

بهینه‌سازی طراحی جانمایی اجزاء ماهواره با لحاظ قیود کنترل وضعیت و سازگاری الکترومغناطیسی با استفاده از الگوریتم ژنتیک

خدیدجه وکیلی

کارشناسی ارشد، گروه سازه‌های هوافضایی، دانشکده هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران، khadijeh.vakili@ut.ac.ir

مهدی فکور*

استاد، گروه سازه‌های هوافضایی، دانشکده هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران، mfakoor@ut.ac.ir

پرویز محمدزاده

استادیار، گروه سازه‌های هوافضایی، دانشکده هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران، pmohammadzadeh@ut.ac.ir

چکیده

با توجه به اهمیت موضوع چیدمان مناسب اجزاء و زیرسیستم‌ها در سامانه‌های فضایی به جهت ارضاء الزامات سیستمی کنترلی، حرارتی و مخابراتی، در این مقاله به طراحی جانمایی بهینه یک ماهواره نمونه پرداخته می‌شود. رعایت قیود کنترل وضعیت که از الزامات اساسی سیستمی ماهواره است در درجه اول به عنوان قید تعریف می‌شود. سایر الزامات زیرسیستم‌های ماهواره از جمله قید عدم همپوشانی با توجه به اهمیت و اولویت لحاظ می‌گردد. پس از تعیین روش مناسب بهینه‌سازی، تابع هدف و قیود مسئله، الگوریتم بهینه‌سازی ارائه و پاسخ‌های بهینه استخراج می‌گردند. نظر به اهمیت کنترل موضوع سازگاری الکترومغناطیسی و پیشگیری از آسیب‌های مخرب ناشی از آن، طرح سیم‌بندی مناسب روی طرح‌های بهینه با رعایت الزامات تعریف شده صورت می‌پذیرد. **واژه‌های کلیدی:** ماهواره، طراحی جانمایی، قید کنترلی، قید الکترومغناطیسی، الگوریتم بهینه‌سازی سازگاری الکترومغناطیسی.

design of layout optimization of component satellite by considering constraints of attitude determination and control system and electromagnetic compatibility using genetic algorithm

K. Vakili

College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

M. Fakoor

College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

P. Mohammadzadeh

College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

Abstract

Considering the importance of the proper arrangement of components and subsystems in space systems in order to satisfy the control, thermal and telecommunication system requirements, this article deals with the optimal placement design of a sample satellite. Compliance with condition control constraints, which is one of the basic system requirements of the satellite, is primarily defined as constraint. Other requirements of satellite subsystems, including the non-overlapping condition, are taken into account according to importance and priority. After determining the appropriate optimization method, the objective function and the constraints of the problem, the optimization algorithm is presented and the optimal answers are extracted. Due to the importance of controlling the issue of electromagnetic compatibility and preventing destructive damage caused by it, the proper wiring design is done on the optimal designs in compliance with the defined requirements.

Keywords: Satellite, Layout design, Control constraint, Electromagnetic constraint, Optimization algorithm, Electromagnetic compatibility.

زیرسیستم ماهواره پرداختند. در تحقیقی که انجام شد یک الگوریتم به اسم فراگام ابداع شد که استفاده از این الگوریتم علاوه بر بهینه‌کردن جرم باعث بهینه شدن ممان اینرسی نیز می‌شود [۱]. در سال ۲۰۰۲، دایا شانکار و همکاران تحقیقاتی در خصوص قید سازگاری الکترومغناطیسی هنگام طراحی هارنس (مهار مجموعه‌ای از سیم‌های عایق‌دار به طول‌های مختلف که قبل از تقسیم‌شدن در تجهیزات به شکل خاصی خمیده می‌شوند توسط سیم یا گره‌های پلاستیکی به هم بسته شده‌اند) یک فضاپیما، انجام دادند. سیستم‌های توزیع الکترونیکی ارتباطی مهم بین سیستم‌های مختلف یک فضاپیما برقرار می‌کند و همچنین سیستم‌های الکترومغناطیسی ممکن است که به طور اتفاقی و ناخواسته سبب اختلال در سیستم‌های الکترونیکی شود. بنابراین باید الزامات مربوط به سازگاری الکترومغناطیسی در زمان طراحی سیستم‌های الکترونیکی در نظر گرفته شود که این مقاله تکنیک‌های کاهش تداخل الکترومغناطیسی را بررسی و همچنین چگونگی ساخت و

