



طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی طراحی جانمایی در ماهواره‌های مدار زمین آهنگ

مهدی فکور^{1*}، مرضیه تقی‌نژاد²، امیررضا کوشری³

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

2- دانشجوی کارشناسی‌ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

3- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران

* تهران، صندوق پستی 14399-55941، mfakoor@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 10 دی 1392

پذیرش: 07 فروردین 1393

ارائه در سایت: 26 آذر 1393

کلید واژگان:

بهینه‌سازی

طراحی جانمایی

پیکره‌بندی

مخازن سوخت

ماهواره

چکیده

در این مقاله روشی جهت طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی جانمایی اجزای ماهواره مخابراتی پیشنهاد می‌شود. در ابتدا الگوریتمی جهت طراحی پیکره‌بندی ماهواره زمین‌آهنگ ارائه می‌شود. با توجه به این‌که زیرسیستم پیش‌رانش ماهواره‌های زمین‌آهنگ بزرگ‌ترین قطعات را به لحاظ حجمی و جرمی داراست، می‌تواند تأثیر به‌سزایی در پیکره‌بندی ماهواره داشته باشد؛ بنابراین این مسئله در الگوریتم طراحی پیکره‌بندی مورد توجه قرار می‌گیرد.

پس از تعیین پیکره‌بندی، فرایند بهینه‌سازی طراحی جانمایی اجزای ماهواره انجام می‌گیرد که یکی از مسائل پیچیده طراحی مهندسی است. در این مقاله الگوریتم پیشنهاد شده جهت بهینه‌سازی طراحی جانمایی اجزای ماهواره شامل دو مرحله جانمایی اولیه و جزئی است. قیود هندسی با روش دایره محدود و قیود عملکردی با قید فاصله دور و نزدیک‌بودن اجزا بیان می‌شوند. روش بهینه‌سازی به‌کارگرفته شده، هیبرید است که ترکیبی از روش بهینه‌سازی تبرید فلزات و شبه نیوتن. الگوریتم بهینه‌سازی مورد نظر، بر یک نمونه تست برای اعتبارسنجی پیاده می‌شود. در نهایت الگوریتم پیکره‌بندی و طراحی جانمایی بهینه روی ماهواره مخابراتی پیاده می‌شود. طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی طراحی جانمایی در ماهواره عملیاتی انجام می‌گیرد. نتایج حاصل نشان می‌دهد، همان‌های اینرسی ضربدری که تابع هدف هستند، مینیمم شدند و قیود مورد نظر نیز برآورده شده‌اند.

Design of configuration and layout optimization in GEO satellite

Mehdi Fakoor^{1*}, Marziyeh Taghinezhad², Amir Reza Kosari³

Faculty of New Science and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

* P.O.B. 14155-6619 Tehran, mfakoor@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 31 December 2013
Accepted 27 March 2013
Available Online 17 December 2014

Keywords:
Optimization
Layout design
Configuration
Propulsion tanks
Satellite

ABSTRACT

This research deals with configuration design and layout optimization of communication satellite. First, an approach is proposed to design the configuration of GEO satellite. Since propulsion subsystem in GEO satellite is a massive item, it has a significant impact on satellite configuration. Consequently, it is necessary to consider the propulsion subsystem influence on satellite configuration. Then layout design process of the satellite components which is one of the complex problems in engineering is performed. In this paper, in order to optimize the layout design of satellite components, the algorithm which consists of two stages, primary and detail layout, is proposed. In order to express geometric constraints mathematically, the Finite Circle Method (FCM) is used. For mathematical expression of performance constraints, the distance constraints related to distance relationships between components have been developed. The hybrid optimization method is proposed to optimize layout design which is a combination of Simulated Annealing optimization and Quasi Newton methods. The optimization method validation is applied on simple test problem. Finally, the proposed algorithm for configuration and optimal layout design is implemented on communication satellite. The results show that products of inertial (objective function) are minimized and considered constraints of communication satellite are satisfied.

1- مقدمه

طراحی جانمایی ماهواره نیز به معنای قرار دادن اجزای موجود، در سازه است، به طوری که نه تنها کارکرد متقابل بخش‌های مختلف سبب اختلال در عملکرد سیستم ماهواره نشود؛ بلکه بتوان به کارایی بهینه دست یافت. جانمایی و چیدمان اجزای ماهواره به اندازه‌ای اهمیت می‌یابد که تأثیر مستقیم بر عملکرد سیستمی ماهواره دارد؛ بنابراین طراحی چیدمان اجزای ماهواره یک فن کلیدی جهت بهبود عملکرد کل ماهواره است.

طراحی ماهواره یک موضوع پیچیده مهندسی است که مستلزم شناسایی ارتباطات بین زیرسیستم‌های مختلف است. از جمله عوامل تأثیرگذار در طراحی ماهواره موضوع پیکره‌بندی و بحث جانمایی اجزای هر زیرسیستم در فضای داخل ماهواره است. در این مقاله طراحی هندسه ماهواره با توجه به فضای مورد نیاز جهت فرارگیری اجزاء طراحی پیکره‌بندی نامیده می‌شود.

Please cite this article using:

M. Fakoor, M. Taghinezhad, A. R. Kosari, Design of configuration and layout optimization in GEO satellite, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 339-351, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. Fakoor, M. Taghinezhad, A. R. Kosari, Design of configuration and layout optimization in GEO satellite, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 339-351, 2015 (In Persian)

الزامات کنترل وضعیت مانند مینیمم کردن ممان‌های اینرسی اصلی ماهواره، برآورده کردن الزامات تعادل استاتیکی و دینامیکی مورد توجه بوده است و تمرکز بر دقت و کارایی الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده به دلیل پیچیدگی محاسباتی و غیرمعین بودن آن با زمان است. در صورتی که جهت عملکرد بهینه ماهواره لازم است که الزامات مربوط به هر زیرسیستم و اجزا نیز به‌طور جداگانه توجه شود. این الزامات می‌تواند مربوط به سازگاری الکترومغناطیسی برای اجزای الکترونیکی، الزامات حرارتی برای اجزای حساس به دما و نیز برخی الزامات خاصی باشد که در طراحی پیکره‌بندی و چیدمان اجزا نقش به‌سزایی در تعادل ماهواره دارد مانند زیرسیستم پیشرانش.

با توجه به ارتباط بین طراحی پیکره‌بندی و جانمایی ماهواره و تأثیرات ناشی از زیرسیستم پیشران در پیکره‌بندی ماهواره زمین‌آهنگ، در این مقاله هر دو مسئله پیکره‌بندی و جانمایی مورد توجه قرار گرفته شده است. در ابتدا الگوریتمی جهت پیکره‌بندی ماهواره با توجه به زیرسیستم پیشرانش و مخازن سوختی بیان می‌شود و پس از این که پیکره‌بندی و تعداد طبقات ماهواره مشخص شد، پروسه طراحی جانمایی ماهواره، اعمال می‌شود. در این فرایند قیود مربوط به الزامات حرارتی و تداخلات الکترومغناطیسی و نیز توجه به سیم‌کشی بین اجزای الکترونیکی در قالب قید فاصله مجاز نزدیک بودن و یا دور بودن بین اجزا پیشنهاد می‌شود.

2- طراحی پیکره‌بندی ماهواره

رویکرد طراحی پیکره‌بندی به‌صورت الگوریتمی در شکل 1 بیان می‌شود. براساس فلوجارت شکل 1 در ابتدا با توجه به ماموریت، پرتابگر مورد نظر، نوع سیستم ماهواره، ابعاد و اجزای زیرسیستم‌ها، هندسه ماهواره و ابعاد آن تعیین می‌شود. مرحله بعد مربوط به جانمایی اجزای اصلی که در ماموریت ماهواره نقش اساسی دارند، است. این جانمایی با دیدگاه تجربی انجام می‌گیرد. در ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ، جانمایی مخازن سوخت که تقریباً نیمی از وزن و حجم ماهواره مخابراتی را به خود اختصاص داده، جزء اجزای اصلی و پراهمیت محسوب می‌شود که تأثیر زیادی در پیکره‌بندی ماهواره دارند [21]. با توجه به اهمیت قرارگیری مخازن سوخت در محور مرکزی ماهواره به دلیل مینیمم کردن جابه‌جایی مرکز جرم و تغییرات ممان اینرسی، اگر مقدار سوخت به گونه‌ای باشد که در محور مرکزی ماهواره فضای لازم برای قرارگیری آن موجود نباشد، با استفاده از روش امتیازدهی چندین طرح و گزینش طرحی با بیشترین امتیاز، پیکره‌بندی و چیدمان مخازن سوختی تعیین می‌شود [22-23].

مرحله بعد مربوط به تعیین کردن محل و تعداد طبقات جهت قرار دادن اجزا روی سطوح آن است که با توجه به ارتفاع بلندترین اجزا تعیین می‌شود. در نهایت آنالیز مودال برای سازه اصلی ماهواره انجام می‌گیرد و در صورتی که فرکانس پایه آن الزامات فرکانس طبیعی پرتابگر را برآورده کند، فرایند جانمایی اجزا بر سازه ماهواره اعمال می‌شود.

3- بهینه‌سازی جانمایی اجزای ماهواره

انتخاب سیستم دستگاه‌های مختصات مناسب در جانمایی موضوع مهمی است که باید به‌طور مناسب در نظر گرفته شود. در این مقاله برای جانمایی ماهواره، سه دستگاه مختصات زیر در نظر گرفته می‌شود [11]:

سیستم مختصات سراسری Oxy : جهت محاسبه مرکز ثقل کل ماهواره و تعیین موقعیت قرارگیری اجزا استفاده می‌شود که مکان آن توسط طراح تعیین می‌شود. در این مقاله مختصات سراسری، مرکز سطح مقطع عرضی قسمت انتهایی ماهواره در بخش واسط پرتابگر مطابق شکل 2 در نظر گرفته شده است.

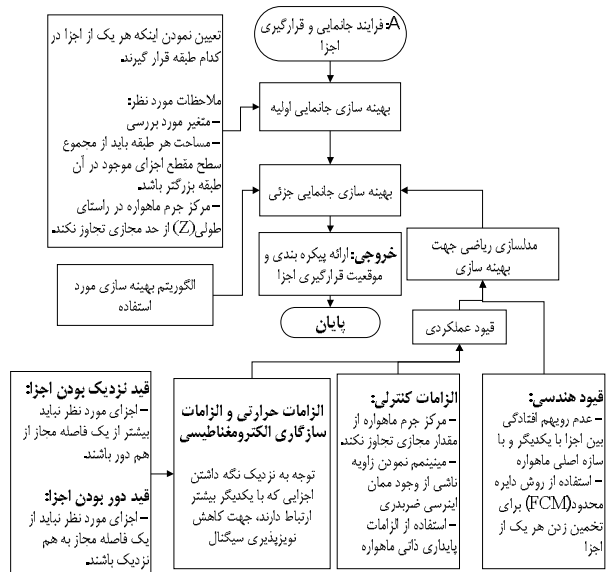
جهت طراحی جانمایی می‌توان به روش‌های تعامل انسان - رایانه HCI^1 اشاره کرد. الگوریتم فراگام برای چیدمان اجزای ماهواره ZS3 با استفاده از روش‌های تعامل انسان رایانه توسط شهرانی فراهانی پیشنهاد شده است که در این روش با اولویت‌بندی اجزا و تشکیل زیرماتریس جانمایی، از یک طرح تجربی به‌عنوان جانمایی اولیه استفاده می‌شود و بدین ترتیب با قراردادن ضرایب وزنی برای قیود از میان ماتریس جانمایی، طرح‌های گزینشی انتخاب می‌شوند که سبب بهینه شدن طراحی تجربی مورد نظر می‌شود [1-2]. استفاده از قواعد ترکیب جهت مکان‌یابی اجزای ماهواره در محل‌های قابل قرارگیری و حذف کردن طرح‌هایی که الزامات مورد نظر را برآورده نمی‌کنند، رویکرد دیگری از تعامل انسان - رایانه است [3-4]. در این روش‌ها با توجه به این که تعداد اجزای ماهواره زیاد است، طرح‌های بسیاری به‌دست می‌آید که انتخاب طرح مناسب در میان آن، مشکل و زمان‌بر است.

