکیک رادیومتريک یک سیستم تصویربرداری، توانایی آن در تشخیص اختلاف میان انرژی دریافتی از نقاط مختلف در یک تصویر، هر چند بسیار اندک باشد، را نشان می‌دهد. هر چه قدرت تفکیک رادیومتريک یک سیستم بیشتر باشد حساسیت این سنسور به میزان اختلاف انرژی دریافتی از نقاط مختلف بیشتر است. قدرت تفکیک رادیومتريک به صورت معادله (۱) تعریف می‌شود [37]:

$$Radiometric\ Resolution = 2^B - 1 \quad (1)$$

B تعداد بیت‌هایی است که خروجی هر یک از المان‌های سنسور در هر یک از باندهای طیفی با آن تعداد بیت کد می‌شود. پارامتر B

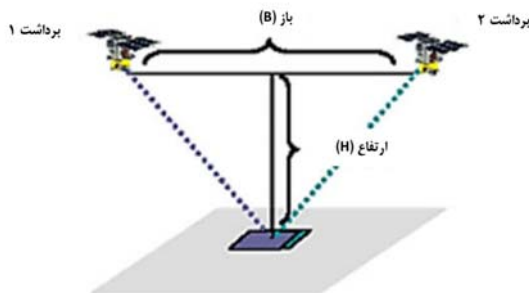


- پایداری: باقیماندن در مرزهای دامنه وضعی تعیین شده حول جهت نشانه‌روی شده با حداقل ارتعاشات تصادفی از آنجا که عملکرد زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت مستقیماً بر عملکرد محموله تصویربرداری تأثیرگذار است، بنابراین بالاترین سطح الزامات عملکردی در طراحی آن را نیازمندی‌های مأموریت تشکیل دهند [39].

### الف. قابلیت مانور

در فاز نرمال، مد نشانه‌روی دقیق، زیر مد تصویربرداری، زیر مد «اخذ تصاویر استریو در یک گذر» زوج تصویر استریو با مانور وضعیت حول محور پیچش و در راستای گذر برداشت می‌شوند. همچنین در فاز نرمال، مد نشانه‌روی دقیق، زیر مد تصویربرداری، زیر مد «اخذ تصویر از بلایای طبیعی» مانور وضعیت ماهواره حول محور غلتش امکان افزایش قدرت تفکیک زمانی و اخذ تصاویر استریو را فراهم می‌آورد.

**الف-۱. مانور وضعیت برای اخذ تصاویر استریو در یک گذر**  
در این حالت مطابق شکل (۲)، زوج تصویرهای استریو می‌بایست از پیش، ندیر و پس از ناحیه هدف برداشت شوند [40].



شکل ۲- نمایش هندسی مفهوم باز به ارتفاع

نسبت باز (B) به ارتفاع (H) یک فاکتور تأثیرگذار برای دستیابی به تصاویر استریو با دقت بالاست [41]. مطابق نمایش هندسی مفهوم نسبت باز به ارتفاع در شکل ۲، باز فاصله خطی میان دو نقطه‌ای است که زوج تصاویر استریو از آنها برداشت می‌شود. مطابق معادله (۴)،  $\theta_s$  می‌تواند به صورت تابعی از B و H نوشته شود.

$$\theta_s(B, H) = 90 - \tan^{-1} \left[ \frac{\sqrt{(R_E + H)^2 - (B/2)^2} - R}{(B/2)} \right] \quad (4)$$

$$\sin^{-1} \left[ \frac{(B/2)}{(R_E + H)} \right]$$

با توجه به پیچیدگی معادله (۴)،  $\theta_s$  می‌تواند به صورتی که در معادله (۵) نشان داده شده است به صورت تابعی از نسبت B/H تقریب زده شود.

می‌تواند به عنوان پارامتر عملکردی برای کمی کردن معیار قدرت تفکیک رادیومتریک مورد توجه قرار گیرد. به طور کلی هرچه مقدار B بیشتر باشد در نتیجه سنجنده اپتیکی عملکرد بهتری خواهد داشت.

**قید کیفیت تصویر:** معیار کمی مربوط به قید عملکردی کیفیت تصاویر اخذ شده از محموله تصویربرداری را می‌توان پارامتر Q با تعریف ارائه شده در معادله (۲) در نظر گرفت [38]:

$$\left(\frac{f}{H}\right) = \frac{1}{Q} \frac{\lambda}{GSD} \left(\frac{f}{D}\right) \quad (2)$$

که در این رابطه بازه مجاز تغییرات Q از 0.4 تا 2 است [29]. در شرایطی که  $Q > 1$  باشد این امکان وجود دارد که تصاویر با بهترین کیفیت ممکن ایجاد شوند.

**قید تکنولوژیکی ساخت لنز:** سایز محموله‌های اپتیکی تا حد زیادی وابسته به دو پارامتر طراحی f و D است. هر چند مطابق معادله (۲) هر چه مقدار نسبت  $F\# = f/D$  بیشتر باشد تصویر دارای کیفیت بهتری خواهد بود ولی مطابق داده‌های آماری بیشترین و کمترین مقدار این نسبت یک قید تکنولوژیکی برای ساخت لنز محسوب می‌شود.

**قید تکنولوژیکی ساخت حسگر:** مطابق معادله (۲) هر چه سایز پیکسل کوچک‌تر باشد، تصویر دارای کیفیت بهتری خواهد بود ولی کوچک‌ترین سایز پیکسل یا المان آشکارسازی که از لحاظ تکنولوژیکی قابل ساخت و دستیابی باشد نیز یک قید تکنولوژیکی برای محموله اپتیکی محسوب می‌شود. معادله (۳) ارتباط این پارامتر با مقیاس یا بزرگنمایی به عنوان یک درایور طراحی را نشان می‌دهد [29].

$$\frac{x}{GSD} = \frac{f}{H} \quad (3)$$

تعداد حس‌گرهایی که به منظور ایجاد یک آرایه می‌توانند در ردیف‌های افقی و عمودی در کنار هم چیده شوند نیز یک قید تکنولوژیکی محسوب می‌شود.

## الزامات عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت

در این تحقیق الزامات میانی حاکم بر عملکرد ADCS که با عنوان الزامات سیستمی نیز شناخته می‌شوند، به صورت زیر تعریف می‌شوند:

- قابلیت مانور: گردش حول محور کنترلی به اندازه مورد نیاز
- چابکی: اجرای مانور کنترلی با سرعت مورد نیاز
- دقت: نشانه‌روی به سمت نقطه هدف با حداقل انحراف (کنترل) / تخمین جهت نشانه‌روی با حداقل خطا (تعیین)
- دوام: اجرای مأموریت برای کل دوره عمر عملکردی

محدودیت‌های زمانی همراه است بنابراین VHR PS-AEOS برای انجام صحیح مأموریت خود باید به اندازه کافی چابک باشد.

### ب-۱. زمان مورد نیاز برای هدف‌گیری مجدد<sup>۳۱</sup> و اخذ زوج تصویر در مد تصویربرداری استریو

زمان موجود برای مانور وضعی به اندازه  $\theta_s$  حول محور پیچش به منظور اخذ زوج تصویر استریو در راستای گذر، از معادله (۱۰) محاسبه می‌شود.

$$t_s(B, H) = 2 \sqrt{\frac{(R_E+H)^3}{\mu}} \sin^{-1}\left(\frac{B}{2(R_E+H)}\right) [s] \quad (10)$$

مطابق این رابطه،  $t_s$  تابعی از B و H است.

### ب-۲. زمان مورد نیاز برای اخذ زوج تصویر در مد تصویربرداری از بلایای طبیعی

در مانور وضعیت حول محور پیچش برای اخذ زوج تصویر در مد تصویربرداری استریو، جهت محموله تصویربرداری باید پیش از ناحیه هدف به سمت نقطه ندیر تغییر یابد. این مانور می‌بایست در طی یک بازه زمانی محدود که در طی آن ماهواره طول کمان بین این دو نقطه را طی می‌کند، انجام شود. به هر حال این محدودیت زمانی در مورد مانورهای وضعیت حول محور غلتش برای اخذ زوج تصویر در مد تصویربرداری از بلایای طبیعی وجود ندارد.

### ج. دقت

الزام دقت در ساینینگ عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در VHR PS-AEOSs به دو دسته دقت تعیین ( $^{33}KA$ ) و دقت کنترل ( $^{35}PA$ ) قابل دسته‌بندی است. این دو نوع دقت به ترتیب بر تخمین موقعیت محل اخذ تصویر و موقعیت محل اخذ تصویر تأثیرگذارند.