۱- مقدمه

مسئله جانمایی ماهواره یکی از مهم‌ترین و پیچیده‌ترین مسائل طراحی یک ماهواره می‌باشد. جانمایی ماهواره بدین معناست که هر یک از اجزای زیرسیستم‌های ماهواره باید در موقعیتی قرار بگیرند که سبب اختلال در عملکرد بقیه اجزا نشوند. برای انجام جانمایی بهینه باید الزاماتی همچون سازگاری الکترومغناطیسی، ممان اینرسی و کنترلی رعایت شود. البته لازم به ذکر است که باید ارتباط بین زیرسیستم‌ها و تأثیرات آنها بر یکدیگر مشخص شود که این موضوع سبب می‌شود الزاماتی همچون مرکز جرم و عدم همپوشانی بهتر عمل کرده و سبب بهینه‌شدن جانمایی ماهواره می‌شود.

در ادامه به بررسی تحقیقات انجام شده در زمینه بهینه‌سازی جانمایی ماهواره پرداخته می‌شود. در سال ۲۰۰۱، شهرابی فرهنگی و همکاران از جمله اولین محققانی بودند که به بررسی طراحی جانمایی اجزای

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mfakoor@ut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۲/۱۰/۰۱

تاریخ پذیرش: ۳/۰۴/۱۸

طراحی سیستم‌های الکترونیکی را بررسی کرده است [۲]. در سال ۲۰۰۳ زی گو سان و همکاران طی تحقیقاتی در خصوص طراحی بهینه جانمایی ماژول ماهواره با استفاده از استراتژی دومرحله‌ای که شامل استراتژی کلی و استراتژی دقیق می‌باشد اقدام به بهینه‌سازی ماهواره نمونه کردند. الگوریتم‌هایی که برای بهینه‌سازی در این مسئله به کار رفته است، الگوریتم کلونی مورچگان و فروشنده دوره گرد می‌باشد که برای بهینه‌کردن اینرسی ماهواره به عنوان تابع هدف مورد استفاده قرار گرفته است [۳].