به‌تازگی مطالعات مربوط به طراحی جانمایی ماهواره با استفاده از روش‌های طراحی جانمایی سه‌بعدی مورد توجه بسیاری قرار گرفته شده است. موضوعی که در این قسمت مطرح می‌شود پیچیدگی محاسباتی در طراحی سه‌بعدی است که آن را جزء مسائل کاملاً نامعین با زمان² قرار داده است که به دلیل وجود نقاط بهینه محلی بسیار و فضای جستجوی ناهموار و ناپیوسته، یافتن نقطه بهینه سراسری با مشکل روبه‌رو خواهد شد. مرجع [5] به رویکردهای محاسباتی برای جانمایی سه‌بعدی می‌پردازد و مشکلات اساسی در فرایند جانمایی خودکار را بیان می‌کند. مرجع [6] مسائل کلیدی را در بهینه‌سازی طراحی جانمایی فضای ماهواره به‌صورت خودکار بیان می‌کند که این مسائل شامل مدل کردن ریاضی و الگوریتم مورد استفاده، محاسبه تداخل و رویهم‌رفتگی بین اجزا، الگوی مکان‌یابی جانمایی، تصمیم‌گیری در طراحی جانمایی و رویکردهای تجربی در مهندسی می‌شوند. فکور فرایند طراحی جانمایی ماهواره را در 10 سال اخیر بررسی می‌کند و روش‌های موجود را به سه گروه اصلی که شامل روش‌های تجربی، تعامل انسان - رایانه و طراحی جانمایی به‌صورت سه‌بعدی است، تقسیم می‌کند و سپس انواع روش‌های موجود در طراحی جانمایی سه‌بعدی را با جزئیات بیشتری بررسی می‌کند [7].

جهت کاهش پیچیدگی محاسباتی، هموار کردن و کاهش فضای جستجو، پیشنهاد می‌شود که طراحی جانمایی ماهواره هبه دو مرحله جانمایی اولیه و جزئی تقسیم شود [8-11]. در جانمایی اولیه فاکتورهای اصلی که بر عملکرد جانمایی تسلط بیشتری دارند، باقی می‌مانند و دیگر فاکتورهای فرعی به‌طور موقت صرف‌نظر می‌شوند. بر این اساس، یک طرح جانمایی اولیه می‌تواند به‌طور مستقیم بر کارآمدی مرحله دوم و کیفیت پیدا کردن حل بهینه تأثیرگذار باشد. این مرحله از جانمایی با روش‌های آماری، تجربی، رویکردهای هوش مصنوعی [9]، روش‌های الگوریتم ژنتیک [11، 8] و دیگر روش‌ها انجام می‌گیرد. این مرحله تعیین می‌کند که اجزا در کدام طبقات قرارگیرند. فاکتورهایی که به‌طور موقت در این مرحله چشم‌پوشی شده‌اند، در جانمایی جزئی مورد توجه قرار می‌گیرند و مکان قرارگیری اجزا با روش بهینه‌سازی به‌دست می‌آید. به دلیل وجود اجزای نسبتاً زیاد جهت جانمایی، زیرفضاهای ایجادشده در فضای جانمایی و نیز وجود اهداف و قیود عملکردی پیچیده، برخی مقالات فقط به بررسی مرحله طراحی جانمایی جزئی پرداخته‌اند. رویکردهای به‌کار گرفته شده در مرحله جانمایی جزئی را می‌توان به سه گروه روش‌های تکاملی در یک سطح [11، 9]، همکاری انسان - رایانه [12-15] و استفاده از روش تفکیک و تجزیه زیرسیستم [11-20، 17] تقسیم کرد، اما در این مقالات تنها هندسه و جرم اجزا جهت برآورده کردن

1- Human computer interaction

2- Non-deterministic polynomial time-NP



شکل 4 الگوریتم خودکار بهینه‌سازی جانمایی اجزای ماهواره

تمامی اجزا به صورت استوانه‌ای یا مکعبی ساده‌سازی شده و به عنوان جسم صلب با توزیع یکنواخت فرض می‌شوند. این اجزا به صورت قائم بر سطوح قرار می‌گیرند. در مسئله جانمایی، امین جزء به صورت $Obj_i(p_i, \psi_i, d_i)$ بیان می‌شود که $P_i(x_i, y_i, z_i) \in R^3$ موقعیت نقطه مرجع مرکز ثقل در سیستم مختصات $Oxyz$ را نشان می‌دهد، $d_i \in R^3$ ابعاد اجزا را مشخص می‌کند. برای اجزای به شکل مکعبی ابعاد به صورت $d_i = (a_i, b_i, h_i)^T$ بیان می‌شوند که a_i, b_i به ترتیب طول‌های بلندتر و کوتاه‌تر سطح مقطع مکعب و h_i ارتفاع این اجزاست. برای اجزای استوانه‌ای شکل ابعاد به صورت $d_i = (r_i, h_i)^T$ تعیین می‌شود که r_i شعاع سطح مقطع استوانه و h_i ارتفاع آن است. چرخش امین جزء حول محور Z در صفحه xy را نشان می‌دهد؛ بنابراین طرح کلی جانمایی ماهواره در این مقاله به صورت رابطه (1) بیان می‌شود:

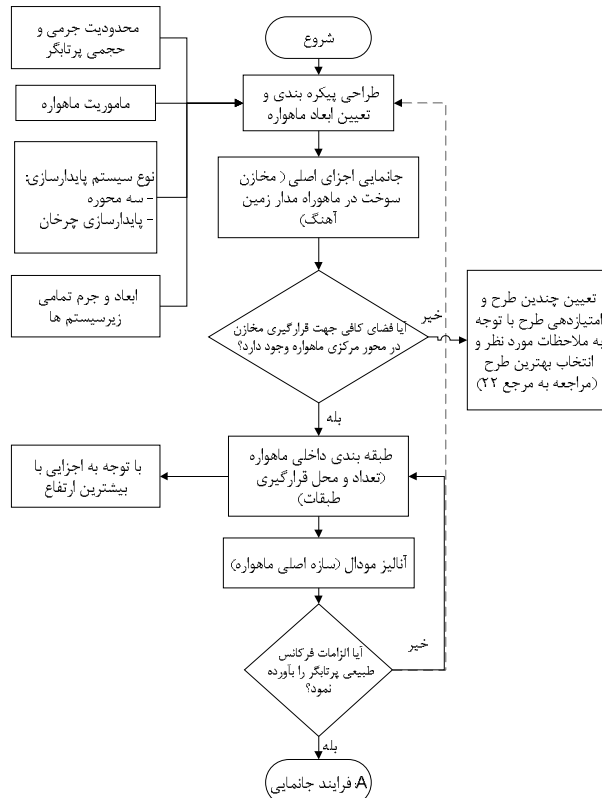
$$X = U_i^n = \{x_i, y_i, z_i, \alpha_i\} \quad (1)$$

توجه به این نکته، ضروری است که برای اجزای به شکل استوانه‌ای به دلیل تقارن در صفحه xoy ، α_i برابر با صفر است. برای اجزای مکعبی نیز α_i حول محور Z در بازه $\alpha_i \in (0, \pi)$ می‌چرخد. برای بخش‌های ثابت شده در بدنه و اجزای داخلی مانند مخازن سوختی در نظر گرفته می‌شود.

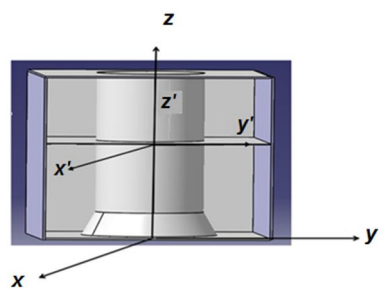
شکل 4 فرایند الگوریتم خودکار در بهینه‌سازی جانمایی اجزای ماهواره را نشان می‌دهد. همان‌طور که در الگوریتم شکل 4 دیده می‌شود، در ابتدا جانمایی اولیه انجام می‌گیرد. جانمایی اولیه بدین معناست که مشخص می‌شود، هر یک از اجزا در کدام طبقه قرار گیرند و سپس در جانمایی جزئی محل دقیق اجزا تعیین می‌شود. در ادامه هر یک شرح داده می‌شود.

3-1- بهینه‌سازی جانمایی اولیه

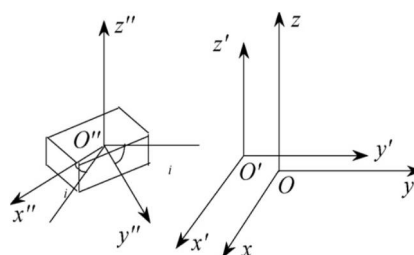
هدف مورد نظر در این مرحله، تقریب و ساده‌سازی طراحی جانمایی است. در این مرحله فاکتورهای اصلی و مؤثر در عملکرد کلی ماهواره مورد توجه قرار می‌گیرند. در این مرحله تعیین می‌شود که هر یک از اجزا در کدام طبقات قرار گیرند [8-11]. در این بخش از جانمایی، الزامات خاص مانند موقعیت اجزا در صفحه و جهت هر یک از اجزا به طور موقت صرف نظر می‌شوند و تنها متغیر در نظر گرفته شده، متغیر Z است. به دلیل این که در این مرحله مکان تقریبی هر یک از اجزا مشخص می‌شود؛ سبب کارآمدی یافتن حل بهینه در مرحله پسین می‌شود.



شکل 1 الگوریتمی جهت طراحی پیکره‌بندی ماهواره



شکل 2 محل دستگاه مختصات سراسری



شکل 3 سیستم‌های دستگاه مختصات [12]

سیستم مختصات مرکز ثقل $o'x'y'z'$ ماهواره: برای محاسبه ماتریس اینرسی و زاویه اینرسی کل ماهواره استفاده می‌شود. مبدا o' در مرکز ثقل کل ماهواره تمرکز می‌یابد.

سیستم مختصات محلی هر یک از اجزا $o''x''y''z''$: در مرکز ثقل هر یک از اجزا قرار دارد که برای محاسبه ماتریس اینرسی و پارامترها هندسی اجزای جانمایی استفاده می‌شود. شکل 3 سیستم مختصات محلی را نشان می‌دهد. فرض مسئله این است که مجموعه $OBJ = \{obj_1, obj_2, \dots, obj_n\}$ مجموعه‌ای از اجزاء زیرسیستمی ماهواره برای تعیین مکان است که n امین تعداد کل اجزای مورد نظر است.

$$S_j = \sum_{i=1}^n \beta_i s_i \beta_i = \begin{cases} 1 & l_i = j \text{ اگر} \\ 0 & \text{در غیر این صورت} \end{cases} \quad (6)$$

$$s_i = \begin{cases} \text{مکعبی } a_i b_i \\ \text{استوانه‌ای } \pi r_i^2 \end{cases} \quad (7)$$

با توجه به این‌که متغیر مورد نظر در این مرحله به صورت متغیر گسسته است؛ بنابراین باید از روش‌های بهینه‌سازی تکاملی استفاده شود که در این مقاله بهینه‌سازی در این مرحله با استفاده از روش بهینه‌سازی جمعیت ذرات¹ انجام گرفته شده است که امکان جستجوی سراسری و بدون مشتق‌پذیری را فراهم می‌کند.

3-2- بهینه‌سازی جزئی

با اعمال بهینه‌سازی جانمایی اولیه یکی از انواع متغیرهای مکان که طبقه اجزاست، مشخص می‌شود و در نتیجه در مرحله جانمایی جزئی این پارامتر ثابت فرض می‌شود. در این مرحله موقعیت و جهت هر یک از اجزا بر سطوح قرارگیری جانمایی باید تعیین شود. در نتیجه طرح متغیرهای جانمایی جزئی به صورت رابطه (8) بیان می‌شود:

$$X = U^n = \{x_i, y_i, \alpha_i\} \quad (8)$$

همان‌طور که فلوجارت شکل 4 نشان داده شده است، مرحله جانمایی به صورت جزئی شامل دو بخش، الگوریتم بهینه‌سازی و مدل‌سازی ریاضی است.