### ج-۱. دقت تعیین وضعیت

این پارامتر نماینده خطای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در تخمین راستای نشانه‌روی  $^{34}IPL$  در طی مد تصویربرداری است. مقدار KA به گونه‌ای انتخاب می‌شود که  $^{35}GLA$  را تأمین نماید [43] بنابراین KA باید به صورت تابعی از GLA در نظر گرفته شود.

GLA اختلاف میان مختصات واقعی یک نقطه بر روی سطح

زمین با مختصات مستخرج آن از تصویر است. فرآیند پردازش تصاویر سنجش از دور به منظور بهبود خطای GLA، نمونه‌برداری

$$\theta_s(B/H) = \tan^{-1}(B/H) \quad (5)$$

اگرچه نسبت B/H می‌تواند مقادیر مختلفی بین ۰ تا یک و حتی بیش از ۱ را اختیار کند ولی مقدار ایده‌آل این نسبت برای تولید DEM از زوج تصویر استریو ۰/۶ است [40].

معادله (۶) به صورت تحلیلی میان ساینز پیکسل در خارج از ندیر و ساینز پیکسل در ندیر محموله تصویربرداری وجود دارد.

$$GSD_{off-nadir} = GSD_{nadir} \frac{\sqrt{B^2+H^2}}{H} \sec[\tan^{-1}(B/H)] \quad (6)$$

با استفاده از معادله (۶) نسبت ساینز پیکسل در خارج از ندیر می‌تواند به صورت تابعی از B و H و همچنین تابعی از B/H نوشته شود که در معادله (۷) نشان داده شده است.

$$\frac{GSD_{off-nadir}}{GSD_{nadir}} = \frac{H^2+B^2}{H^2} = \sec^2[\tan^{-1}(B/H)] = \sec^2(\theta_s) \quad (7)$$

با توجه به محدودیتی که در پردازش داده‌های تصویری برداشتی توسط ماهواره‌های سنجش از دور وجود دارد [42]، کشیدگی پیکسل که بر اثر مانورهای گردش حول محور پیچش به وجود می‌آید نمی‌تواند بیشتر از ۴۰٪ باشد. برای نسبت ساینز پیکسل مساوی با ۱/۴، مقدار B/H مساوی ۰/۶ نماینده قید  $0S \leq 30^\circ$  است و این قید باید برای زاویه گردش در مد برداشت تصاویر استریو در فاز عملکردی نرمال VHR PS-AEOSs مورد توجه باشد. مطابق معادله (۷)، معادله (۸) می‌تواند نوشته شود.

$$\theta_s = \cos^{-1} \sqrt{\frac{GSD_{nadir}}{GSD_{off-nadir}}} \quad (8)$$

از آنجا که  $GSD_{nadir}$  قدرت تفکیک مکانی و  $GSD_{off-nadir}$  مساوی قدرت تفکیک مکانی به اضافه کشیدگی مجاز پیکسل است بنابراین معادله (۸) نشان می‌دهد که  $\theta_s$  تابعی از قدرت تفکیک مکانی است.

### الف-۲. گردش برای اخذ تصویر از بلایای طبیعی

مانورهای وضعیت در مد تصویربرداری از بلایای طبیعی در جهت عمود بر گذر و به منظور بالابردن قدرت تفکیک زمانی ماهواره صورت می‌گیرد. زاویه گردش  $\theta_s$  می‌تواند به صورت تابعی از H مطابق معادله (۹) نوشته شود.

$$\theta_s(H) = \sin^{-1}\left(\frac{R_E}{R_E+H}\right) \quad (9)$$

مقدار  $\theta_s$  حاصل از معادله (۹) مساوی ماکزیمم مقدار مانور وضعیت عمود بر گذر حول محور غلتش است. اگر  $\theta_s$  از این مقدار بیشتر باشد راستای محموله تصویربرداری از سطح افق بالاتر خواهد رفت.

### ب. چابکی

مانورهای وضعیت برای «اخذ زوج تصویر استریو در یک گذر» با

33. Retargeting

34. Knowledge Accuracy

35. Pointing Accuracy

36. Imaging Payload

37. Geolocation Accuracy

$$2701GSD^2 + 710.9GSD - 60.83$$

معادله (۱۲) با استفاده از نرم‌افزار متلب استخراج شده است و معیارهای ارزیابی تطبیق آن با گراف مقادیر واقعی در جدول (۳) آورده شده است. مطلوب است مقدار SSE و RMSE به صفر و مقدار ضریب تعیین<sup>۴۱</sup> و ضریب تعیین تعدیل شده<sup>۴۲</sup> به یک نزدیک باشد.

جدول ۳- صحه‌گذاری تطبیق معادله با منحنی

| شماره معادله            | (۹)    |
|-------------------------|--------|
| مجموع مربعات خطا        | ۰/۱۳۳  |
| ضریب تعیین              | ۰/۹۹۹۹ |
| ضریب تعیین تعدیل شده    | ۰/۹۹۹۸ |
| خطای جذر میانگین مربعات | ۰/۲۵۷۸ |

### ج-۲. دقت نشان‌رویی

PA تعیین‌کننده دقت پلتفرم در نشان‌رویی محموله تصویبرداری به سمت ناحیه هدف در مد تصویبرداری است. مقدار PA بر اساس مقدار KA تعیین می‌شود و به صورت تجربی مقدار PA، به عنوان تابعی از KA، ۱۰ برابر مقدار KA در نظر گرفته می‌شود.

### ج-۳. پایداری

تأثیر پایداری نشان‌رویی بر کیفیت تصاویر برداشتی نشان‌دهنده اهمیت «پایداری وضعیت پلتفرم» ماهواره در مد تصویبرداری و تأثیر آن بر عملکرد کلی سیستم است و یکی دیگر از الزامات حاکم بر سازینگ عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت محسوب می‌شود.

برای یک مأموریت سنجنش از دور، در زمان روبه روی محموله تصویبرداری با نقطه هدف میزان انحراف محموله می‌بایست از ۲۰٪ مقدار IFOV<sup>۴۳</sup> کمتر باشد و نرخ انحرافی که از این قاعده می‌توان استخراج کرد را می‌توان مساوی پایداری مورد نیاز در نظر گرفت [38]. برای VHR PS-AEOSs در مدارهای دایروی مقدار پایداری می‌تواند به صورت تابعی از H و GSD با استفاده از معادله (۱۳) محاسبه شود.

$$\theta_{stability}(GSD, H) = \frac{0.4}{GSD} \times \frac{\tan^{-1}(GSD/2H)}{\sqrt{(R_E+H)/\mu}} [deg/s] \quad (13)$$

از آنجا که تمام ۵۰ ماهواره مورد بررسی در جامعه آماری این تحقیق در مدارهای دایروی قرار دارند، این یک فرض صحیح برای استخراج معادله (۱۳) است.

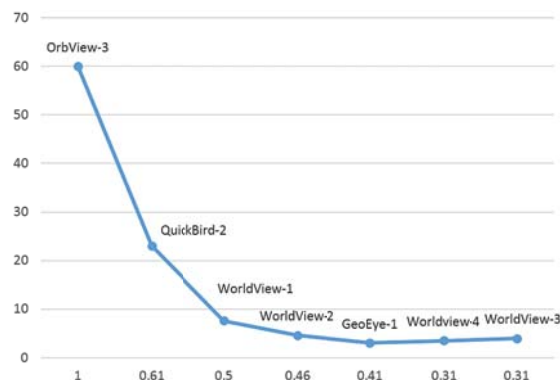
مجدد<sup>۳۸</sup> نامیده می‌شود که شامل تصحیح چرخش‌ها و همچنین جابجایی‌های خطی در تصویر است. بیشتر بودن مقدار GLA باعث پیچیده‌تر و طولانی‌تر شدن فرآیند پردازش تصویر و بر عکس، هم‌راستایی بهتر پیکسل باعث تسریع در آن فرآیند خواهد شد. GLA می‌تواند به عنوان معیاری برای پاس شدن الزامات عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در نظر گرفته شود [44].

پارامتر GLA به دو صورت مطلق و نسبی در نظر گرفته می‌شود (R-GLA<sup>۳۹</sup> و A-GLA<sup>۴۰</sup>). بهبود یافته R-GLA با استفاده از مختصات نقاط کنترلی در تصویر است، بنابراین مقدار آن کمتر از A-GLA است. در ادامه منظور از GLA همان A-GLA است.