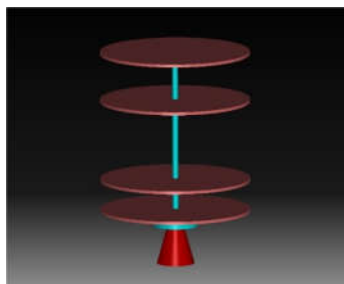
در سال ۲۰۰۴ مومنی و همکاران به بررسی جانمایی اجزای یک ماهواره نمونه با در نظر گرفتن قیود فرکانس طبیعی و کنترل وضعیت ماهواره پرداخته که الگوریتم مورد استفاده در این تحقیق الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفه بوده است و شامل الگوریتم تجمع ذرات و برنامه ریزی درجه دوم متوالی می‌باشد [۴]. در سال ۲۰۰۹ وانگ ویشو و همکاران طی بررسی‌هایی که در خصوص طراحی چیدمان ماژول ماهواره انجام دادند، متوجه شدند که می‌توان با استفاده از اطلاعات انسانی و همچنین دانش محاسباتی، مزایای استفاده از هر یک از دانش‌های گفته شده را در زمینه چیدمان ماژول ماهواره به طور کامل بررسی کرد [۵]. در سال ۲۰۱۳ تقی نژاد و همکاران به مروری بر روش‌های بهینه‌سازی در جانمایی ماهواره پرداختند و روش‌های بهینه‌سازی جانمایی را به ۳ گروه روش‌های انسانی - کامپیوتر، روش‌های تجربی و همچنین طراحی جانمایی در سه بعد تقسیم‌بندی کردند. در نهایت روش‌هایی که برای بهینه‌سازی جانمایی ماهواره می‌باشد در سه بعد را مورد بررسی بیشتری قرار دادند [۶]. در سال ۲۰۱۵ سیلوا و همکاران در زمینه بهینه‌سازی چند هدفه برای جانمایی تجهیزات یک فضاپیما قرارگیری زیرسیستم‌های یک ماهواره درون ماهواره به تحقیق و بررسی پرداختند. موقعیت اجزای یک ماهواره توسط مهندسان طراح و سیستم مشخص شده و بعد تجزیه و تحلیل‌های مربوط به ساختار و حرارت سیستمی ماهواره انجام می‌شود. توسط تجزیه و تحلیل‌هایی که انجام می‌گیرد، تحلیل‌های عملکردی و قیودی که مدنظر است، تأیید می‌شود. در این مقاله با استفاده از ویژگی‌های بهینه‌سازی چند هدفه برای یک اجزای یک ماهواره، اقدام به بهینه‌سازی جانمایی موقعیت مولفه‌های ماهواره کردند که شامل جرم، ممان اینرسی و الزامات حرارتی و زیر سیستم و محدودیت‌های هندسی می‌باشد. با استفاده از روش بهینه‌سازی چند هدفه در نرم‌افزارهای ماهواره مدل شده و بهینه‌سازی اجزا بر روی آن اتفاق می‌افتد [۷]. در سال ۲۰۱۵، فکور و همکاران به بررسی طراحی CAD پیکربندی و بهینه‌سازی طراحی جانمایی در ماهواره‌های مدار زمین آهنگ پرداختند. هدف از این بررسی این بوده است که چون در ماهواره‌هایی که در مدار زمین آهنگ قرار می‌گیرند دارای قطعات پیشرفته از نظر حجمی و جرمی بزرگی می‌باشد، باید از نظر جانمایی ماهواره، بهینه‌سازی لازم انجام گیرد. روشی که برای بهینه‌سازی جانمایی ماهواره در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته است، روش هیبریدی است که در برگرفته روش شبه نیوتن و روش تبرید فلزات است. هدف از انجام بهینه‌سازی، کمینه‌کردن ممان اینرسی ضربدری را با در نظر گرفتن قیود هندسی و عملکردی می‌باشد [۸]. در ۲۰۱۶ قریشی و همکاران به بررسی ابزاری مؤثر برای بهینه‌سازی جانمایی ماهواره به شکل یک محیطی سازگار برای اجزای ماهواره پرداختند که