3-3- مدل‌سازی ریاضی

بر اساس شکل 4 مدل‌سازی ریاضی به دو بخش اصلی تقسیم می‌شود: قیود عملکردی و قیود هندسی. قیود هندسی عموماً برای انواع مسائل جانمایی خودکار مورد استفاده قرار می‌گیرد. قیود عملکردی مربوط به محدودیت‌ها و الزامات مورد نظر در طراحی جانمایی اجزای ماهواره است که به دو بخش قیود کنترلی ماهواره و قیود مربوط به جانمایی اجزای خاص تقسیم می‌شود. در ادامه بیان ریاضی هر یک شرح داده می‌شود.

3-3-1- قیود هندسی

یکی از مشکلات کلیدی در طول فرایند بهینه‌سازی جانمایی، محاسبه عدم تداخل بین اجزای جانمایی است [6]. این موضوع شامل دو بخش آشکارسازی تداخل و اندازه‌گیری میزان تداخل است. آشکارسازی تداخل شناسایی می‌کند که آیا دو جزء با هم برخورد دارند یا خیر؟ و در صورت وجود تداخل، میزان تداخل محاسبه می‌شود. رویکردهای مختلفی جهت محاسبه شناسایی روی هم‌افتادگی بین اجزا و اندازه‌گیری میزان تداخل وجود دارد [24-27]. با روش‌های موجود نمی‌توان تابع روی هم‌افتادگی را به صورت تابعی پیوسته و مشتق‌پذیر بیان کرد و در نتیجه تحلیل حساسیت امکان‌پذیر نبوده و فضای طراحی پیچیده، ناهموار و ناپیوسته‌ای ایجاد می‌شود که باید جهت بهینه‌سازی از روش‌های غیرگرادیانی مانند الگوریتم ژنتیک، تبرید فلزات و ... استفاده شود. در روش ارائه شده در مراجع [28-29] اجزا با الگوگیری از روش المان محدود²، به وسیله دایره تقریب زده می‌شوند که به این روش دایره محدود³ گفته می‌شود. در این روش هندسه هر جزء با خانواده‌ای از دایره‌های محدود بر اساس شکل 6 تقریب زده می‌شود، به طوری که از روی هم‌افتادگی بین دو جزء با مقید کردن فاصله بین دو دایره مرتبط،

از جمله قواعد و قیودی که در این مرحله جهت توزیع اجزا در روی سطوح قرارگیری در نظر گرفته می‌شود به صورت زیر تعیین می‌شود [9]:

- قاعده پذیرش: مساحت هر طبقه جهت قرارگیری اجزا باید با مجموع سطح مقطع اجزای جانمایی مورد نظر در آن طبقه مساوی و یا بزرگ‌تر باشد.
- قاعده مرکز ثقل: مرکز جرم واقعی سیستم ماهواره تا حد امکان باید نزدیک به مرکز جرم مورد نظر باشد.

با استفاده از قواعد یادشده، مدل ریاضی مربوط به مرحله جانمایی اولیه در ادامه ارائه می‌شود. فرض شده است که n جزء باید روی L طبقه توزیع یابد. در نتیجه طرح جانمایی اولیه به صورت $L = (L_1, L_2, \dots, L_n)$ بیان می‌شود که باید بین N طبقه به صورت $L_i \in \{1, 2, \dots, N\}$ قرار گیرد و بر این اساس تعیین می‌شود که آمین جزء در کدام طبقه باشد. رابطه (2) مبین قاعده مرکز ثقل، تابع هدف است. رابطه (3-2) به شرح زیر است.

$$F(X) = |z_m - z_e| \quad (2)$$

$$g_1(L) = \{S_1, S_2, \dots, S_N\} \leq \gamma S_i \quad (3)$$

g_1 قیود مربوط به قاعده پذیرش است. z_m مرکز ثقل سیستم ماهواره و z_e مرکز ثقل مورد انتظار است. رابطه (2) سبب می‌شود که تا حد ممکن مرکز ثقل واقعی ماهواره با مرکز ثقل مورد انتظار در راستای محور Z منطبق شود. z_m با استفاده از رابطه (4) محاسبه می‌شود.

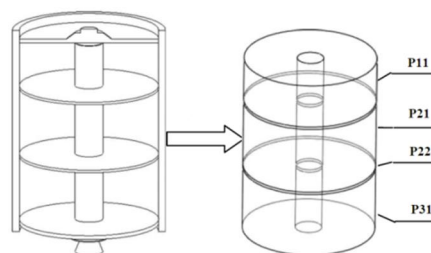
$$z_m = \frac{\sum_{i=0}^n m_i z_i}{\sum_{i=0}^n m_i} \quad (4)$$

m_i و z_i به ترتیب جرم و موقعیت آمین جزء را در راستای محور Z دستگاه مختصات سراسری بیان می‌کند. با فرض وجود N سطح قرارگیری می‌توان متغیر z_i را به صورت رابطه (5) بیان کرد.

$$Z_i = \begin{cases} H_1 + D_t + \frac{h_i}{2} l_i = 1 & \text{اگر} \\ H_N + D_t + \frac{h_i}{2} l_i = N & \text{اگر} \end{cases} \quad (5)$$

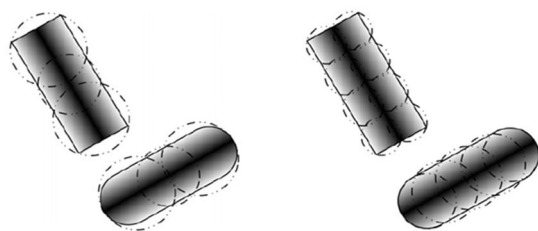
در رابطه (5) H_1, \dots, H_N معرف ارتفاع N سطح قرارگیری اجزاست و D_t ضخامت هر یک از سطوح قرارگیری را نشان می‌دهد. همان‌طور که یادشد، h_i ارتفاع اجزا را بیان می‌کند. توجه شود که در مرحله جانمایی سراسری متغیرهای مکانی x و y و زاویه چرخش در صفحه نادیده گرفته شده‌اند و تنها متغیر z مورد نظر است.

در رابطه (5) S_j مجموع سطح مقطع اجزا را در آمین سطح قرارگیری نشان می‌دهد، برای نمونه شکل 5 دارای چهار سطح قرارگیری اجزا است. S_i ماکزیمم ناحیه مجاز هر سطح را نشان می‌دهد و γ ضریب اطمینان پذیرش است. به صورت تجربی پیشنهاد می‌شود $\gamma \in [\gamma_0, \gamma_0 + 0.2]$ باشد که γ_0 به صورت $\gamma_0 = \sum_{i=0}^n S_i / [2S_1]$ بیان می‌شود [8]. معادله (3) بیان می‌کند که مجموع مساحت اجزای توزیع یافته روی آمین طبقه از کل مساحت آن طبقه تجاوز نکند. S_j با استفاده از رابطه (6) به دست می‌آید. در غیر این صورت رابطه (7):

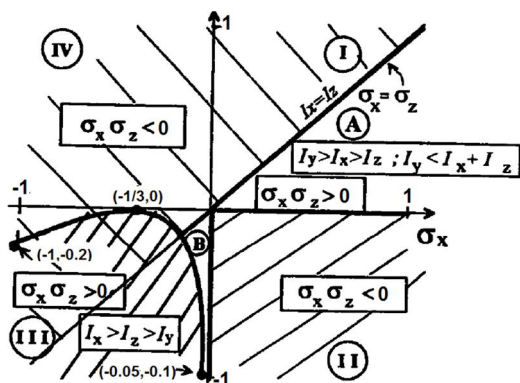


شکل 5 سطوح قرارگیری اجزا [11]

1- Particle Swarm Optimization-PSO
2- Finite element method- FEM
3- Finite circle method- FCM



شکل 6 تقریب FCM برای اجزا [29]



شکل 7 نواحی پایداری برای ماهواره با کنترل گرانشی [31]

تابع هدف مینیمم کردن ممان‌های اینرسی ضربدری است که این الزام از لحاظ کنترلی اهمیت ویژه‌ای دارد، به طوری طراحی سیستم‌های کنترل ماهواره با فرض عدم وجود ممان اینرسی ضربدری انجام می‌گیرد. روابط (10-17) قیود مسئله بهینه‌سازی را بیان می‌کند که به صورت قیدهای نامساوی بیان می‌شوند.

رابطه (10) ΔV_{ij} قیود عدم برخورد و روی هم افتادگی بین obj_j و obj_i را بیان می‌کند. همان‌طور که یاد شد، جهت بیان ریاضی عدم تداخل اجزا روش دایره محدود مورد استفاده قرار گرفته شده است. رابطه (11,12) قید تعادل استاتیکی ماهواره را نشان می‌دهد که $O_m(x_m, y_m, z_m)$ مرکز ثقل واقعی کل سیستم ماهواره است. $O_e(x_e, y_e, z_e)$ موقعیت مورد انتظار نسبت به O_m است که منطبق بر مرکز هندسی ماهواره است. $(\delta x_e, \delta y_e, \delta z_e)$ خطای قابل قبول از لحاظ مهندسی است.

رابطه (13) قید مربوط به نزدیک بودن اجزای مورد نظر را بیان می‌کند که ΔL_{ij} فاصله بین obj_j و obj_i را نشان می‌دهد و نزدیک ΔL حداکثر فاصله مجاز بین دو اجزا را جهت نزدیک بودن به هم تعیین می‌کند. رابطه (14) قید مربوط به دور بودن برخی از اجزای خاص در جهت برآورده کردن الزامات عملکردی را بیان می‌کند که $\Delta L_{دور}$ حداقل فاصله بین اجزا جهت دور در نظر گرفتن بین آن‌ها است. ΔL_{ij} با استفاده از رابطه (18) بیان می‌شود.

$$\Delta L_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} \quad (18)$$

روابط (15-17) قیود مربوط به پایداری ذاتی ماهواره‌های غیرچرخان را بیان می‌کند. رابطه (15) قید پایداری ماهواره حول محور پیچ را نشان می‌دهد و قیود رابطه (16,17) مربوط به پایداری ماهواره حول محور رول و یاو است. دو ناحیه پایداری A و B وجود دارند. رابطه (16) پایداری در ناحیه A و رابطه (17) شرایط پایداری در ناحیه B را نشان می‌دهد. شکل 7 این دو ناحیه پایداری را نشان می‌دهد. σ_x و σ_z طبق روابط (19,20) به دست می‌آیند [31]. روابط معادلات ممان اینرسی و مرکز ثقل در پیوست آورده شده است.

$$\sigma_x = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \quad (19)$$

$$\sigma_z = \frac{(I_y - I_x)}{I_z} \quad (20)$$

جلوگیری می‌شود. از جمله مزایای این روش را می‌توان به بهبود در نظر گرفتن فضای جستجو به صورت هموارتر اشاره کرد که سبب می‌شود حوزه طراحی مقعر شود و نیز امکان استفاده از روش‌های گرادیانی را با توجه به هموار بودن محیط طراحی فراهم می‌کند.

3-3-2- قیود عملکردی

این قیود به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند: دسته اول قیود مربوط به کنترل ماهواره است که از طرف زیرسیستم کنترل وضعیت تعیین می‌شود، این قیود مربوط به روابط ممان اینرسی و مرکز جرم کل ماهواره می‌شود که در بخش 3-4 روابط آن‌ها بیان خواهد شد. دسته دوم قیودی هستند که جهت عملکرد مناسب هر یک از اجزای زیرسیستم‌های ماهواره باید رعایت شود؛ به عبارتی دیگر به آن‌ها قیود مربوط به اجزای خاص گفته می‌شود. برای نمونه باتری به دلیل حساسیت به تغییرات دمایی لازم است که جهت عملکرد مناسب در محل‌های خاص نگهداری شود و یا برخی از اجزا مانند فرستنده‌ها و گیرنده‌های رادیویی به دلیل اثرات سازگاری الکترومغناطیسی بر یکدیگر باید نسبت به یکدیگر در مکان مناسب قرار گیرند؛ تا امکان اختلال در سیگنال‌های اطلاعاتی آن‌ها به کمینه برسد؛ بنابراین برخی از اجزا جهت بهبود در عملکردشان، لازم است که الزاماتی برای آن‌ها در نظر گرفته شود. در این مقاله الزامات اجزای خاص به صورت قید فاصله نزدیک و دور بودن اجزا فرموله شده است. ارتباط نزدیک بودن اجزا بیان می‌کند که دو اجزا نباید بیشتر از یک فاصله مجاز از هم دور باشند. کاربرد ارتباط نزدیکی بین اجزا وقتی مفید است که اجزا در چیدمان نیاز باشند که با هم ارتباط داشته باشند و امکان نویزپذیری به دلیل سیم‌کشی بلند وجود داشته باشد. ارتباط دور بودن اجزا بیان می‌کند که دو اجزا از یک فاصله مجاز نباید به یکدیگر نزدیک باشند. کاربرد ارتباط دوری اجزا وقتی اعمال می‌شود که عملکرد اجزا بر هم تأثیر گذار است مانند انتقال گرما یا تداخل الکترومغناطیسی [30]. در بخش پسین این روابط بیان می‌شوند.