همان‌گونه که در معادله (۱۱) نشان داده شده است، KA می‌تواند به صورت تابعی از GLA و H نوشته شود.

$$KA(H, GLA) = \tan^{-1}(GLA/H) \quad (11)$$

اگر چه GLA تابعی از GSD است ولی هیچ معادله تحلیلی برای این ارتباط وجود ندارد. منطقاً روند تغییرات GLA با کاهش GSD باید نزولی باشد. در ماهواره‌های با GSD یکسان، که در سال‌های اخیر طراحی، ساخته و پرتاب شده‌اند، مقدار GLA کمتر است. به صورت تجربی مقدار GLA، ۳۰ برابر مقدار GSD در نظر گرفته می‌شود ولی با استفاده از داده‌های آماری می‌توان معادله دقیق‌تری بین این دو پارامتر استخراج کرد. در شکل (۳) نمودار تغییرات GLA به GSD برای ۷ ماهواره US موجود در پایگاه داده‌های این تحقیق ترسیم شده است.



شکل ۳- تغییرات GLA به GSD برای US-made VHR PS-AEOSs

با استفاده از گراف شکل (۳)، معادله (۱۲) به گونه‌ای استخراج می‌شود که در آن GLA تابعی از GSD خواهد بود.

$$GLA(GSD) = -1989GSD^4 + 4104GSD^3 - \quad (12)$$

41. R-Square  
42. Adjusted R-Square  
43. Instant field of view

38. Resampling  
39. Relative GeoLocation Accuracy  
40. Absolute GeoLocation Accuracy

**جدول ۴-** الزامات عملکردی بحرانی، به همراه جنس و تعریف مختصر پارامترهای طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت

| پارامتر طراحی    | جنس     | تعریف                                       | الزامات بحرانی عملکرد |
|------------------|---------|---|-----------------------|
| $\theta_{max-s}$ | انرژی   | بیشینه زاویه چرخش                           | قابلیت مانور          |
| $t_{min-s}$      | اطلاعات | کمینه زمان مورد نیاز برای انجام بیشینه چرخش | چابکی                 |
| $\theta_a$       | ماده    | دقت همراستایی محور انحراف با پذیر محلی      | دقت و پایداری         |

**جدول ۵-** رد معیارهای کمی ارزیابی برازش منحنی با استفاده از ابزار برازش منحنی متلب

| شماره معادله | مجموع مربعات خطا <sup>۴۸</sup> | ضریب تعیین <sup>۴۹</sup> | ضریب تعیین <sup>۵۰</sup> تعدیل شده | ریشه میانگین مربعات خطا <sup>۵۱</sup> |
|--------------|--------------------------------|--------------------------|------------------------------------|---------------------------------------|
| (۱۷)         | ۰۷۰-۱۰۷۷۹                      | ۱                        | ۰/۹۹۹۸                             | ۴۰-۳/۲۸۳۲                             |
| (۱۸)         | ۰۴۰-۱۳۰۲۵                      | ۰/۹۶۸۴                   | ۰/۹۵۲۶                             | ۰/۰۰۵۷                                |
| (۱۹)         | ۶۰-۶/۲۱۹۶                      | ۰/۹۷۵۳                   | ۰/۹۲۵۸                             | ۰/۰۰۱۸                                |

از آنجا که  $\theta_{max-s}/t_{min-s}^2$  و  $1/\theta_a$  در معادلات (۱۴) و (۱۵) ظاهر شده‌اند در نتیجه می‌تواند به‌عنوان درایورهای طراحی انتخاب شوند. با توجه به اینکه بهتر است مقادیر عددی درایورها روی محورهای صفحه طراحی از یک مرتبه بزرگی<sup>۵۲</sup> باشند به همین خاطر نسبت  $\theta_{max-s}/t_{min-s}^2$  و پارامتر  $\theta_a$  به‌عنوان درایورهای طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت انتخاب می‌شوند.  $\theta_{max-s}/t_{min-s}^2$  درایور طراحی در مقابل الزامات قابلیت مانور و چابکی و  $\theta_a$  درایور طراحی در مقابل الزام عملکردی دقت است.

هر دو درایور طراحی تابعی از GSD هستند. بنابراین شکل استاندارد معادلات مرجع برای تشکیل صفحه طراحی ADCS به صورت نشان داده شده در معادله (۱۶) است.

$$\theta_a = f(GSD, \frac{\theta_s}{t_s^2}) \quad (16)$$

با استفاده از معادله مرجع (۱۶) صفحه طراحی ADCS به گونه‌ای شکل می‌گیرد که محور عمودی آن  $\theta_a$  و محور افقی آن  $\theta_{max-s}/t_{min-s}^2$  باشد. معادلات (۱۷)، (۱۸) و (۱۹) که صفحه طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت VHR PS-AEOSs را برای سازه‌بندی نسبت به الزامات عملکردی چابکی، قابلیت مانور و قدرت تفکیک مکانی شکل می‌دهند با استفاده از داده‌های جامعه آماری معرفی شده در بخش «جامعه آماری تحقیق» به دست آمده‌اند. در استخراج معادلات (۱۷) تا (۱۹) از ابزار برازش منحنی نرم‌افزار

## چرخ‌های عکس‌العملی/چرخ‌های مومنتومی

مطابق جدول مشخصات فنی محصولات COTS، پارامترهای مورد نیاز برای انتخاب چرخ‌ها (RWs و MWs) عبارتند از:

- قابلیت تولید گشتاور<sup>۴۴</sup>
- ظرفیت مومنتوم<sup>۴۵</sup>

مقدار گشتاور لازم برای چرخش<sup>۴۶</sup> (غلتش یا پیچش) برای RWs می‌تواند با استفاده از معادله (۱۴) محاسبه شود که در آن  $I_s$  ممان اینرسی VHR PS-AEOS حول محور گردش،  $\theta_{max-s}$  ماکزیمم مقدار زاویه گردش مورد نیاز و  $t_{min-s}$  نیز مینیمم مقدار زمان موجود برای انجام مانور چرخش است [29].

$$T = (4I_s)(\theta_{max-s}/t_{min-s}^2) \quad (14)$$

ظرفیت مومنتوم برای سازه‌بندی چرخ‌ها با استفاده از معادله (۱۵) محاسبه خواهد شد.  $T_D$  بیشترین مقدار گشتاور اغتشاشی در بدترین حالت مورد انتظار،  $\theta_a$  دقت نشان‌دهنده و  $P$  نیز پیروی مداری است.

$$h = (T_D)(1/\theta_a).(P/4) \quad (15)$$

بنابراین پارامترهای  $\theta_{max-s}$ ،  $t_{min-s}$  و  $\theta_a$  پارامترهای اصلی طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت هستند.

پارامترهای اصلی طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت به همراه تعریف مختصر و جنس آنها و همچنین الزامات عملکردی بحرانی این زیرسیستم در جدول (۴) آورده شده است.

$\theta_{max-s}$  ماکزیمم مقدار چرخش در VHR PS-AEOSs است و بسته به اینکه در مد تصویربرداری استریو یا تصویربرداری از بلایای طبیعی این مانور وضعیت انجام می‌شود، می‌تواند در راستای گذر یا عمود بر آن صورت پذیرد.  $t_{min-s}$  مینیمم زمان موجود برای انجام مانور وضعیت با ماکزیمم مقدار Slew است.  $\theta_a$  ماکزیمم مقدار انحراف مجاز محور Z ماهواره از راستای محموله تصویربرداری تا نقطه هدف برحسب رادیان است و «دقت انحراف<sup>۴۷</sup> (یاو)» هم نامیده می‌شود.

به‌منظور تعیین مشخصات پارامتریک صفحه طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در VHR PS-AEOSs ابتدا می‌بایست درایورهای طراحی شناسایی شوند. صفحه طراحی یک فضای دو بعدی است و مطابق جدول (۴) تعداد پارامترهای اصلی طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، سه پارامتر است. بنابراین این پارامترها می‌بایست به گونه‌ای با یکدیگر ترکیب شوند که بتوان صفحه طراحی را با استفاده از دو درایور طراحی ایجاد کرد.