این ابزار تحت یک محیط است که دارای چند نرم افزار است و این نرم افزار به وسیله یک هسته بهینه ساز چند هدفه کار می‌کند [۹]. در سال ۲۰۱۶، محمد فهد حسن و همکاران طی تحقیقاتی به توسعه برنامه‌ای در خصوص مدل‌های هارنس، برای ماهواره‌های کوچک پرداختند. جرم ماهواره مهم‌ترین بخش آن است یعنی جرم بهینه اجزای ماهواره سبب کاهش وزن ماهواره و همچنین صرفه‌جویی فضای طراحی می‌شود. در این تحقیق و همچنین دستورالعمل‌هایی برای مهار مشکلات و کاهش آن در رابطه با سازگاری CAD توسعه مدل بهینه شده در نرم افزار الکترومغناطیسی مورد بررسی قرار گرفته است [۱۰]. در سال ۲۰۱۷، محمد موکادی و همکاران، با استفاده از الگوریتم ژنتیک اقدام به بهینه‌سازی یک میکرو ماهواره کردند. تابع هدفی که کمینه شد، زاویه بین محور اصلی و محور چرخش ماهواره بوده است که باید زاویه برابر یا نزدیک به صفر باشد [۱۱]. در سال ۱۳۹۸ پرویز محمدزاده و همکاران، یک روش طراحی و بهینه‌سازی برای یک شبه مدل جهت کاهش هزینه محاسباتی و همچنین زمان چرخه طراحی و بهینه‌سازی ارائه دادند [۱۲]. در سال ۱۳۹۹ حامد شهپازی و همکاران، به بررسی استفاده از الگوریتم‌های هوشمند مختلف جهت بهینه‌سازی مشاهده گر اغتشاش تطبیقی نروفازی پرداختند و الگوریتم‌های مورد بررسی ازدحام ذرات، ژنتیک و... بوده است [۱۳]. در سال ۱۳۹۸ مهدی فکور و همکاران، به طراحی زیر سیستم کنترل گرمایی یک ماهواره کوچک و مقایسه آن با رادیاتورهای ساده پرداختند و همچنین مهمترین نکته‌ای که در نظر گرفته شد استفاده از تجهیزاتی که جرم را کاهش و کارایی این زیر سیستم را افزایش دهد [۱۴]. در سال ۲۰۲۴ بنوبی و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک به بهینه‌سازی اندازه کلی سیستم ارتباطی ماهواره پرداختند که بهینه‌سازی ابعاد بخشی از آنتن ماهواره یکی از چالش‌های مهم این تحقیق بوده است [۱۵]. در سال ۲۰۱۸، شفائی و همکاران تحقیقاتی در خصوص کاهش جرم سیستم پیش‌رانش با استفاده از الگوریتم ژنتیک و درجه دوم متوالی انجام دادند [۱۶].

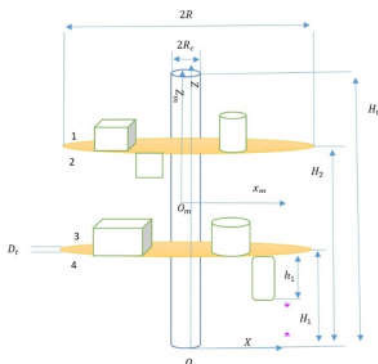
به طور کلی روش‌های بهینه‌سازی را به دو دسته اصلی زیر می‌توان دسته‌بندی کرد [۲۴]:

- روش‌های گرادینان پایه: در این دسته از روش‌ها گرادینان تابع هزینه برای یافتن جهت جستجو و همچنین اندازه گام لازم است (بعنوان مثال، روش‌های بیشترین شیب، گرادینان مزدوج، نیوتن، شبه نیوتن، ...). این دسته از روش‌ها برای مسائل بهینه‌سازی محدب استفاده می‌شود و همچنین این دسته روش‌ها به صورت نقطه به نقطه جستجو انجام می‌دهند. یکی از معایب اصلی این دسته روش‌ها این است که در کمینه محلی گیر می‌کنند. برای مسائل غیر محدب یافتن نقطه کمینه سراسری با این دسته روش‌ها مشکل می‌باشد. در سال‌های اخیر تحقیقات متعددی در حوزه بهینه‌سازی محدب با استفاده از یادگیری ماشین انجام شده است [۲۵-۲۶].

- روش‌های تکاملی با فراابتکاری (مرتبه صفر): در این دسته از روش‌ها (بعنوان مثال: الگوریتم ژنتیک (GA)، ازدحام ذرات (PSO)، ...). برای یافتن نقطه بهینه، مشتق تابع هدف لازم نیست و در نتیجه در بهینه‌سازی با استفاده از این الگوریتم‌ها از مقدار تابع هدف برای یافتن نقطه بهینه سراسری استفاده می‌گردد. اساس این الگوریتم‌ها مبتنی بر جمعیت است که برای حل مسئله تعریف می‌شود و این جمعیت به