3-4- بیان ریاضی قیود و اهداف بهینه‌سازی جهت جانمایی جزئی

تابع هدف و قیود طبق متغیرهای طراحی X به صورت روابط (9-17) بیان می‌شود.

$$F(X) = |I_{xy}| + |I_{yz}| + |I_{zx}| \quad (9)$$

$$g_1(X) = \sum_{i=0}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \Delta V_{ij} \leq 0 \quad (10)$$

$$g_2(X) = |x_m - x_e| - \delta x_e \leq 0 \quad (11)$$

$$g_3(X) = |y_m - y_e| - \delta y_e \leq 0 \quad (12)$$

$$g_5(X) = \Delta L_{ij} - \Delta L_{نزدیک} \leq 0 \quad (13)$$

$$g_6(X) = \Delta L_{دور} - \Delta L_{ij} \leq 0 \quad (14)$$

$$g_7(X) = I_{zz} - I_{xx} \leq 0 \quad (15)$$

$$\begin{cases} g_8(X) = I_{zz} - I_{yy} \leq 0 \\ g_9(X) = I_{xx} - I_{yy} \leq 0 \\ g_{10}(X) = I_{yy} - (I_{xx} + I_{zz}) \leq 0 \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} g_8(X) = I_{yy} - I_{zz} \leq 0 \\ g_9(X) = I_{yy} - I_{xx} \leq 0 \\ g_{10}(X) = I_{xx} - (I_{zz} + I_{yy}) \leq 0 \\ g_{11}(X) = -(\sigma_x^2(9 + \sigma_z^2 + 6\sigma_z) + \sigma_x(6 - 14\sigma_z + 1)) < 0 \end{cases} \quad (17)$$

3-5- الگوریتم بهینه‌سازی به کار گرفته شده

مسائل بهینه‌سازی سه‌بُعدی از مسائل بهینه‌سازی چندوجهی¹ و غیرخطی است که تقریباً با استفاده از فنون بهینه‌سازی سنتی و بر پایه‌گرادیانی به دلیل پیچیدگی مهندسی و محاسبات نامعین با زمان (NP^2) سخت آن غیرممکن است [14]. به همین دلیل استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی مناسب با توجه به قیود مسئله اهمیت زیادی دارد. از یک سو نیاز به استفاده از الگوریتم‌هایی است که امکان جستجوی سراسری را فراهم کند و از طرف دیگر دقت مناسبی از نقطه بهینه به دست آید. الگوریتم‌های تکاملی امکان جستجوی سراسری و یافتن نقطه بهینه مطلق را فراهم می‌کنند، اما محدوده تقریبی نقطه بهینه را مشخص می‌کنند. الگوریتم‌های گرادیانی مانند شبه نیوتن امکان یافتن نقطه دقیق بهینه را فراهم می‌کنند، اما در آن جستجو به صورت محلی انجام می‌گیرد. با استفاده از ترکیبی از این دو می‌توان نقطه بهینه سراسری را به صورت دقیق یافت. به همین دلیل از الگوریتم بهینه‌سازی تبرید فلزات جهت یافتن نقطه بهینه سراسری و از الگوریتم گرادیانی شبه نیوتن جهت بهبود نتایج بهینه استفاده می‌شود. بدین ترتیب روش تبرید فلزات جواب اولیه را به عنوان نقطه آغاز روش شبه نیوتن فراهم می‌کند.

با توجه به روابط موجود در مقاله جهت بهینه‌سازی نیاز به استفاده از روش اداره قیود نیز است. یکی از روش‌های رایج برای مسائل مقید تبدیل آن‌ها به مسائل نامقید است. در این مقاله از روش پنالتی خارجی جهت اداره قیود استفاده شده است. در روش پنالتی خارجی، با اضافه کردن جریمه به جواب‌های ناممکن، امکان یافتن جواب قابل قبولی که تمامی قیود را برآورده کند، وجود دارد. در این روش براساس رابطه (21)، تابع هدف در نظر گرفته شده برای بهینه‌سازی، به تابع هدف تبدیل یافته غیرواقعی و نامقید تغییر می‌یابد. شکل 8 شماتیک چارچوب استفاده شده روش بهینه‌سازی در این مقاله را نشان می‌دهد [32].

$$\varphi(x) = f(x) + r_i \left(\sum_{j=1}^J [G_j(x)]^2 + \sum_{k=1}^K [H_k(x)]^2 \right) \quad (21)$$

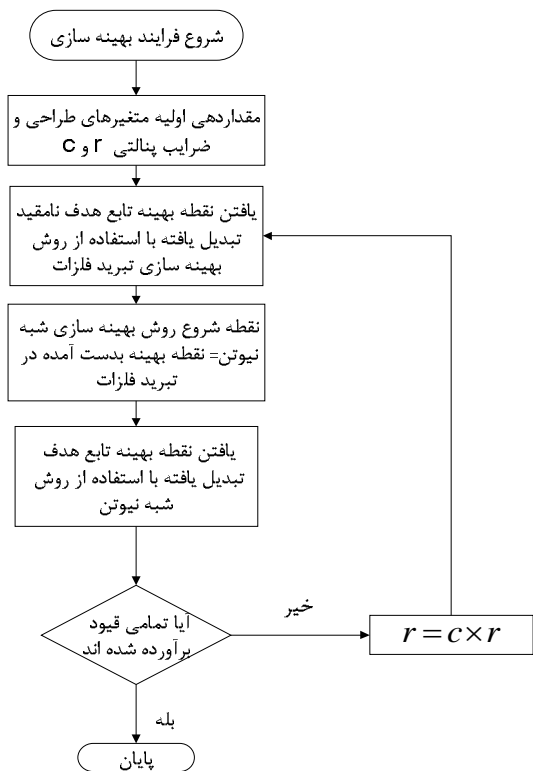
معادله (21) نشان می‌دهد که در صورت تجاوز و برآورده نشدن قیود، تابع هدف با اضافه شدن مربع قید با ضریب r_i جریمه می‌شود. به r_i پارامتر جریمه گفته می‌شود که به‌ازای افزایش i در صورتی که قیود برآورده نشوند، با ضریب c بزرگ‌تر می‌شود.

3-5-1- اعتبارسنجی الگوریتم به کار گرفته شده

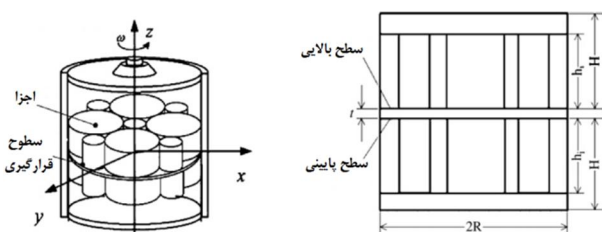
جهت صحت سنجی از نتایج حاصل از الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده باید کارآمدی و دقت آن مورد بررسی قرار گیرد، به همین دلیل این روش بهینه‌سازی روی یک تست نمونه ساده اعمال می‌شود. تست نمونه از مرجع [18] انتخاب شده است که یک ماهواره ساده شده استوانه‌ای با تعداد جزء استوانه‌ای و یک طبقه و دو سطح قرارگیری در قسمت بالایی و پایینی طبقه است که در هر سطح n جزء قرار می‌گیرند. جهت سادگی فرض شده است که مختصات سراسری بر مختصات $x'y'z'$ منطبق باشد.

ماهواره تست نمونه در شکل 9 نمایش داده شده است. شعاع بدنه ماهواره $R_0=520\text{mm}$ و ارتفاع آن $H=R_0$ است. شعاع محفظه قرارگیری اجزا $R=500\text{mm}$ است که باید اجزا در داخل آن قرار گیرند. h_i ارتفاع هر یک از اجزا را نشان می‌دهد که ارتفاع مرکز ثقل اجزا $h_c=h_i/2$ و جرم آن‌ها به صورت $m_i=r_i^2/1000$ فرض می‌شود. جدول 1 مشخصات پارامتری هر یک از اجزا را نشان می‌دهد.

1- Multimodal
2- Non-deterministic polynomial time



شکل 8 چارچوب الگوریتم مورد استفاده



شکل 9 ماهواره ساده شده به عنوان نمونه تست [18]

جدول 1 مشخصات اجزای مربوط به ماهواره تست نمونه [18]

i	شعاع $r_i(\text{mm})$	ارتفاع $h_i(\text{mm})$	جرم $m_i(\text{kg})$	سطح قرارگیری β
1-4	$(\sqrt{2}-1)R$	$R/2$	$r_i^2/1000$	1
5-9	$(3-2\sqrt{2})R$	$R/2$	$r_i^2/1000$	1
10-13	$(\sqrt{2}-1)R$	$R/2$	$r_i^2/1000$	-1
14-18	$(3-2\sqrt{2})R$	$R/2$	$r_i^2/1000$	-1

این تست نمونه با تعدادی اجزا جهت جانمایی به عنوان یک سیستم ماهواره جهت پیدا کردن طرح جانمایی $X=(X_i, Y_i)$ در نظر گرفته شده است. تابع هدف مینیمم کردن مجموع ممان‌های اینرسی حول محورهای اصلی ماهواره است. قیود مربوطه، جهت برآورده کردن آن به صورت زیر بیان شده است:

• تداخلی بین هر یک از اجزا با یکدیگر و نیز بین اجزا با بدنه ماهواره ایجاد نشود؛ یعنی $\Delta V = 0$

• خطای مرکز جرم سیستم ماهواره نسبت به مقدار مورد انتظار از حد مجاز تجاوز نکند. مقدار مجاز برابر $\delta x = \delta y = \pm 3\text{mm}$

• خطای زاویه اینرسی سیستم ماهواره نباید از حد مجاز تجاوز کند. (مراجعه به مرجع [18] مقدار مجاز $\delta \theta_y = \delta \theta_z = 0.03\text{rad}$ فرض می‌شود).

بدین ترتیب در این نمونه تست 36 متغیر موقعیت قرارگیری، 90 قید عدم تداخل اجزا و نیز چهار قید مربوط به مرکز ثقل و زاویه اینرسی ماهواره

وجود دارد؛ بنابراین در این نمونه تست 94 قید موجود است. الگوریتم بهینه‌سازی هیبرید جهت به‌دست آوردن موقعیت بهینه هر یک از اجزا اعمال می‌شود. مقدار تابع هدف $f=115.40\text{kg.m}^2$ در [18] به‌دست آمده است. نتیجه حاصل با استفاده از روش هیبرید ترکیبی تبرید فلزات و شبه‌نیوتن $f=118.35\text{kg.m}^2$ است. موقعیت قرارگیری اجزا در جدول 2 بیان شده است که با موقعیت قرارگیری اجزا در مرجع [18] مقایسه شده است و نتایج حاصل از ارضای قیود نیز در جدول 3 نشان داده شده است.

نتایج موجود در جدول 3 و نیز مقایسه مقادیر تابع هدف نشان می‌دهد که الگوریتم به‌کار گرفته‌شده دارای کارآمدی به نسبت خوبی بوده است.

4- ماهواره نمونه مخابراتی

ماموریت این ماهواره رله مخابراتی امواج الکترومغناطیسی باند Ku است. اطلاعات مربوط به اجزای هر یک از زیرسیستم‌ها در جدول 4 بیان شده است.