48. SSE

49. R-square

50. Adjusted R-square

51. RMSE

52. Order of magnitude

44. Torque Authority

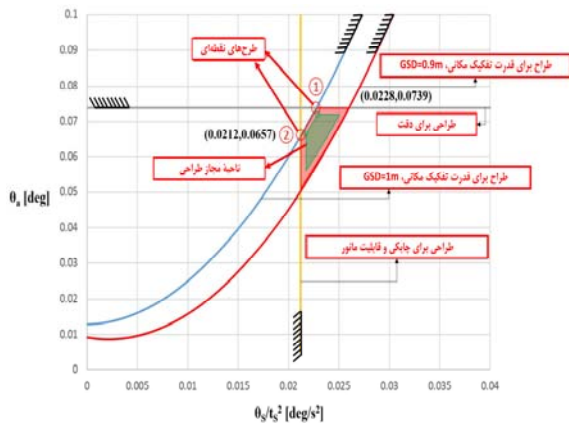
45. Momentum Capacity

46. Slew Torque

47. yaw

برای  $GSD=1m$  ناحیه مجاز طراحی به شکل ذوزنقه در شکل (۵) نشان داده شده است. تمام نقاط داخل و روی مرزهای ناحیه مجاز طراحی، طرح‌های نقطه‌ای هستند ولی نقطه‌های طرح مبنا اغلب روی مرزها قرار دارند. مطابق معادله‌های (۱۴) و (۱۵) به منظور کنترل وضعیت VHR PS-AEOS با استفاده از عملگرهای کوچکتر، طراحان تمایل دارند نقطه‌ای را انتخاب کنند که در آن  $\theta_a$  بیشترین مقدار ممکن و  $\theta_s/t_s^2$  کمترین مقدار ممکن را داشته باشد. از آنجا که در سایزینگ عملکردی که بخشی از فاز طراحی مفهومی محسوب می‌شود، می‌بایست معادل ۳۰٪ بودجه طراحی، به عنوان حاشیه اطمینان در نظر گرفته شود [45] بنابراین ۷۰٪ ناحیه مجاز اولیه که در شکل (۵) با رنگ سبز نشان داده شده است به عنوان ناحیه مجاز طراحی در نظر گرفته شده و نقاط طراحی می‌بایست روی مرزهای این ناحیه انتخاب شوند.

بنابراین در شکل (۵)، نقاط ۱ و ۲ که با دایره سبز رنگ نشان داده شده‌اند هر یک می‌توانند به عنوان نقاط طرح مبنا در نظر گرفته شوند زیرا هر دو نقطه روی مرزهای ناحیه مجاز طراحی قرار دارند. اگر دو الزام قابلیت مانور و چابکی از نظر طراح دارای وزن بیشتری باشند (طراحی برای چابکی و مانور) آنگاه نقطه ۱ و در غیر این صورت (طراحی برای دقت) نقطه ۲ می‌تواند به عنوان نقطه طرح مبنا انتخاب شود. این امکان وجود دارد که هر دو نقطه از منظر جرم و توان مصرفی زیرسیستم با یکدیگر مقایسه شوند. مطابق صفحه طراحی ترسیم شده در شکل (۵) مختصات نقاط طرح مبنا عبارتند از:  $(0.0228, 0.0739)$  برای نقطه ۱ و  $(0.0212, 0.0657)$  برای نقطه ۲. صفحه طراحی به صورتی که در شکل (۵) برای VHR PS-AEOSs با  $GSD=1m$  ترسیم شده برای سایر VHR PS-AEOSs با مقادیر دیگر  $GSD$  نیز می‌تواند ترسیم شود و درایورهای طراحی  $\theta_a$  و  $\theta_s/t_s^2$  بر این اساس می‌توانند مجدداً محاسبه شوند.



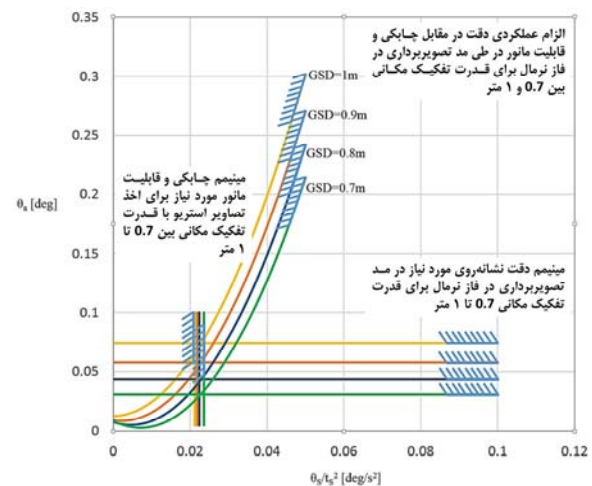
شکل ۵- صفحه طراحی زیرسیستم ADCS در VHR PS-AEOS برای  $GSD=1m$

متلب<sup>۵۳</sup> استفاده شده و معیارهای کمی ارزیابی<sup>۵۴</sup> این فرآیند در جدول (۵) آورده شده است.

- سایزینگ زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نسبت به الزامات عملکردی - قدرت تفکیک مکانی ( $GSD$ )
- $$\theta_a = 0.07715 - 0.1755GSD - 5.538 \frac{\theta_s}{t_s^2} + 0.1111GSD^2 + 5.614GSD \cdot \frac{\theta_s}{t_s^2} + 114.3 \left( \frac{\theta_s}{t_s^2} \right)^2$$

- سایزینگ زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نسبت به الزام عملکردی - دقت
- $$\theta_a = 0.07972GSD^{2.144} - 0.005682$$

- سایزینگ زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نسبت به الزام عملکردی - چابکی و قابلیت مانور
- $$\frac{\theta_s}{t_s^2} = \frac{0.01934GSD^2 - 0.01779GSD + 0.004122}{GSD^2 - 0.9719GSD + 0.239}$$



شکل ۴- صفحه طراحی زیرسیستم ADCS در VHR PS-AEOS برای  $GSD \leq 1m$

صفحه طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت برای مقادیر مختلف  $GSD$  از ۰/۷ تا ۱ ایجاد و در شکل (۴) نشان داده شده است. یکی از کارکردهای اصلی دیاگرام، تطبیق نمایش مرزهای طراحی است. مرزهای طراحی ADCS برای VHR PS-AEOSs با قدرت تفکیک مکانی مساوی 1m به صورت جداگانه در شکل (۵) نشان داده شده است.

53. Matlab curve fitting tool (cftool)  
54. Quantitative fit goodness

جدول ۷- نسبت قطر ماهواره به قطر محموله بر اساس المان‌های روی صفحه‌نذیر

| المان‌های روی صفحه‌نذیر                                   | ماهواره‌های نمونه          | $d_{SC}/d_{PL}$ |
|---|----------------------------|-----------------|
| محموله اپتیکی   | worldView-3 و WorldView-4  | ۱/۷۵            |
| محموله اپتیکی و آنتن‌های باند X و S                       | Pleiades-HR و PeruSat-1    | ۲/۷             |
| محموله اپتیکی، آنتن‌های باند X و S و عملگرهای کنترل وضعیت | سری ماهواره‌های CartoSat-2 | ۳/۳             |

چابکی VHR PS-AEOSs اصلی‌ترین فاکتور در تعیین مقدار درایور طراحی  $h_{SC}/h_{PL}$  است. چابکی ماهواره معادله مستقیمی با میزان فشردگی ساختار آن دارد. بنابراین برای بالا بردن چابکی ماهواره لازم است محموله تصویربرداری تا حد امکان در داخل بدنه ماهواره نصب شود و در نتیجه نسبت  $h_{SC}/h_{PL}$  کاهش یابد. ماهواره‌های موجود در جامعه آماری این تحقیق بر اساس معیار چابکی در سه سطح جدول ۸ قابل طبقه‌بندی هستند که بیشترین تعداد نمونه‌ها در سطح دوم قرار دارند. بر اساس داده‌های آماری، معادله (۲۲) برای سطوح ۱ و ۲ استخراج شده است.

$$h_{SC}/h_{PL} = \frac{1.323\omega_s + 0.2953}{\omega_s + 0.02148} \quad (22)$$

برای ارزیابی کیفیت تطبیق خروجی معادله (۲۲) با داده‌های واقعی،  $R\text{-square}=1$  و  $SSE=1.205e-14$  است.

جدول ۸- سطح‌بندی VHR PS-AEOSs بر اساس معیار چابکی

| Level | $\omega_s$ (deg/sec)       | درصد فراوانی |
|-------|----------------------------|--------------|
| ۱     | $\omega_s < 1$             | ۲۸٪          |
| ۲     | $1 \leq \omega_s \leq 2.5$ | ۵۸٪          |
| ۳     | $\omega_s > 2.5$           | ۱۴٪          |

### تخمین جرم ماهواره

جامعه آماری این تحقیق نشان می‌دهد که حجم ماهواره با چگالی آن دارای نسبت معکوس است و این نسبت برای کلاس‌های حجمی زیر  $15m^3$  و بالای  $15m^3$  دارای روند متفاوتی است. بنابراین می‌توان روابط زیر که از داده‌های آماری استخراج شده است را در هر دو کلاس حجمی بین این دو پارامتر در نظر گرفت.

$$\begin{cases} \rho = \frac{206.4V + 260.7}{V + 0.7143} & \text{for } V < 15m^3 \\ \rho = \frac{9.264V - 24.72}{V - 14.73} & \text{for } V \geq 15m^3 \end{cases} \quad (23)$$

برای ارزیابی کیفیت تطبیق خروجی معادله (۲۳) با داده‌های واقعی،  $R\text{-square}=1$  و  $SSE=2.006e-17$  است.