شکل ۱- پیکربندی مدل ماهواره نمونه



شکل ۲- نمای کلی از ماهواره نمونه

جدول ۱- پارامتر های به کار رفته شده در شکل ۲

ردیف	پارامترها	شرح	اندازه بر حسب mm
۱	R_i	شعاع بدنه ماهواره	۵۲۰
۲	R	شعاع محفظه قرارگیری اجزاء	۵۰۰
۳	H_t	ارتفاع کل	۱۱۵۰
۴	D_i	ضخامت صفحات هر طبقه	۲۰
۵	H_1	ارتفاع طبقه اول	۳۰۰
۶	H_2	ارتفاع طبقه دوم	۸۳۰

در این مقاله، تابع هدف کمینه کردن ممان اینرسی می‌باشد. یکی از مهم‌ترین بخش‌های بهینه‌کردن یک سیستم، فرمول‌سازی مربوط به آن است. به این صورت که باید توابع هدف مربوطه که جهت بهینه‌سازی سیستم به کار می‌رود را فرمول‌سازی کرد و تمامی قیود و پارامترها و متغیرها را مشخص نمود.

۳- روش بهینه‌سازی جانمایی ماهواره نمونه

چارچوب روش پیشنهادی بهینه‌سازی طراحی جانمایی اجزاء ماهواره با لحاظ قیود کنترلی و سازگاری الکترومغناطیسی با استفاده از الگوریتم ژنتیک در شکل ۳ نشان داده شده و گام‌های پیاده‌سازی این الگوریتم در ادامه توضیح داده شده است.

طور رندوم در فضای جستجو توزیع شده‌اند و در نتیجه در سال‌های اخیر استفاده قابل توجه‌ای از روش‌های تکاملی برای حل مسائل مقید غیر محدب شده است. در این مقاله برای عبور از چالش‌های روش‌های گرادیان پایه برای یافتن نقطه بهینه سراسری، از الگوریتم ژنتیک استفاده شده است.

هدف اصلی این مقاله بر روی کمینه‌کردن ممان اینرسی و ارضاء شدن الزامات تعیین کنترل وضعیت و سازگاری الکترومغناطیسی در ماهواره نمونه می‌باشد. منظور از سازگاری الکترومغناطیسی این است که نحوه سیم‌بندی ماهواره به‌گونه‌ای نباشد که طی آن سیم‌ها از کنار مازول‌هایی عبور کنند که خود دارای میدان مغناطیسی است و خم‌کاری برای سیم‌بندی باید به‌گونه‌ای باشد که خود سبب تداخل الکترومغناطیسی نشود. بعد از بهینه‌کردن جانمایی ماهواره، طراحی سیم‌بندی صورت پذیرفته و قیود EMC بر روی طرح بهینه چک می‌شود. تولید کنندگان سیم کشی باید به الزامات آزمایشی سختگیرانه پایبند باشند یعنی سیم بندی یک ماهواره باید از نظر دما، لرزش و شوک کنترل شود و نسبت به موارد گفته شده باید مقاومت داشته باشند. یکی از نوآوری‌های که می‌توان برای سیم بندی در نظر گرفت این است که به گونه‌ای انجام شود که سبب افزایش وزن ماهواره نشود و با حداقل سیم کشی سیم بندی ماهواره انجام شود. سیم بندی ماهواره از ابتدای طراحی انجام می‌شود و باعث پیچیدگی و طولانی شدن فرآیند طراحی می‌شود. دسته سیم‌هایی که در سیم بندی استفاده می‌شود در صورت عدم رعایت نکات مربوط به سیم کشی سبب خرابی سایر زیر سیستم‌ها می‌شود. بنابراین باید به نوع سیم توجه شود زیرا سیم کشی ماهواره به طور مستقیم با هر زیرسیستم هم به صورت فیزیکی و هم به صورت الکتریکی مرتبط است و همچنین باید به مسیر سیم بندی نیز دقت شود و باید مسیر به گونه‌ای باشد که هنگام عبور سیم از کنار زیر سیستم‌هایی که به الکترومغناطیسی حساس هستند میزان خم سیم رعایت گردد.