4-1- طراحی پیکره‌بندی ماهواره مخابراتی نمونه عملیاتی

تعیین هندسه و ابعاد ماهواره با توجه به پرتابگر و نوع سیستم پایداری و محموله انجام می‌گیرد که در ادامه شرح داده می‌شود.

پرتابگر مورد نظر برای این ماهواره، امکان قراردادن آن را در مدار انتقالی فراهم می‌کند که ویژگی‌های پرتابگر و فضای فیرینگ آن به‌ترتیب در شکل 10 و جدول 5 آورده شده است.

جدول 2 مقایسه بین موقعیت قرارگیری اجزا با روش هیبرید و روش موجود در تئوری

i	مقادیر به‌دست‌آمده (x_i, y_i)	مقدار تئوری (x_i, y_i)
1	(-26/5, -290/30)	(-27/90, -295/81)
2	(291/56, -26/51)	(293/26, -29/34)
3	(-293/32, 26/56)	(-294/26, 25/33)
4	(27/12, 290/33)	(25/84, 288/55)
5	(0/75, 0/65)	(1/12, -4/08)
6	(-320/21, -268/26)	(-319/91, -272/26)
7	(325/45, 264/65)	(331/17, 265/08)
8	(265/84, -322/50)	(267/49, -321/85)
9	(-265/44, 320/32)	(-267/31, 318/90)
10	(32/95, 300/01)	(33/07, 299/07)
11	(290/55, -85/26)	(288/363, -27/52)
12	(-29/55, -296/46)	(-30/47, -298/15)
13	(-294/65, 35/62)	(-293/50, 40/39)
14	(-320/23, -268/02)	(-322/47, -269/93)
15	(-263/25, 334/65)	(-259/37, 331/61)
16	(2/30, -3/65)	(-3/73, -4/69)
17	(323/85, 265/21)	(326/60, 262/90)
18	(262/05, -317/03)	(263/74, -320/11)

جدول 3 بررسی مقادیر برآورده شدن قیود مربوط به ماهواره تست نمونه

خطای انحراف مرکز جرم	زاویه اینرسی	مقادیر ممان اینرسی	قید
(mm)	θ (rad)	(kgm ²)	
z-axis	z-axis	z-axis	تداخلی ΔV
y-axis	y-axis	y-axis	0
x-axis	x-axis	x-axis	45/65
	0/001	37/78	34/92
	0/002	0/002	0/001
	-0/02		
	-0/025		

در نتیجه در این فضا مقطع مربعی با بیشینه ابعاد 2143×2143 قرار می‌گیرد. فضای فیرینگ از نظر ارتفاعی دارای محدودیت نیست، زیرا تا ارتفاع 4100 میلی‌متر فضای فیرینگ به‌صورت استوانه‌ای و از 4100 تا 6297 میلی‌متر فضای دسترسی به‌صورت نیم‌مخروط است.

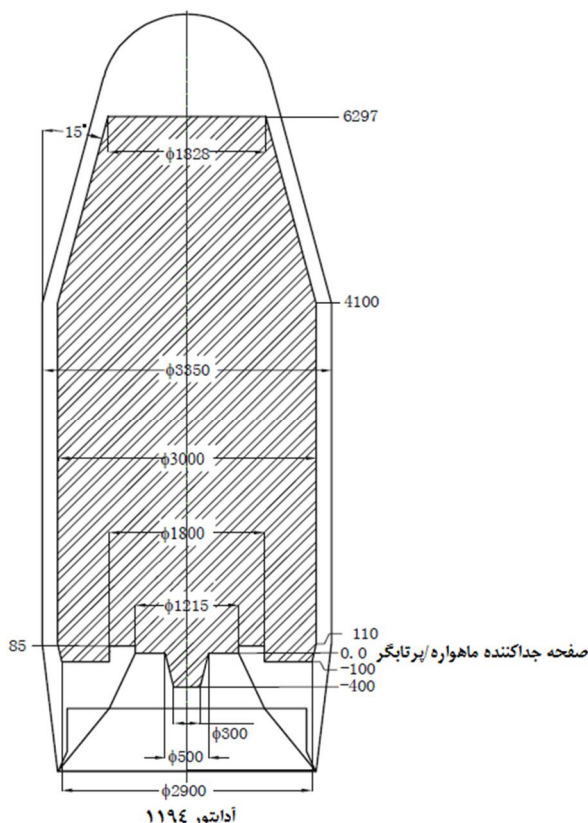
• با توجه به این‌که نوع سیستم پایداری ماهواره مخابراتی نمونه عملیاتی، سه محوره طراحی شده است، معمولاً پیکره‌بندی ماهواره‌هایی با کنترل سه محوره به‌صورت غیراستوانه‌ای و دارای صفحات خوشبندی باز شونده است [33,21].

• توجه به ساخت و مونتاژ نکته مهم دیگر، جهت تعیین پیکره‌بندی ماهواره‌ها است که ماهواره‌های استوانه‌ای یا مکعبی امکان ساخت راحت‌تری نسبت به ماهواره‌های شش یا هشت وجهی را فراهم می‌کنند.

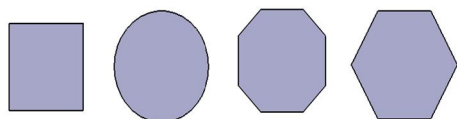
• با توجه به این‌که بیشتر اجزای داخلی ماهواره به صورت جعبه‌های مکعبی شکل هستند، امکان استفاده از فضای داخلی بیشتری جهت جانمایی اجزا در هندسه مکعبی وجود دارد.

• امکان نصب قطعات در این نوع هندسه نیز آسان‌تر انجام می‌گیرد.

• براساس نتایج به‌دست‌آمده بیشتر ماهواره‌های مخابراتی که از سال 1990 به بعد با موفقیت، ماموریت انجام داده‌اند، دارای شکل مکعبی بوده‌اند.



شکل 10 فضای فیرینگ پرتابگر



شکل 11 مقاطع رایج برای سازه ماهواره

جدول 4 اطلاعات اجزای ماهواره

جرم (kg)	ابعاد (mm ³)	تعداد	اجزای زیرسیستم‌ها	کد	زیرسیستم‌ها
16	602×151×1005	1	گیرنده	PLR	
32	579/5×104×1335	1	فرستنده	PLT	
	شعاع 634	1	آنتن فرستنده بزرگ (بشقابی)	PLA1	محموله
	شعاع 502	1	آنتن گیرنده کوچک (بشقابی)	PLA2	
	—	2	تغذیه‌کننده آنتن	PLF1-2	
1/45	281×179×185	1	فرستنده رادیویی	TCRT1-2	
1/45	281×179×275	1	گیرنده رادیویی	TCRR3-5	
0/50	160×49×33	1	ایزولاتور	TCI1-4	مخابرات
	—	1	آنتن همه جهته	TCA	
30	231×179×469	2	باتری	PWB1-2	
30/5	469×244×469	1	واحد کنترل توان	PWC	
39/5	11 مترمربع		آرایه های خورشیدی	PWA	توان
39/5	—		سیم‌کشی‌ها		
17/5	180×169×260	1	واحد پردازشگر مرکزی	OBDH	پردازشگر
9/5	—		سیم		
3/5	170×170×205	2	حسگرهای زمین	ACSE1-2	
0/01	50×50×35	12	حسگرهای خورشیدی غیردقیق	ACSS1-12	
0/35	131×121×46	4	حسگرهای خورشیدی دقیق	ACSS1-4	
3/5	159×171×289	2	حسگرهای ستاره	ACST1-2	
8/75	شعاع: 173 ارتفاع: 125	3	چرخ‌های عکس‌العملی	ACMW1-3	کنترل موقعیت و وضعیت
7/5	شعاع: 174 ارتفاع: 350	1	چرخ‌های عکس‌العملی 45 درجه	ACMW4	
5	230×179×149	2	ژيروسکوپ	ACGR1-2	
0/5	—	16	تراستر	ACTR1-16	
970+جرم مخزن	حجم: 749 لیتر		اکسیدکننده	PRO	
525+جرم مخزن	حجم: 749 لیتر		سوخت	PRF	
8+13	شعاع: 197 ارتفاع: 752	2	مخازن فشارنده	PRP1-2	پیش‌رانش
	شعاع: 355 ارتفاع: 705	1	موتور اوج	PRL	

جدول 5 ویژگی‌های پرتابگر

مأموریت	ارتفاع (m)	نیروی پرتاب (kN)	قطر فیرینگ (m)	ظرفیت پرتابگر (kg)
مدار انتقالی GTO	52/5	2962	3/35	2600

یکدیگر سبب افزایش ارتفاع ماهواره می‌شود؛ بنابراین سطح مقطع ماهواره به نسبت کاهش می‌یابد. بدین ترتیب ابعاد در نظر گرفته شده برای ماهواره، 1700×1400×2800 میلی‌متر فرض می‌شود که در شکل 12-ب مدل پیکره‌بندی آن دیده می‌شود.

با توجه به ارتفاع بلند ماهواره و ارتفاع اجزای زیرسیستم‌ها، می‌توان سه طبقه جهت قرارگیری اجزا تعیین کرد. بیشترین ارتفاع اجزا طبق جدول 4 اجزای PLR و PLT و PRP1-2 هستند که با تعیین طبقات آن‌ها، ارتفاع هر یک از طبقه‌ها مشخص می‌شود. قرارگیری اجزایی مانند PLR و PLT در طبقه دوم به جهت ارتباط زیاد با آنتن‌های فرستنده و گیرنده و PRP1-2 در طبقه اول به دلیل نزدیک بودن به زیرسیستم پیش‌ران تعیین می‌شود؛ بنابراین ارتفاع طبقه اول 900 میلی‌متر و ارتفاع طبقه دوم 2300 میلی‌متر تعیین می‌شود. بدین ترتیب پیکره‌بندی مدل دوم براساس شکل 12 نشان داده شده است.

از دیگر الزامات پرتابگر برای طراحی سازه ماهواره، الزامات فرکانسی آن است تا پرتابگر و ماهواره در زمان پرتاب دچار رزونانس نشوند، الزامات فرکانسی‌ای که این پرتابگر آ ایجاد می‌کند؛ به صورت زیر است:
فرکانس عرضی مد اصلی ماهواره بزرگ‌تر از 10 Hz باشد.
فرکانس طولی مد اصلی ماهواره بزرگ‌تر از 30 Hz باشد.

با تعیین هندسه سطح مقطع ماهواره، مساحت آن تخمین زده می‌شود. با توجه به فضای دسترسی پرتابگر و توجه به قرارگیری اجزایی برای جانمایی خارجی مانند، آنتن‌ها و صفحات خورشیدی که به صورت جمع‌شده در پرتابگر قرار می‌گیرند و نیز دیگر اجزا مانند سنسورها و تراسترها، سطح مقطع ماهواره طراحی می‌شود. با استفاده از جدول 4 فضای حجمی اشغال شده توسط اجزای زیرسیستم‌ها تخمین زده می‌شود، بدین ترتیب حجم ماهواره مضربی از مجموع حجم اجزای ماهواره است. توجه در تعیین ابعاد ماهواره به فضایی جهت کابل‌کشی بین اجزای الکترونیکی، خطوط انتقال پیش‌ران، فضای مناسب نصب و فضاها غیراستفاده دارای اهمیت است.