### تخمین سایز محموله

معادله (۲۰) بین قطر دهانه لنز و قطر محموله اپتیکی از داده‌های آماری این تحقیق و با استفاده از ابزار برازش منحنی در نرم‌افزار متلب استخراج شده است.

$$d_{PL} = \frac{1.99D - 0.318}{D - 0.006752} \quad (20)$$

برای ارزیابی کیفیت تطبیق معادله (۲۰) با داده‌های واقعی،  $R\text{-square}=0.9914$  و  $RMSE=0.1028$ ،  $SSE=0.01$

معادله (۲۱) بین فاصله کانونی لنز و ارتفاع کلی محموله اپتیکی از داده‌های آماری این تحقیق و با استفاده از ابزار cftool در نرم‌افزار متلب استخراج شده است.

$$h_{PL} = \frac{2.814f - 5.551}{f + 0.7419} \quad (21)$$

برای ارزیابی کیفیت تطبیق خروجی معادله (۲۱) با داده‌های واقعی،  $R\text{-square}=0.999$ ،  $SSE=0.00109$  و  $RMSE=0.01909$  است.

### تخمین سایز ماهواره

مطابق جامعه آماری تحقیق انواع پیکربندی‌های VHR PS-AEOSs عبارتند از: استوانه‌ای، مکعبی، شش‌وجهی و هشت‌وجهی منتظم. کیفیت وابستگی پیکربندی به جرم ماهواره در جدول (۶) نشان داده شده است. مطابق جدول ۶، شش‌وجهی منتظم رایج‌ترین نوع پیکربندی در VHR PS-AEOSs است ولی در کلاس جرمی میکرو، پیکربندی تمام ماهواره‌های موجود در جامعه آماری از نوع مکعبی است.

جدول ۶- کیفیت وابستگی پیکربندی به کلاس جرمی VHR PS-AEOSs

| مجموع (%) | کلاس PS-AEOS کوچک |                  | کلاس PS-AEOS بزرگ  |                |            |
|-----------|-------------------|------------------|--------------------|----------------|------------|
|           | میکرو (10-100Kg)  | مینی (100-500Kg) | متوسط (500-1000Kg) | بزرگ (>1000Kg) |            |
| ۲۶        | ۱۰۰               | ۲۵               | -                  | ۴۰             | مکعبی      |
| ۶         | -                 | ۱۲.۵             | -                  | ۱۰             | استوانه‌ای |
| ۶۵        | -                 | ۵۰               | ۱۰۰                | ۴۰             | شش‌وجهی    |
| ۳         | -                 | ۱۲.۵             | -                  | -              | هشت‌وجهی   |

مستقل از پیکربندی، VHR PS-AEOSs را براساس المان‌های روی صفحه‌نذیر آنها، مطابق جدول (۷) می‌توان به سه دسته تقسیم کرد.

مقدار میانگین درایور طراحی  $d_{SC}/d_{PL}$  برای هر یک از انواع چیدمان‌ها بر اساس داده‌های آماری استخراج و در جدول (۷) آورده شده است.

ارائه شده یک نمونه ماهواره عملیاتی با مشخصات مندرج در جدول (۹) در نظر گرفته شده است.

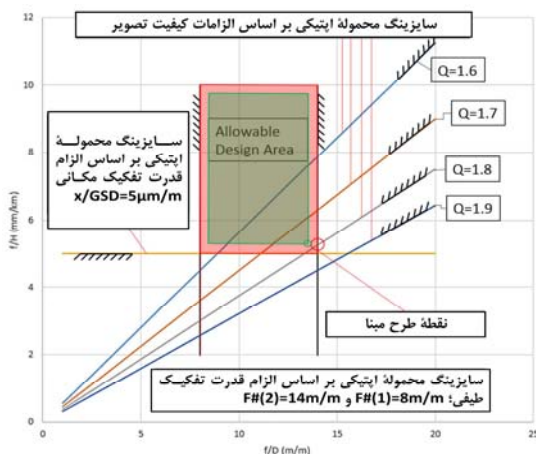
### مطالعه موردی

برای سایزینگ عملکردی چرخ‌های عکس‌عملی با استفاده از روش

جدول ۹- مشخصات VHR PS-AEOS عملیاتی نمونه

| ماهواره              | قدرت تفکیک مکانی<br>GSD(m)@nadir  |     | پیکربندی                        | l(m)               | w(m)   | h(m)                      | H(Km) | i(deg) |
|----------------------|---|-----|---------------------------------|--------------------|--|---------------------------|-------|--------|
| SkySat G/C           | PAN   | MS  | مکعبی<br>آرایه‌های خورشیدی ثابت | 0.6                | 0.6  | 0.95                      | 515   | 97.56  |
|                      | ≤1.0  | 2.0 |                                 |                    |  |                           |       |        |
| قدرت تفکیک طیفی      |   |     | M <sub>sc</sub> (Kg)            | دقت کنترل<br>وضعیت | چرخ‌های عکس‌عملی<br>4×RW3-1.0's<br>(Millenium Space Systems) |                           |       |        |
| سنجنده<br>پنکروماتیک | سنجنده چندطیفی<br>(4 bands)   |     |                                 |                    |  |                           |       |        |
| 0.45-0.90μm          | Blue: 0.45-0.515,<br>Green: 0.515-0.595,<br>Red: 0.605-0.695,<br>NIR: 0.74-0.90μm |     | 110                             | ±0.1deg            | قابلیت تولید<br>گشتاور<br>T=50mNm                            | ظرفیت مومنتوم<br>h=1.0Nms |       |        |

مرتبه بزرگی مرسوم نیست بنابراین  $Q=1.8$  مقدار نهایی معیار کمی کیفیت تصویر است.



شکل ۶- دیاگرام تطبیق محموله اپتیکی VHR PS-AEOS مورد نظر

### سایزینگ عملکردی محموله اپتیکی

با توجه به اینکه طراح تمایل دارد نقطه طراحی با بیشترین مقدار  $Q$ ، کمترین مقدار  $x$  و بیشترین مقدار  $F\#$  را انتخاب نماید بنابراین نقطه نشان داده شده در شکل به عنوان نقطه طرح مبنا انتخاب می‌شود. مشخصات نقطه طرح مبنا به صورت جدول ۱۰ است.

جدول ۱۰- مختصات نقطه طرح مبنا در دیاگرام تطبیق محموله اپتیکی

|     |           |
|-----|-----------|
| Q   | 1.8       |
| x   | 5μm       |
| λ   | 0.675μm   |
| GSD | 1m        |
| f/D | 14m/m     |
| f/H | 5.25mm/Km |

### تخمین سایز محموله

مطابق معادله‌های (۲۰) و (۲۱)،  $d_{PL}=0.31m$  و  $h_{PL}=0.53m$  است.

### سایزینگ عملکردی محموله اپتیکی برای الزام قدرت تفکیک مکانی و قید تکنولوژی ساخت حسگر

کوچک‌ترین سایز CCD که می‌تواند در حسگر ماهواره مورد نظر استفاده شود  $x=5\mu m$  است و مطابق معادله (۳) با توجه به قدرت تفکیک مکانی می‌توان یک خط افقی در صفحه طراحی رسم کرد.

### سایزینگ عملکردی محموله اپتیکی برای الزام قدرت تفکیک طیفی و تکنولوژی ساخت لنز

در محموله‌های اپتیکی به کار گرفته شده در ماهواره‌های موجود در جامعه آماری این تحقیق،  $F\#_{min}=8$  و  $F\#_{max}=14$  است. بر این اساس مرزهای طراحی به صورت دو خط عمودی در صفحه طراحی شکل (۶) ترسیم شده است.

### سایزینگ عملکردی محموله اپتیکی برای الزامات کیفیت تصویر

معادله (۲) به صورت کلی میان درایورهای طراحی محموله اپتیکی و کیفیت تصویر برقرار است. با استفاده از این رابطه مرزهای جدید طراحی به صورت خطوط مایل در صفحه طراحی ترسیم می‌شود. از آنجا که طراح تمایل دارد تصویر با بهترین کیفیت از داده‌های اخذ شده به وسیله محموله اپتیکی تولید شود بنابراین در صفحه طراحی مرزهای مربوط به کیفیت‌های پایین‌تر که فضای مجاز طراحی را قطع می‌کنند، آورده نشده است. مطابق شکل ۶ بهترین کیفیت قابل دستیابی در چهارچوب صفحه طراحی  $Q=1.8$  است. از آنجا که ناحیه مجاز طراحی، یک فضای پیوسته است بنابراین این امکان وجود داشت که مقدار  $Q=1.89$ ، متناظر با نقطه تقاطع مرزهای  $F\#=14$  و  $f/H=5$  در نظر گرفته شود ولی از آنجا که انتخاب مقدار  $Q$  از این

## تخمین سایز ماهواره

با توجه به ارتفاع مدار در جدول،  $f=2.6m$  و  $D=18.8cm$  خواهد شد.