از سوی دیگر به دلیل اهمیت قرارگیری مخازن در محور مرکزی ماهواره، با توجه به حجم مخازن سوخت، ارتفاع ماهواره به گونه‌ای افزایش داده می‌شود که هر دو مخازن سوخت و اکسیدکننده بر یکدیگر مانند شکل 12-الف قرار گیرند. جهت افزایش استحکام سازه و امکان نصب مخازن، آن‌ها درون استوانه مرکزی مانند شکل 12-ب قرار می‌گیرند. با توجه به این که قرارگیری مخازن بر

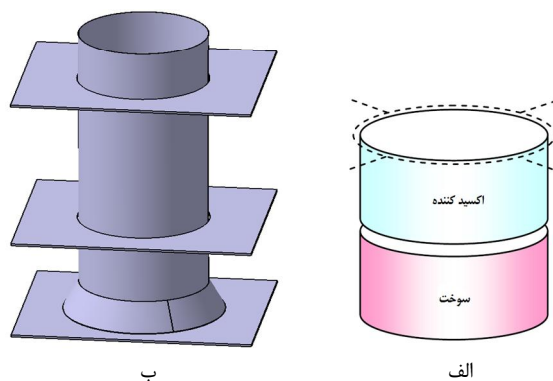
جدول 7 قیود مربوط به اجزای خاص		
توضیحات	الزامات	زیرسیستم‌ها
- تأثیرات الکترومغناطیسی - الزامات حرارتی (نزدیک به صفحات رادیاتور)	- دور بودن PLR از PLT - نزدیک بودن PLR و PLT به صفحه شمالی - جنوبی	محموله
- الزامات حرارتی - کاهش اتلاف توان و کابل کشی	- نزدیک بودن PWB1-2 به صفحات شمالی - جنوبی - نزدیک بودن PWC به مصرف کننده‌های اصلی PLR و PLT	توان
- کاهش امکان نویزپذیری و سیم کشی بین اجزا - ارتعاشات زیاد ممکن است سبب قطع شدن اتصالات و ارتباطات شود.	- نزدیک بودن به زیرسیستم مخابراتی ارتباطات تله‌متری - دور از مکان‌هایی که در آن ارتعاشات زیاد است. (اینترفیس ماهواره با پرتابگر)	پرتابگر
- نزدیک بودن به آنتن تله متری تأثیرات الکترومغناطیسی - ارتباطات زیاد با OBDH - کاهش امکان نویزپذیری و سیم کشی بین اجزا	- نزدیک بودن زیرسیستم مخابرات به صفحه رو به زمین - دور بودن TCRR از TCRT - نزدیک بودن TCRT به TCI - نزدیک بودن TCRT به OBDH - نزدیک بودن TCRR به OBDH	مخابرات

عوامل محدودکننده در جانمایی اولیه، ارتفاع اجزاست که براساس بخش پیکره‌بندی با تعیین طبقه قرارگیری برخی از اجزا که دارای بیشترین ارتفاع هستند، ارتفاع طبقات به دست می‌آید. با توجه به جدول 7، توصیه می‌شود، زیرسیستم مخابرات به صفحه رو به زمین نزدیک باشد به همین دلیل اجزای زیرسیستم مخابرات TCRT، TCRR و TCI در طبقه سوم قرار می‌گیرند، همچنین OBDH به دلیل این‌که طبق الزامات باید از ارتعاشات دور و به زیرسیستم مخابرات نزدیک باشد، مکان آن نیز در طبقه سوم تعیین می‌شود. از طرف دیگر با توجه به قید نزدیک بودن PWC به محموله‌های گیرنده و فرستنده که مصرف کننده‌های اصلی توان هستند، مکان آن در طبقه دوم که محموله‌ها قرار دارند تعیین می‌شود. باتری‌ها هم به دلیل ارتباط زیاد با واحد کنترل توان نیز در طبقه دوم تعیین می‌شوند. بقیه اجزا با توجه به روابط (2-3) با بهینه‌سازی جانمایی اولیه، طبقه قرارگیریشان تعیین می‌شود که جدول 8 مکان هر یک از اجزا را نشان می‌دهد.

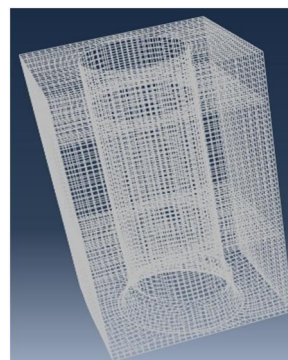
4-2-2- بهینه‌سازی جانمایی جزئی

جدول 9 نتایج حاصل از بهینه‌سازی شامل تابع هدف، میانگین زمان اجرای بهینه‌سازی، بهترین زمان اجرا و نرخ موفقیت را نشان می‌دهد. ارزیابی الگوریتم بهینه‌سازی با توجه به دقت و کارآمدی محاسباتی، قدرتمندی و نیز نرخ موفقیت مورد سنجش قرار می‌گیرد. زمان اجرا نیز مدت زمانی است که الگوریتم بهینه‌سازی سپری می‌کند تا نقطه بهینه را بیابد. بهینه‌سازی، 10 مرتبه انجام گرفته شده است و براساس آن میانگین زمان محاسباتی و نرخ موفقیت سنجیده شده است. جدول 10، موقعیت قرارگیری هر یک از اجزا را نشان می‌دهد.

جدول 11 مقادیر ممان‌های اینرسی و مرکز ثقل را در مد نامی و جدول 12 مقادیر ممان‌های اینرسی و مرکز ثقل را در مد پرتاب نشان می‌دهد. همان‌طور که در جدول 11 و 12 دیده می‌شود، مرکز جرم ماهواره به دلیل تغییر جرم و جابه‌جایی سوخت تغییر می‌کند. این تغییرات در راستای محور Z نسبت به دیگر محورها قابل ملاحظه است. جابه‌جایی مرکز جرم ماهواره در راستای محور Z از فاز پرتاب تا فاز نامی، 57/97 میلی‌متر حول مرکز هندسی ماهواره است.



شکل 12 الف) قرارگیری مخازن سوخت و اکسیدکننده بر یکدیگر؛ ب) طراحی پیکره‌بندی ماهواره



شکل 13 مود اول ارتعاش عرضی

جدول 6 نتایج تحلیل مودال ماهواره نمونه عملیاتی

مود	اول	دوم	سوم	چهارم	پنجم	ششم	هفتم	هشتم
فرکانس (Hz)	20/4	29/7	56/6	62/9	71	74/4	77/2	107/4

تحلیل مودال با استفاده از نرم‌افزار المان محدود برای سازه اصلی انجام گرفته شده است. نتایج حاصل از تحلیل مودال برای هشت مود اول در جدول 6 نشان داده شده است. همان‌طور که در جدول 6 دیده می‌شود، الزامات پرتابگر فرکانس طبیعی پرتابگر را برآورده کرده‌اند. شکل 13 مود اصلی ارتعاش را برای سازه ماهواره نشان می‌دهد.

4-2-2- بهینه‌سازی طراحی جانمایی

در ابتدا هر یک از اجزا و نیز محیط طراحی با استفاده از روش دایره محدود تقریب زده شده‌اند و سپس مکان هر یک از اجزا در پیکره‌بندی طراحی شده، با استفاده از الگوریتم خودکار جانمایی بهینه شکل 4، مشخص می‌شود. در این ماهواره نمونه به جز مخازن سوخت 17 جز وجود دارند که باید محل قرارگیری آن‌ها مشخص شود.

4-2-2-1- جانمایی اولیه

همان‌طور که در بخش 3-3-2 بیان گردید، جهت بهبود عملکرد برخی از اجزا، لازم است که الزاماتی در نظر گرفته شود. به‌عنوان نمونه برخی اجزای الکتریکی جهت کاهش تلفات الکتریکی و امکان نویزپذیری به دلیل کابل کشی بلند، بهتر است که به یکدیگر نزدیک باشند و یا برخی از اجزای حساس و مستعد به جذب امواج الکترومغناطیسی باید محافظت شوند و دور از امواج الکترومغناطیسی نگه داشته شوند. در نظر گرفتن محل‌های خاص برای اجزایی که نیازهای حرارتی خاصی دارند، نمونه دیگری از این الزامات است. جدول 7 الزامات مربوط اجزای ماهواره نمونه را بیان می‌کند.

جدول 8 طبقات قرارگیری اجزا در جانمایی اولیه

طبقات	اجزا	طبقات	اجزا	طبقات	اجزا
قرارگیری	قرارگیری	قرارگیری	قرارگیری	قرارگیری	قرارگیری
3	ACMW1	3	TCRT	2	PLR
3	ACMW2	3	TCRR	2	PLT
3	ACMW3	3	TCI	2	PWB1
1	PRP1	2	ACGR1	2	PWB2
1	PRP2	3	ACGR2	2	PWC
		2	ACMW4	3	OBDR

جدول 9 نتایج حاصل از بهینه‌سازی جانمایی جزئی

بهترین مقدار تابع هدف	قیود	میانگین زمان راه‌اندازی	بهترین زمان راه‌اندازی	نرخ موفقیت
تداخلي	(s)	(s)	(s)	%
0	1927/76	1296/6	1296/6	40%

جدول 10 موقعیت قرارگیری هر یک از اجزا

اجزا	X(mm)	Y(mm)	α
PLR	145/886	595	180
PLT	443/712	-617/5	180
PWB1	-700/208	550	90
PWB2	-334/507	-550	90
PWC	59/197	293/347	119/590
OBDR	317/304	-293/741	23/535
TCRT	672/992	-110/962	157/290
TCRR	-190/298	-568/651	8/645
TCI	671/003	96/161	97/716
ACGR1	-552/148	312/255	54/208
ACGR2	-560/281	321/554	25/073
ACMW4	605/196	313/964	73/629
ACMW1	596/371	489/508	0
ACMW2	-374/475	618	0
ACMW3	-768	507/153	0
PRP1	600	450	0
PRP2	-600	-450	90

جدول 11 ممان‌های اینرسی و مرکز ثقل در مد نامی

ممان اینرسی حول محور اصلی	I_x (kgm ²)	I_y (kgm ²)	I_z (kgm ²)
	769/909	271/19	644/75
ممان اینرسی ضربدری	I_{xy} (kgm ²)	I_{xz} (kgm ²)	I_{yz} (kgm ²)
	$0/765 \times 10^{-6}$	$-4/58 \times 10^{-6}$	$-0/052 \times 10^{-6}$
مرکز جرم	X_c (mm)	Y_c (mm)	Z_c (mm)
	3/239	9/860	1403/97

در فاز پرتاب به دلیل پر بودن مخازن از سوخت، مرکز جرم پایین‌تر از مرکز هندسی و دارای اختلاف 54 میلی‌متر نسبت به مرکز هندسی است و در فاز نامی مرکز جرم با خالی شدن مخازن، با فاصله 3/97 میلی‌متر بالاتر از مرکز هندسی قرار می‌گیرد.

ممان‌های اینرسی ماهواره تحت تأثیر تغییر جرم ناشی از مصرف سوخت، باز و بسته بودن آرایه‌های خورشیدی قرار می‌گیرند و در فازهای نامی و نرمال تغییر می‌یابند. در فاز پرتاب آرایه‌های خورشیدی جمع شده‌اند و مخازن پر هستند؛ بنابراین باید جرم سوخت در فاز پرتاب در نظر گرفته شود و نیز به دلیل این‌که آرایه‌های خورشیدی جمع شده‌اند، تأثیرگذاری آن در ممان

اینرسی ماهواره نادیده گرفته می‌شود. پر بودن مخازن سوخت سبب می‌شود که مرکز جرم ماهواره در راستای محور Z به سمت پایین متمایل باشد که این مسئله در جدول 12 مشاهده می‌شود. در فاز نامی فرض می‌شود که مخازن خالی هستند؛ بنابراین از جرم سوخت در محاسبات صرف‌نظر می‌شود. در فاز نامی دو آرایه خورشیدی باز می‌شوند که هر یک دارای طول 3000 میلی‌متر در راستای محور X، عرض 3400 میلی‌متر در راستای محور Z و ضخامت 40 میلی‌متر در راستای محور Y هستند که این امر سبب افزایش چشمگیر ممان‌های اینرسی حول محورهای X و Y می‌شود، همان‌طور که در جدول 12 مشاهده می‌شود. اما بهینه‌سازی جانمایی و اعمال قید جابه‌جایی مرکز جرم تا حد مجاز، سبب شده است که جابه‌جایی مرکز جرم در راستای محور X و Y از 10 میلی‌متر تجاوز نکند. همان‌طور که در جدول 11 دیده می‌شود، این قیود برآورده شده‌اند، در فاز پرتاب نیز به دلیل بالا بودن جرم ماهواره مرکز جرم به مرکز هندسی طبق جدول 12 نزدیک‌تر است.

با توجه به این‌که تابع هدف مینیمم کردن ممان‌های اینرسی ضربدری است، براساس جدول 11 دیده می‌شود که ممان‌های اینرسی ضربدری نسبت به ممان‌های حول محور مختصات مورد نظر، ناچیز هستند؛ بنابراین می‌توان بیان کرد که تقریباً محورهای مختصات در نظر گرفته شده، منطبق بر محورهای اصلی ماهواره هستند.

موقعیت قرارگیری اجزا با استفاده از نرم‌افزار کتیا مدل‌سازی شده است و اعتبارسنجی مقادیر به‌دست‌آمده با این نرم‌افزار مورد بررسی قرار گرفته شده است. شکل 14 موقعیت قرارگیری اجزا در صفحه xoy را نشان می‌دهد. شکل 15 موقعیت سه‌بعدی اجزا را نشان می‌دهد.

ماتریس ممان اینرسی در فاز نرمال را به‌صورت رابطه (22) بیان می‌شود.

$$(22) \begin{bmatrix} 769.909 & 0.765 \times 10^{-6} & -4.58 \times 10^{-6} \\ -0.765 \times 10^{-6} & 271.19 & -0.052 \times 10^{-6} \\ -4.58 \times 10^{-6} & -0.052 \times 10^{-6} & 644.75 \end{bmatrix}$$

شکل 16 و 17 و نیز جدول 13 و 14، بررسی برآورده شدن قیود مربوط به نزدیک یا دور بودن برخی از اجزای خاص را نشان می‌دهد، همان‌طور که از پیش نیز اشاره شد، نزدیکی ΔL_{ij} و دوری ΔL_{ij} مقادیری هستند که از سوی طراح جانمایی با توجه به گستردگی نواحی جستجو و میزان الزام دور یا نزدیک بودن دو جزء مورد نظر نسبت به هم، تعیین می‌شود و ΔL_{ij} مقدار به‌دست‌آمده بین جزء i و j با توجه به موقعیت تعیین شده آن‌هاست. در نمودار شکل 16 دیده می‌شود که مقدار نزدیکی ΔL_{ij} یعنی بیشینه فاصله نزدیک بودن اجزای مورد نظر از ΔL_{ij} بزرگ‌تر بوده است و این نشان می‌دهد که قیود مربوط به نزدیک بودن اجزا برآورده شده‌اند. همچنین جدول 13 مقادیر عددی قیود نزدیک‌بودن اجزای خاص را نشان می‌دهد.

نمودار شکل 17 قیود دور بودن اجزای خاص را نشان می‌دهد، همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقادیر دوری ΔL_{ij} یعنی بیشینه فاصله دور بودن اجزای مورد نظر از ΔL_{ij} کوچک‌تر است، در نتیجه قید دور بودن اجزا برآورده شده است.

جدول 14 مقادیر عددی قیود دور بودن اجزا را نشان می‌دهد.

جدول 15 قیود مربوط به روابط (15-17) را نشان می‌دهد.

روابط بین ممان‌های اینرسی نشان می‌دهد که ماهواره در ناحیه پایداری B قرار گرفته است، اما براساس جدول ملاحظه می‌شود که قید g_{11} برآورده نشده است. با توجه به این‌که نوع کنترل ماهواره، به‌صورت پایدارسازی سه‌محوره است، برآورده کردن این قیود در مقایسه با سایر ملاحظات از اهمیت بالایی برخوردار نبوده است. باید به این نکته توجه کرد که قیود پایداری ذاتی در ماهواره، تحت تأثیر زیادی به پیکره‌بندی ماهواره دارند و چیدمان اجزا نقش قابل ملاحظه‌ای برآورده کردن این قیود ندارد.

15 ملاحظه می‌شود، قیود مربوط به پایداری ذاتی ماهواره برآورده نشده است.

جدول 12 ممان‌های اینرسی و مرکز ثقل در مد پرتاب

I_x (kg m ²)	I_y (kg m ²)	I_z (kg m ²)	ممان اینرسی حول محور اصلی
1096/179	1098/65	344/133	
I_{xy} (kg m ²)	I_{xz} (kg m ²)	I_{yz} (kg m ²)	ممان اینرسی ضربدری
-0/0150	-0/056	-0/173	
X_c (mm)	Y_c (mm)	Z_c (mm)	مرکز جرم
0/607	1/849	1346	

جدول 13 بررسی قیود مربوط به نزدیک‌بودن اجزای خاص

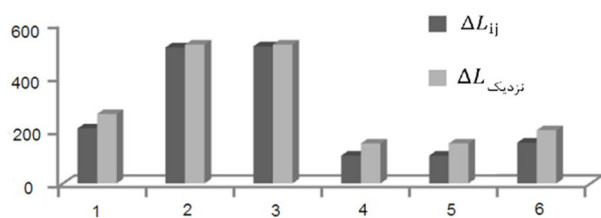
ردیف	قیود	ΔL_{ij} (mm)	$\Delta L_{نزدیک}$ (mm)
1	قید نزدیک بودن TCRT به TCRT	207/13	261/2
2	قید نزدیک بودن TCRT به OBDH	511/64	522/59
3	قید نزدیک بودن TCRR به OBDH	515/550	522/59
4	قید نزدیک بودن PLT به صفحه شمالی	105	150/5
5	قید نزدیک بودن PLR به صفحه جنوبی	105	150/5
6	قید نزدیک بودن PWB به صفحه شمالی - جنوبی	153/5	200/3

جدول 14 بررسی قیود مربوط به نزدیک‌بودن اجزای خاص

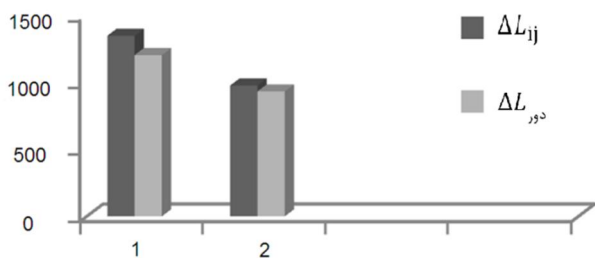
ردیف	قیود	$\Delta L_{دور}$ (mm)	ΔL_{ij} (mm)
1	قید دور بودن PLR از PLT	1203/95	1348/28
2	قید دور بودن TCRT از TCRR	932/87	977/11

جدول 15 بررسی قیود مربوط به پایداری ذاتی ماهواره

g_7	g_8	g_9	g_{10}	g_{11}
0/1626	-0/5794	-0/6478	-0/1594	5/9984

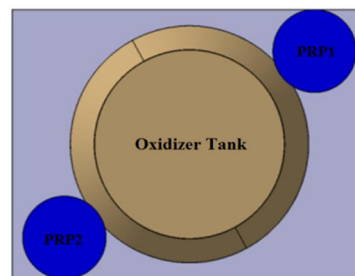


شکل 16 بررسی برآورده شدن قیود دوری برخی از اجزای خاص

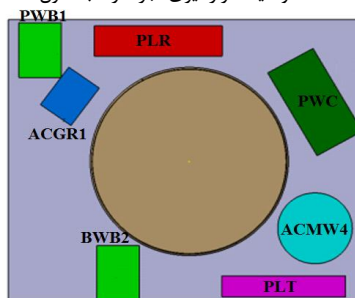


شکل 17 بررسی برآورده شدن قیود دوری برخی از اجزای خاص

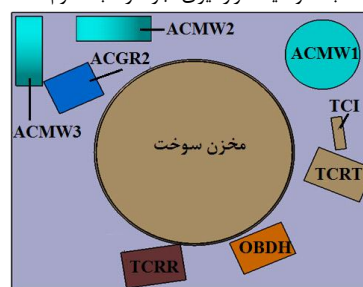
در زمان پایداری‌سازی سه‌محوره ماهواره برآورده کردن این قیود الزام پراهمیتی از جانب زیرسیستم کنترل وضعیت نیست، ولی ارضای این قیود می‌تواند مزیتی برای ماهواره باشد که زیرسیستم کنترل وضعیت سوخت و انرژی کمتری را در پایداری ماهواره صرف کند و پس از هر اکتشافی ماهواره دوباره به حالت پایدار خود رسد.



الف - موقعیت قرارگیری اجزا در طبقه اول

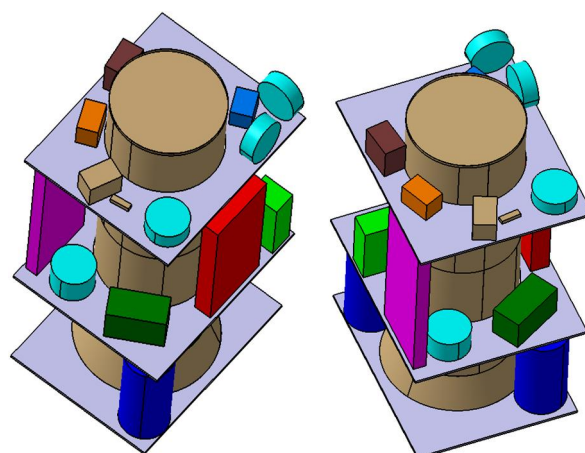


ب - موقعیت قرارگیری اجزا در طبقه دوم



ج - موقعیت قرارگیری اجزا در طبقه سوم

شکل 14 موقعیت قرارگیری اجزا در صفحه xoy



شکل 15 موقعیت قرارگیری اجزا به صورت سه‌بعدی

هر نوع پیکره‌بندی‌ای با توجه به ابعاد و وزن آن دارای یک محور ممان اینرسی اصلی است که در آن ممان‌های ضربدری صفر هستند و روابط بین ممان‌های اینرسی در قیود مربوط به پایداری ذاتی ماهواره نیز با این فرض است که ممان‌های اینرسی اصلی ماهواره هستند. همان‌طور که از نتایج جدول 11 به‌دست آمده است، در این مدل ممان‌های اینرسی ضربدری ماهواره تا اندازه‌ای ناچیز هستند که می‌توان از آن‌ها چشم‌پوشی و محورهای ماهواره را منطبق بر محورهای اصلی فرض کرد، اما همان‌طور که در جدول

5- نتیجه گیری

در این مقاله الگوریتمی جهت طراحی پیکره‌بندی و جانمایی بهینه ماهواره زمین‌آهنگ بیان می‌شود. ابتدا الگوریتم طراحی پیکره‌بندی ماهواره زمین‌آهنگ ارائه می‌شود. جهت تعیین ابعاد و هندسه ماهواره پرتابگر، ماموریت ماهواره، نوع سیستم پایداری آن و نیز ابعاد و اجزای زیرسیستم‌ها، مورد توجه قرار می‌گیرد. با توجه به این که در ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ، مخازن سوختی اهمیت زیادی در پیکره‌بندی ماهواره دارند، در این الگوریتم، جانمایی مخازن پیش‌ران مورد توجه قرار گرفته شده است.

پس از طراحی پیکره‌بندی، فرایند طراحی جانمایی اجزای ماهواره انجام می‌گیرد. طبق الگوریتم پیشنهادی، بهینه‌سازی طراحی جانمایی اجزای ماهواره به دو مرحله، جانمایی نخستین و جانمایی جزئی جهت تقریب و ساده‌سازی طراحی و بهبود کارآمدی الگوریتم مورد استفاده، تقسیم می‌شود.

در این مقاله از روش دایره محدود برای بیان قیود هندسی استفاده شده است. این روش سبب می‌شود، فضای جستجو هموار شده و در نتیجه امکان استفاده از روش‌های گرادیانی را فراهم می‌کند. همچنین در این مقاله مدل ریاضی جهت بیان قیود عملکردی ماهواره مانند توجه به الزامات تداخلات الکترومغناطیسی و الزامات حرارتی برخی از اجزا در قالب قید دور و نزدیک بودن اجزا از هم پیشنهاد می‌شود.