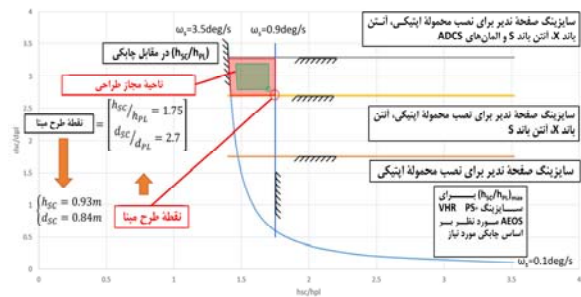
## تخمین قطر ماهواره بر اساس قطر محموله و المان‌های قابل نصب بر روی صفحه‌اندیز

از آنجا که المان‌های قابل نصب بر روی صفحه‌اندیز ماهواره شامل محموله اپتیکی و آنتن‌های باندهای X برای ارسال داده‌های محموله و باندهای ارسال داده‌های تله‌متری و دریافت داده‌های فرمان است بنابراین مطابق جدول ۷،  $d_{SC}/d_{PL}=2.7$  است.

## تخمین ارتفاع ماهواره بر اساس ارتفاع محموله و برای الزام چابکی

مطابق شکل (۵)، چنانچه ساینینگ عملکردی برای الزام چابکی صورت گیرد آنگاه نقطه (۱) به عنوان نقطه طرح مینا در نظر گرفته می‌شود و مختصات آن  $\theta_s/t_s^2=0.0228deg/s^2$  و  $\theta_a=0.0739deg$  خواهد بود. مطابق بخش الف-۱، مقدار ایده‌آل  $B/H=0.6$  است و در نتیجه  $B=300Km$  خواهد شد. مطابق معادله (۱۰)،  $t_s=20s$  و در نتیجه  $\omega_s=0.9deg/s$  خواهد شد. با استفاده از معادله (۲۲)، ماکزیمم مقدار  $h_{SC}/h_{PL}=1.75$  خواهد شد. صفحه طراحی زیرسیستم سازه بر اساس مقادیر به دست آمده برای درایورهای طراحی  $d_{SC}/d_{PL}$  و  $h_{SC}/h_{PL}$  به صورت شکل (۷) ترسیم می‌شود.

در گراف شکل (۷) ناحیه مجاز طراحی در راستای افقی بین ماکزیمم مقدار  $h_{SC}/h_{PL}$  برای  $\omega_s=0.9deg/s$  و مینیمم مقدار آن برای  $\omega_s=3.5deg/s$  در نظر گرفته شده است. همچنین در راستای عمودی بین مقدار  $d_{SC}/d_{PL}$  متناظر با حالتی که صفحه‌اندیز محموله اپتیکی را در بر می‌گیرد و علاوه بر آن آنتن‌های باندهای X و K و همچنین عملگرهای کنترل وضعیت بر روی آن نصب می‌شوند و مقدار  $d_{SC}/d_{PL}$  متناظر با حالتی که عملگرهای کنترل وضعیت روی صفحه‌اندیز قرار ندارند، در نظر گرفته شده است. نقطه طرح مینا برای کمترین مقدار  $d_{SC}/d_{PL}$  و بیشترین مقدار  $h_{SC}/h_{PL}$  در نظر گرفته شده است و مختصات آن  $h_{SC}/h_{PL}=1.75$  و  $d_{SC}/d_{PL}=2.7$  است. با توجه به ابعاد محموله اپتیکی،  $h_{SC}=0.93m$  و  $d_{SC}=0.84m$  خواهد بود.



شکل ۷- صفحه طراحی زیرسیستم سازه ماهواره

## ابعاد کلی ماهواره

به صورت پیش‌فرض پیکربندی ماهواره موردنظر از نوع مکعب مستطیل، ساده‌ترین پیکربندی به کار رفته در VHR PS-AEOSs موجود در جامعه آماری این تحقیق، در نظر گرفته می‌شود. بنابراین ابعاد کلی ماهواره، سطح یکی از وجوه جانبی و حجم آن به صورت جدول ۱۱ محاسبه می‌شود.

جدول ۱۱- ابعاد کلی سازه VHR PS-AEOS مورد نظر

| h <sub>sc</sub> | ۰/۹۳ | m              |
|-----------------|------|----------------|
| d <sub>sc</sub> | ۰/۸۴ | m              |
| l <sub>sc</sub> | ۰/۶  | m              |
| w <sub>sc</sub> | ۰/۶  | m              |
| A <sub>sc</sub> | ۰/۵۶ | m <sup>2</sup> |
| V <sub>sc</sub> | ۰/۳۳ | m <sup>3</sup> |

## جرم کلی ماهواره

با توجه به کلاس حجمی ماهواره  $V \leq 15m^3$ ، چگالی ماهواره از معادله (۲۳)  $\rho=315Kg/m^3$  و حداکثر جرم ماهواره  $M_{SC}=105Kg$  خواهد شد.

## ممان اینرسی ماهواره

با فرض توزیع یکنواخت جرم در داخل ماهواره و با توجه به ابعاد و جرم کلی ماهواره، ممان اینرسی ماکزیمم و می‌نیمم آن به ترتیب  $I_{max}=10.7Kg.m^2$  و  $I_{min}=6.3Kg.m^2$  خواهد شد. مقدار گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره مطابق جدول ۱۲ است.

جدول ۱۲- گشتاورهای اغتشاشی وارد بر VHR PS-AEOS مورد نظر

|  |                         |
|--|-------------------------|
| T <sub>s</sub>   | $1.9 \times 10^{-7} Nm$ |
| T <sub>a</sub>   | $2.5 \times 10^{-7} Nm$ |
| T <sub>m</sub>   | $5 \times 10^{-7} Nm$   |
| T <sub>g</sub>   | $1.7 \times 10^{-7} Nm$ |
| T <sub>D</sub> =T <sub>s</sub> +T <sub>a</sub> +T <sub>m</sub> +T <sub>g</sub> | $1.1 \times 10^{-6} Nm$ |

برای محاسبه گشتاور اغتشاشی در بدترین حالت، مجموع گشتاورهای اغتشاشی به عنوان T<sub>D</sub> در نظر گرفته می‌شود.

## ساینینگ چرخ‌های عکس‌العملی

قابلیت تولید گشتاور در هر یک از چرخ‌های عکس‌العملی از معادله (۱۴) و با استفاده از مختصات نقطه طرح مینا در صفحه طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت که در شکل نمایش داده شده، قابل محاسبه خواهد بود. مطابق مختصات نقطه (۱) شتاب مانور  $slew$ ،  $\theta_s/t_s^2=0.0228deg/s^2$  است بنابراین  $T=17mNm$  خواهد شد.



## مقایسه نتایج

نتایج محاسبات تخمین سایز چرخ‌های عکس‌عملی نشان می‌دهد که حداکثر توان تولید گشتاور در هر یک از چرخ‌های عکس‌عملی  $T=55\text{mNm}$  و ظرفیت ذخیره مومنتوم زاویه‌ای در هر یک از آنها می‌بایست  $h=1.21\text{Nms}$  باشد. نمونه‌هایی از چرخ‌های عکس‌عملی قابل انتخاب توسط طراح در جدول ۱۴ آورده شده است. چرخ‌های عکس‌عملی به کار رفته در نمونه واقعی از نوع RW3-1.0 است.

قابلیت تولید گشتاور و ظرفیت مومنتوم زاویه‌ای محاسبه شده از قابلیت و ظرفیت چرخ عکس‌عملی انتخابی بیشتر است. حتی چرخ مدل MSCI MW-1000 نیز ظرفیت‌های مورد نیاز بر اساس محاسبات انجام شده را ندارد. چرخ MSCI MW-4000 با فاصله زیادی قادر است ظرفیت‌های مورد نیاز ماهواره عملیاتی را تأمین کند ولی با توجه به اختلاف زیاد مشخصات عملکردی، سایز، جرم و توان آن با سایر گزینه‌ها که دارای مشخصات عملکردی نزدیک‌تری به نیازمندی‌های مأموریت هستند، انتخاب آن منطقی نخواهد بود. بنابراین گزینه انتخابی همان چرخ خواهد بود که در نمونه عملیاتی نیز انتخاب شده است.