روش بهینه‌سازی به‌کارگرفته شده در مقاله روش هیبرید است که ترکیبی از روش بهینه‌سازی تبرید فلزات و بهینه‌سازی شبه‌نیوتن است که از ترکیب این دو روش می‌توان به نقطه بهینه مطلق با دقت بالا دست یافت. جهت اعتبارسنجی الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده، روش هیبرید بر یک نمونه تست ساده اعمال می‌شود. در نهایت الگوریتم طراحی پیکره‌بندی و جانمایی بهینه بر یک ماهواره نمونه عملیاتی پیاده می‌شود و براساس الگوریتم پیکره‌بندی، هندسه و ابعاد ماهواره تقریب زده می‌شود و فرایند بهینه‌سازی طراحی جانمایی بر پیکره‌بندی طراحی شده اعمال می‌شود. نتایج نشان می‌دهد، موقعیت و جهت هر یک از اجزا در مکانی به‌دست آمده است که تابع هدف (ممان اینرسی ضربدری) مینیمم شده است و قیدهای تداخلی، قیدهای دور و نزدیک بودن اجزا و کنترلی ماهواره برآورده شده‌اند.

با توجه به ارتباط تنگاتنگ طراحی پیکره‌بندی و جانمایی و جهت دستیابی به فضای طراحی بهینه، پیشنهاد می‌شود که الگوریتمی جهت بهینه‌سازی طراحی پیکره‌بندی و جانمایی به‌طور هم‌زمان انجام گیرد تا در راستای چیدمان بهینه، ابعاد بهینه نیز با توجه به نوع چیدمان به‌دست آید.

6- پیوست

روابط مربوط به I_{xx} ، I_{yy} ، I_{zz} که به ترتیب ممان اینرسی حول محورهای مختصات مرکز ثقل ماهواره است، که به صورت روابط (23-25) بیان می‌شود.

$$I_{xx} = \sum_{i=0}^n (J_{xi} \cdot \cos^2 \alpha_i + J_{yi} \cdot \sin^2 \alpha_i) + \sum_{i=0}^n m_i (y_i^2 + z_i^2) - (y_m^2 + z_m^2) \sum_{i=0}^n m_i \quad (23)$$

$$I_{yy} = \sum_{i=0}^n (J_{yi} \cdot \cos^2 \alpha_i + J_{xi} \cdot \sin^2 \alpha_i) + \sum_{i=0}^n m_i (x_i^2 + z_i^2) - (x_m^2 + z_m^2) \sum_{i=0}^n m_i \quad (24)$$

$$I_{zz} = \sum_{i=0}^n m_i (x_i^2 + y_i^2) - (x_m^2 + y_m^2) \sum_{i=0}^n m_i \quad (25)$$

روابط مربوط به I_{xy} ، I_{yz} و I_{xz} ممانهای اینرسی ضربدری را نسبت به سیستم مختصات مرکز ثقل $o'x'y'z'$ نشان می‌دهد، (روابط (26-28)).

$$I_{xy} = \sum_{i=0}^n [m_i (x_i - x_m) (y_i - y_m) + \frac{J_{xi} + m_i (y_i^2 + z_i^2) - J_{yi} + m_i (x_i^2 + z_i^2)}{2}] \cdot \sin 2\alpha_i \quad (26)$$

$$I_{zx} = \sum_{i=0}^n [m_i (x_i - x_m) (z_i - z_m)] \quad (27)$$

$$I_{yz} = \sum_{i=0}^n [m_i (y_i - y_m) (z_i - z_m)] \quad (28)$$

ممان‌های اینرسی (J_{xi}, J_{yi}, J_{zi}) ممان‌های اینرسی α_i زاویه چرخش اجزای مکعبی در صفحه xoy است. مختصات $oxyz$ است و α_i زاویه چرخش اجزای مکعبی در صفحه xoy است. $O_m(x_m, y_m, z_m)$ موقعیت مرکز ثقل $o'x'y'z'$ است. (x_i, y_i, z_i) موقعیت مرکز ثقل $o'x'y'z'$ است. مختصات $oxyz$ است و α_i زاویه چرخش اجزای مکعبی در صفحه xoy است. استفاده از رابطه (29) به‌دست می‌آید:

$$x_m = \frac{\sum_{i=0}^n m_i x_i}{\sum_{i=0}^n m_i} \quad y_m = \frac{\sum_{i=0}^n m_i y_i}{\sum_{i=0}^n m_i} \quad (29)$$

اجزا به صورت مکعبی و استوانه‌ای ساده شده‌اند. (J_{xi}, J_{yi}, J_{zi}) برای اجزای استوانه‌ای براساس روابط (30-31) است و روابط (32-34)، بیان‌کننده (J_{xi}, J_{yi}, J_{zi}) برای اجزای مکعبی است.

$$J_{xi} = J_{yi} = \frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \quad (30)$$

$$J_{zi} = \frac{1}{2} m_i r_i^2 \quad (31)$$

$$J_{xi} = \frac{1}{12} m_i (b_i^2 + h_i^2) \quad (32)$$

$$J_{yi} = \frac{1}{12} m_i (a_i^2 + h_i^2) \quad (33)$$

$$J_{zi} = \frac{1}{12} m_i (a_i^2 + b_i^2) \quad (34)$$

(r_i, h_i) به ترتیب شعاع و ارتفاع اجزای استوانه‌ای را بیان می‌کند و (a_i, b_i, h_i) به ترتیب طول، عرض و ارتفاع را برای اجزای مکعبی نشان می‌دهد که در بخش 3 بیان شده است.

7- مراجع

- [1] H. Shahrabi Farahani, *integrated design of satellite subsystem components*, M.Sc. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, 2000. (In Persian)
- [2] K. Daneshjo, M. Arjomandi, H. S. Farahani, "FARAGAM" Algorithm in Satellite Layout, in *The Proceeding 6th Asia-Pacific Conference on Multilateral Cooperation in Space Technology and Applications*, Chinese Science Press, Beijing, China, 2001.
- [3] H. Ghafari, *layout of typical satellite subsystems and its design*, M.Sc. Thesis, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, 2001. (In Persian)
- [4] M. Kahraman, E.D. Swenson, T.J. Black, A Constraint Based Approach for Building Operationally Responsive Space Satellites, in *The 4th International conference IEEE Recent Advances in Space Technologies*, 2009, pp. 506-511.
- [5] J. Cagan, K. Shimada, S. Yin, A Survey of Computational Approaches to Three-dimensional Layout Problems, *Computer Aided Design*, vol.34, No.3, pp.412, 2000.
- [6] Z. Sun, H.F. Teng, Zh. Liu, Several Key Problems in Automatic Layout Design of Spacecraft Modul, *Progress In Natural Science, Review Article*, vol.13, No.11, pp. 801-808, 2003.
- [7] M. Fakoor, M. Taghinezhad, A. Kosari, Review of method for optimal layout of satellite components, *Modares Mechanical Engineerin*, vol.13, No.9, pp.126-137, 2013. (In Persian)

- [21] T.P. Sarafin, W.J. Larsoh, *Spacecraft Structures and Mechanisms-From Concept to Launch*, California, Microcosm, pp. 463-505, Inc. & Kluwer Academic Publisher, 1997.
- [22] M. Fakoor, M. Taghinezhad, A.kosari, M. Mohamadzade, Satellite Layout Design Optimization in GEO orbit, in The 12th Conference of Iranian Aerospace Society, Iran, Tehran, 2013. (In Persian)
- [23] M. Fakoor, M. Taghinezhad, A.kosari, M. Mohamadzade, Layout Design Optimization of Communication Satellite According to functional Constraints, in The 21th Annual International Conference on Mechanical Engineering, Iran, Tehran, 2013. (In Persian)
- [24] M. Adamowicz, A. Albano, Nesting Two Dimensional Shapes in Rectangular Models, *Computer Aided Design*, vol. 8, No.1, pp.27-33, 1976.
- [25] J.A. Bennel, K.A. Dowsland, W.B. Dowsland, The Irregular Cutting-Stock Problem- a New Procedure for Deriving the no Fit Polygon, *Computer and Operation Research*, vol.28, No. 3, pp. 271-287, 2001.
- [26] J.D Boissonnat, E. Delange, M. Teillaud, Slicing Minkowski Sums for Satellite Antenna layout, *Computer Aided Design*, vol. 30 No. 4, pp. 255-65, 1998
- [27] S. Cameron, "Approximation hierarchies and s-bounds" *Proceedings Symposium on Solid modeling Foundations and CAD/CAM Applications*, pp. 129-137, 1991.
- [28] J. Zhu, W. Zhang, P. Beckers, Multi-Component Layout Design with Coupled Shape and Topology Optimization, *J. Simul. Multidisci. Des. Optim*, vol. 2, pp.167-176, 2008.
- [29] J. Zhu, *Integrated Layout Design of Multi-component Systems*, PHD. Thesis, Université de Liège, Faculte Des Sciences Appliques, Wallonia, Be; gium, 2008.
- [30] J.J. Kim, D.C Gossard, Reasoning on the Location of Assembly Packaging, *Journal of Mechanical Design*, vol.113, pp. 402-407, 1991.
- [31] M.J. Sidi, *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, pp.88-117, Cambridge University Press, 1997
- [32] S.S. Rao, "Engineering Optimization: Theory and Practice" pp. 428-535, A Wiley-Interscience Publication, Third Edition, 1996
- [33] B.N. Agrawal, *Design of Geosynchronous Spacecraft*, pp.1-60, Prentice-Hall, Inc., 1986
- [8] Z.G. Sun, H.F. Teng, Layout Design of a Satellite Module, *Engineering Optimization*, vol.35, No.5, pp.513-529, 2003.
- [9] B. Zhang, H.F. Teng, Y.J. Shi, Layout Optimization of Satellite Module Using Soft Computing Techniques, *Applied Soft Computing*, vol.8 ,No.2, pp.507-521, 2008
- [10] H.F. Teng, S.L. Sun, D.Q. Liu, Y.Z. Li, Layout optimization for the objects located within a rotating vessel a three-dimensional packing problem with behavioral constraints, *Computers & Operations Research*, vol.28, pp.521-535, 2001.
- [11] J.Z. Huo, H.F. Teng, Optimal Layout Design of a Satellite Module Using a Co-evolutionary Method with Heuristic Rules, *Jouanal of Aerospace Engineering*, vol.22, No.2, pp.101-111, 2009.
- [12] Z.Q. Qian, H.F. Teng, Z.G. Sun, Human- Computer Interactive Genetic Algorithm and Its Application to Constrained Layout Optimization, *Chinese Journal of Computers*, No.5, pp. 553-560, 2001.
- [13] Y.H. Wang, H. F. Teng, Knowledge Fusion Desing Method: Satellite Module Layout, *Science Direct, Chinese Journal of Aeronautics*, vol.22. pp. 32-42, 2009.
- [14] J.Z. Huo, Y.J. Shi, H.F. Teng, Layout Design of a Satellite Module Using a Human-guided Genetic Algorithm, *IEEE Computing Intelligence and Security*, vol.1, p.p. 230-235, 2006.
- [15] Z.W. Liu, H.F. Teng, Human-computer cooperative layout design method and its application, *Science Direct*, vol. 55, pp. 753-757, 2008.
- [16] J.Z. Huo, H.F. Teng, Layout Design of a Satellite Module Using a Co-evolutionary Method with Heuristic Rules, *ASCE Journal of Aerospace Engineering*, vol. 22, No. 2, pp.101-111, 2009.
- [17] Y.S. Wang, H.F. Teng, Y.J. Shi, Cooperative Co-evolutionary Scatter Search for Satellite Module layout Design, *Emerald Group, Engineering Computations: International Journal for Computer-Aided Engineering and Software*, vol. 26, No.7, pp. 761-785, 2009.
- [18] H.F. Teng, Y. chen, W. Zeng, Y.J. Shi, Q.H. Qing-hua Hu, A Dual-System Variable-Grain Cooperative Coevolutionary Algorithm: Satellite-Module Layout Design, *IEEE Transaction on evolutionary computation*, vol. 14, No. 3, pp. 438-455, 2010.
- [19] W. Zeng, Y.J. Shi, H.F. Teng, A Co-evolutionary Game Optimization Method for Layout Design of Satellite" *IEEE Computing Intelligence and Security*, vol.1, pp.270-273, 2006.
- [20] M.A. Potter, K.A De Jong, Cooperative convolution: an architecture for evolving co-adapted subcomponents, *Evolutionary Computation*, vol. 8, No.1, pp. 1-29, 2000.