ظرفیت مومنتوم زاویه‌ای هر یک از چرخ‌های عکس‌عملی از معادله (۱۵) و با استفاده از مختصات نقطه طرح مبنا در صفحه طراحی ADCS که در شکل نمایش داده شده، قابل محاسبه خواهد بود. مطابق مختصات نقطه (۱) دقت نشانه‌روی در مد تصویربرداری، مقدار گشتاور اغتشاشی در بدترین شرایط طراحی مطابق جدول بالا،  $T_D=1.1 \times 10^{-5}\text{Nm}$  است. مطابق مشخصات مداری ماهواره عملیاتی نمونه که در جدول آورده شده است، پریود گردش ماهواره در مدار،  $P=94.61\text{min}=5676.81\text{s}$  است. بنابراین ظرفیت مومنتوم زاویه‌ای چرخ عکس‌عملی  $h=1.21\text{Nms}$  خواهد شد.

نتایج محاسبات سایزینگ عملکردی ماهواره عملیاتی نمونه بر اساس الزامات عملکردی محموله ایتیکی در جدول ۱۳ آورده شده است. در کلاس وزنی ماهواره‌های کوچک و در انتهای فاز طراحی مفهومی اولین نمونه، حداکثر خطای قابل قبول می‌تواند ۳۰٪ درصد باشد [45]. نتایج محاسبات نشان می‌دهد که خطای تخمین جرم ماهواره عملیاتی نمونه ۵٪ است که در فاز سایزینگ عملکردی در محدوده قابل قبول است.

جدول ۱۳ - خطای محاسبات سایزینگ عملکردی VHR PS-AEOS نمونه با استفاده از دیاگرام تطبیق

| $A_{sc}(\text{m}^2)$ | خطای مجاز | خطای واقعی | $M_{sc}(\text{Kg})$ |                       |
|----------------------|-----------|------------|---------------------|-----------------------|
| 0.56 (0.6×0.6×0.93m) | ٪۳۵       | ٪۵         | ۱۰۵                 | VHR PS-AEOS طراحی شده |
| 0.57 (0.6×0.6×0.95m) |           |            | ۱۱۰                 | VHR PS-AEOS عملیاتی   |

در این حالت باید فرض‌های مسئله تعدیل شود. در محاسبه ظرفیت مومنتوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی، مدت زمان، مسای یک چهارم پریود مداری ماهواره در نظر گرفته شده و با کاهش این زمان به یک پنجم، ظرفیت مومنتوم زاویه‌ای مورد نیاز به زیر 1Nms کاهش خواهد یافت. بنابراین چرخ عکس‌عملی RW3-1.0 با فاکتور طراحی ۳ انتخاب می‌شود. توان تولید گشتاور RW3-1.0 نشان می‌دهد که در مد عملکردی نشانه‌روی دقیق زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت قادر خواهد بود، گشتاور لازم برای گردش ماهواره حول محور پیچش برای اخذ تصاویر استریو و حول محور غلتش که علاوه بر اخذ تصاویر استریو، برای کاهش زمان تصویربرداری مجدد است، را تأمین نماید. علاوه بر این چرخ‌های انتخاب شده قادر خواهند بود در مدت زمانی به اندازه یک پنجم پریود مداری ماهواره مومنتوم لازم برای تأمین پایداری ماهواره در مد عملکردی تصویربرداری و نشانه‌روی دقیق به سمت ناحیه هدف را تأمین کنند.

جدول ۱۴ - گزینه‌های چرخ‌های عکس‌عملی قابل انتخاب در VHR PS-AEOS نمونه

| مدل چرخ عکس‌عملی              | MicroWheel 1000 MSCI | MicroWheel 4000 MSCI | RW3-1.0's Millenium Space Systems |
|-------------------------------|----------------------|----------------------|-----------------------------------|
| ذخیره مومنتوم زاویه‌ای (Nms)  | ۱/۱                  | ۴/۰                  | ۱/۰                               |
| گشتاور تولیدی (mNm)           | ۳۰                   | ۵۰، ۱۵۰، ۳۰۰         | ۵۰                                |
| طول (mm)                      | ۱۳۰                  | ۲۱۸                  | ۱۵۰                               |
| عرض (mm)                      | ۱۳۰                  | ۲۱۸                  | ۱۴۰                               |
| ارتفاع (mm)                   | ۹۰                   | ۸۱                   | ۴۲                                |
| جرم (Kg)                      | ۱/۴۴                 | ۳/۳                  | ۰/۹۷۰                             |
| توان مصرفی در حالت پایدار (W) | ۹                    | ۱۱                   | ۱۵/۱                              |
| بیشینه توان مصرفی (W)         | ۵۰                   | -                    | ۴۶/۷                              |

## نتیجه‌گیری

ظرفیت مومنتومی چرخ‌های MSCI MW-4000، ۳/۳ برابر ظرفیت مورد نیاز و ظرفیت مومنتومی چرخ‌های RW3-1.0، ۸۳٪ ظرفیت مورد نیاز است. به‌منظور ایجاد امکان استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی با سایز کوچک‌تر، الزامات عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در مد تصویربرداری از فاز عملکرد نرمال ماهواره ۲۰٪ تعدیل می‌شود. پیکربندی چرخ‌های عکس‌العملی به صورت پیش‌فرض هرم یا چهاروجهی منتظم در نظر گرفته شده است.

## مراجع

- [1] W. Yang, Y. Chen, H. Renjie, Z. Chang, and Y. Chen, "The Bi-objective Active-Scan Agile Earth Observation Satellite Scheduling Problem: Modeling and Solution Approach," *IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*, Rio de Janeiro, Brazil, 2018.
- [2] M. Salari, "Design and manufacturing of the antenna motion mechanisms of a communication satellite," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 12, issue 2, Serial Number 39, pp.43-53, 2019 (in persian).
- [3] F. FaniSaber and A. Eslami Mehrjerdi, "Collision-Free Control for Multiple Satellites via Formation Feedback of Virtual Structure," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 5, no. 4, Serial Number 13, pp. 39-45, 2013 (in persian).
- [4] H. Bolandi, B. ghorbani Vagheai and F. Fani Sabedri, "Design of an Attitude Control System for a Stereo-Imagery Satellite with Combining of Along-Track and Across-Track Configurations," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 1, no. 2, Serial Number 2, pp. 27-33, 2008 (in persian).
- [5] A.Reza Aghalari and M. Iranzad, "Development Of Reaction Wheel Disturbances General Model And Validation With Experimental Data," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 6, no. 1, pp. 79-91, 2013 (in persian).
- [6] H. Bolandi, B. ghorbani Vagheai and F. Fani Sabedri, "Design of an Attitude Control System for a Stereo-Imagery Satellite with Combining of Along-Track and Across-Track Configurations," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 1, pp. 27-33, 2008 (in persian).
- [7] J. C. Springmann, A. J. Sloboda, A. T. Klesh, M. W. Bennett, and J. W. Cutler, "The attitude determination system of the RAX satellite," *Acta Astronautica*, vol. 75, pp. 120-135, 2012.
- [8] E. Maani, H. Nejat Pishkenari, and Kosari, "Satellite 3Axis Attitude Control Using the Combination of Reaction Wheels and Thrusters," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 11, pp. 63-71, 2018 (in persian).
- [9] Y.-K. Chang, K.-L. Hwang, and S.-J. Kang, "SEDT (System Engineering Design Tool) development and its application to small satellite conceptual design," *Acta Astronautica*, vol. 61, pp. 676-690, 2007.
- [10] F. Fani Saber, "Design and Implementation of Attitude Control System of a satellite with Stereo-Imaging Scenario in Hardware in the Loop Test Bed," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 8, pp. 15-26, 2015 (in persian).

سایزینگ عملکردی زیرسیستم محموله، سازه و زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت VHR PS-AEOSs با استفاده از صفحه طراحی که رویکرد طراح را در مواجهه با سیکل‌های طراحی تغییر می‌دهد و همچنین ایجاد امکان انتخاب چرخ‌های عکس‌العملی در فاز سایزینگ عملکردی که باعث کم شدن فاصله فاز طراحی مفهومی تا طراحی مقدماتی می‌شود از جمله نوآوری‌های راهکار ارائه شده در این تحقیق است.

در طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت VHR PS-AEOSs متغیرهایی در نظر گرفته می‌شوند که شامل معیارهای کمی الزامات مأموریتی، سیستمی و عملکردی و همچنین پارامترهای طراحی سیستم می‌شوند و همین تعدد پارامترها و وابستگی آنها به یکدیگر موجب ایجاد سیکل‌های طراحی و در نتیجه افزایش زمان فرآیند طراحی و در نهایت افزایش هزینه طراحی می‌شود. استراتژی طراحی برای عملکرد کمک می‌کند که الزامات و قیدهای بحرانی و همچنین پارامترهای اصلی طراحی و سپس درایورهای طراحی را شناسایی کنند و بهترین مقدار برای پارامترهای اصلی طراحی را در چهارچوب صفحه طراحی و در محدوده مجاز طراحی که به وسیله الزامات و قیدهای بحرانی ایجاد شده است، تعیین نمایند. مهم‌ترین مزیت این روش به حداقل رساندن سیکل‌های طراحی و در نتیجه کاهش زمان طراحی است. در این مقاله ابتدا الزامات بحرانی حاکم بر عملکرد زیرسیستم‌های محموله اپتیکی، تعیین و کنترل وضعیت و سازه ماهواره معرفی و سپس درایورهای طراحی و پارامترهای عملکردی این زیرسیستم‌ها شناسایی شدند. درایورهای طراحی زیرسیستم محموله اپتیکی شامل  $f/H$  و  $f/D$  و پارامترهای عملکردی آن GSD،  $Q$  و  $X$  هستند. عبارت‌های  $d_{SC}/d_{PL}$  و  $h_{SC}/h_{PL}$  درایورهای طراحی زیرسیستم سازه و تجهیزات قابل نصب بر روی صفحه ندیر ماهواره و  $\omega_s$  پارامترهای عملکردی آن هستند. درایورهای طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت،  $\theta_a$  و  $\theta_s/t^2_s$  و الزامات عملکردی آن قابلیت مانور، چابکی، دقت و پایداری دارند که با استفاده از داده‌های آماری از پارامتر عملکردی GSD به‌عنوان یک الزام سطح بالا قابل محاسبه خواهند بود.

در ادامه روند سایزینگ عملکردی یک نمونه VHR PS-AEOS عملیاتی ارائه شده است و نتایج حاصل از روش ارائه شده در این مقاله دارای ۵٪ خطا در مقابل ۳۵٪ خطای مجاز است. سپس بر اساس جرم و ابعاد حاصل از سایزینگ عملکردی ماهواره مورد نظر، سایز چرخ‌های عکس‌العملی آن محاسبه شده است. بر اساس نتایج محاسبات سایزینگ عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت،

- [25] S. Hassan Miri Roknabadi, M. Mirshams and A. A. Nikkhah, "Design and Manufacturing Steps of a Satellite Reaction Wheel" *Journal of Space Science and Technology*, vol. 2, no. 4, serial no. 4, pp. 61-64, 2014
- [26] C. S. Wasson, *System analysis, design, and development: Concepts, principles, and practices* vol. 22: John Wiley & Sons, 2005.
- [27] 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," ed: Netherlands: Delft University Press, 1976.
- [28] M.Y. Ovchinnikov, D. Roldugin, and V. Penkov, "Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study," *Acta Astronautica*, vol. 110, pp. 279-286, 2015.
- [29] J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, *Space mission engineering: the new SMAD*: Microcosm Press, 2011.
- [30] H. Bolandi, B. ghorbani Vagheai and F. Fani Sabedri, "Design of an Attitude Control System for a Stereo-Imagery Satellite with Combining of Along-Track and Across-Track Configurations," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 1, no. 2, Serial Number 2, pp. 27-33, 2008.
- [31] G. Sebestyen, S. Fujikawa, N. Galassi, and A. Chuchra, *Low Earth Orbit Satellite Design*: Springer, 2018.
- [32] S.-E. Qian, *Hyperspectral satellites and system design*: CRC Press, 2020.
- [33] E.W. Group 'Space engineering - Control performance guidelines 'Noordwijk, The Netherlands: ESA Requirements and Standards Division '2010.
- [34] S. Shekhar and H. Xiong, *Encyclopedia of GIS*: Springer Science & Business Media, 2007.
- [35] A. Reza Sharifi, *Interpretation of optical and radar remote sensing images*, Shahid Rajaei Teacher Training University, Tehran, 1398 (in persian).
- [36] H. X. Shashi Shekhar *Encyclopedia of GIS* .US: Springer, 2008.
- [37] *Fundamentals of Remote Sensing* .Canada: Canada Centre for Remote Sensing , 2016
- [38] R. Sandau, "A Metrics to Support the Design of Small Satellite Based High Resolution Mapping Systems," *18<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Utah - US, 2004.
- [39] A. Kosari ,A. Sharifi ,A. Ahmadi and M. Khoshsima, "Remote sensing satellite's attitude control system: rapid performance sizing for passive scan imaging mode," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 98, no. 7, pp. 1073-1083, 2008
- [40] A. Hirano .R. Welch and H. Lang, "Mapping from ASTER stereo image data: DEM validation and accuracy assessment," *ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing*, vol. 57, pp. 356– 370, 2003.
- [41] M. Lemmens, "High resolution 3-D images," *Cartography Journal*, vol. 114, pp. 21-23, 2010 (In Persian).
- [42] A. Saghari, S. Rahmani, A. Kosari and M. Ebrahimi, "Wasted performance" minimization of the multi-purpose mini-satellite platform for an EO mission using a dynamic simulation-based model," *Journal Aerospace Science and Technology*, vol. 73, pp.61-77, 2018 (in persian).
- [11] A. Nikkhah, J. Tayyebi, and J. Roshaniyan, "Attitude Stabilization And Manauvring of Agility Nanosatellite With Control Moment Gyros," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 7, no. 2, serial no. 19, pp. 1-9, 2014 (in persian).
- [12] S. Busch, P. Bangert, S. Dombrovski, and K. Schilling, "UWE-3, in-orbit performance and lessons learned of a modular and flexible satellite bus for future pico-satellite formations," *Acta Astronautica*, vol. 117, pp. 73-89, 2015.
- [13] A.A. Ali, M.M. Hegaze, and A.S. Elrodedy, "Maximizing the onboard capability of the spacecraft attitude control system based on optimal use of reaction wheels," *J Eur Syst Autom*, vol. 52, pp. 397-407, 2019.
- [14] M. Karpenko and J.T. King, "Maximizing agility envelopes for reaction wheel spacecraft," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 233, pp. 2745-2759, 2019 (in persian).
- [15] T. Xiang, T. Meng, H. Wang, K. Han, and Z.-H. Jin, "Design and on-orbit performance of the attitude determination and control system for the ZDPS-1A pico-satellite," *Acta Astronautica*, vol. 77, pp. 182-196, 2012.
- [16] M. Abdelrahman and S.-Y. Park, "Integrated attitude determination and control system via magnetic measurements and actuation," *Acta Astronautica*, vol. 69, pp. 168-185, 2011.
- [17] M. Y. Ovchinnikov, D. Ivanov, N. Ivlev, S. Karpenko, D. Roldugin, and S. Tkachev, "Development, integrated investigation, laboratory and in-flight testing of Chibis-M microsatellite ADCS," *Acta Astronautica*, vol. 93, pp. 23-33, 2014.
- [18] R. Burton, S. Rock, J. Springmann, and J. Cutler, "Dual attitude and parameter estimation of passively magnetically stabilized nano satellites," *Acta Astronautica*, vol. 94, pp. 145-158, 2014.
- [19] T. Inamori, K. Otsuki, Y. Sugawara, P. Saisutjarit, and S. Nakasuka, "Three-axis attitude control by two-step rotations using only magnetic torquers in a low Earth orbit near the magnetic equator," *Acta Astronautica*, vol. 128, pp. 696-706, 2016.
- [20] D. Ivanov, M. Y. Ovchinnikov, V. Penkov, D. Roldugin, D. Doronin, and A. Ovchinnikov, "Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties," *Acta Astronautica*, vol. 132, pp. 103-110, 2017.
- [21] F. Celani, "Robust three-axis attitude stabilization for inertial pointing spacecraft using magnetorquers," *Acta Astronautica*, vol. 107, pp. 87-96, 2015.
- [22] R. G. Melton, "Hybrid methods for determining time-optimal, constrained spacecraft reorientation maneuvers," *Acta Astronautica*, vol. 94, pp. 294-301, 2014.
- [23] A. Ahmadi, A. Kosari, and S. Malaek, "A generic method for remote sensing satellites conceptual design and rapid sizing based on" design for performance" strategy," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 33, pp. 34-51, 2018.
- [24] R.S. Miri, S. Mirshams, and A. Nikkhah, "Spacecraft Optimal Attitude Control By Means of Reaction Wheels," *Journal of Space Science and Technology*, Volume 2 , Number 5, pp. 35-42, 2010.

- regular-shaped ground objects," *Aerospace Science and Technology*, vol. 80, pp. 192–202, 2018.
- [45] N. Rioux, "ANSI/AIAA Guide for Estimating Spacecraft Systems Contingencies Applied to the NASA GLAST Mission," *IEEE Aerospace Conference* . Big Sky, Montana, 2006.
- [43] H.J. Kramer, *Observation of the Earth and Its Environment: Survey of Missions and Sensors*, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2002.
- [44] M. Li and B. Xu, "Autonomous orbit and attitude determination for Earth satellites using images of