۲- تعریف مسئله

مهم‌ترین نکته جهت تعیین پیکربندی ماهواره، توجه به ساخت و مونتاژ ماهواره می‌باشد، البته ماهواره‌هایی که ساختاری استوانه‌ای یا مکعبی داشته باشند، نسبت به ماهواره‌هایی که به صورت شش یا هشت‌وجهی هستند، راحت‌تر ساخته می‌شوند [۹].

ماهواره مدنظر جهت انجام بهینه‌نمودن جانمایی، ماهواره سنجشی می‌باشد که دارای ۵۴ مؤلفه مکعبی و استوانه‌ای می‌باشد و مأموریت آن مشاهده زمین و ذخیره و ارسال اطلاعات می‌باشد. این ماهواره دارای دوطبقه و ۴ صفحه است.

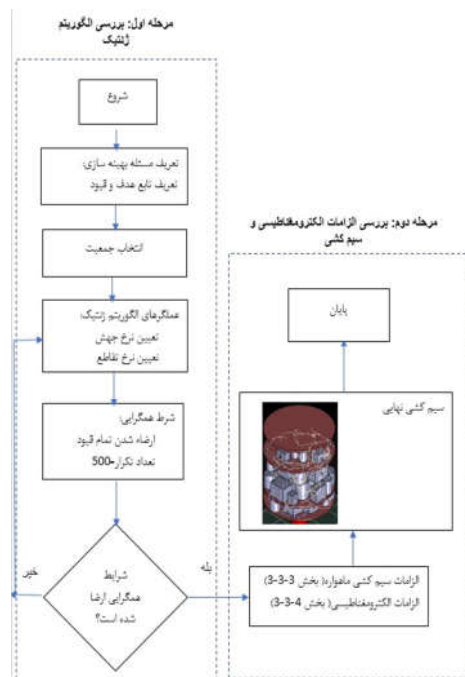
$$I_{xx} = \sum_{i=0}^{\infty} (J_{xi} \cos^2 a_i + J_{yi} \sin^2 a_i) + \sum_{n=1}^{\infty} m_i (y_i^2 + z_i^2) - \sum_{n=1}^{\infty} m_i (y_m^2 + z_m^2) = \left[\sum_{i=1}^{24} \frac{1}{2} m_i (b_i^2 + h_i^2) \cos^2 a_i + \frac{1}{2} m_i (a_i^2 + h_i^2) \sin^2 a_i \right] + \sum_{i=25}^{53} \left(\frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \cos^2 a_i + \frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \sin^2 a_i \right) + \sum_{n=1}^{53} m_i (x_{2i}^2 + z_i^2) - \sum_{i=1}^{53} m_i (x_{2i}^2 + z_m^2) = \sum_{i=1}^{24} \left(\frac{1}{2} m_i (b_i^2 + h_i^2) \cos^2 a_i + \frac{1}{2} m_i (a_i^2 + h_i^2) \sin^2 a_i \right) + \sum_{i=25}^{53} \left(\frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \right) + \sum_{n=1}^{53} m_i (x_{2i}^2 + z_i^2) - \sum_{i=1}^{53} m_i (y_m^2 + z_m^2) \quad (2)$$

$$I_{yy} = \sum_{i=0}^{\infty} (J_{yi} \cos^2 a_i + J_{xi} \sin^2 a_i) + \sum_{n=1}^{\infty} m_i (x_i^2 + z_i^2) - \sum_{n=1}^{\infty} m_i (x_m^2 + z_m^2) = \left[\sum_{i=1}^{24} \left(\frac{1}{2} m_i (a_i^2 + h_i^2) \cos^2 a_i + \frac{1}{2} m_i (b_i^2 + h_i^2) \sin^2 a_i \right) + \sum_{i=25}^{53} \left(\frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \cos^2 a_i + \frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \sin^2 a_i \right) \right] + \sum_{n=1}^{53} m_i (x_{i-1}^2 + z_i^2) - (x_m^2 + z_m^2) \sum_{n=1}^{53} m_i = \left[\sum_{i=1}^{24} \left(\frac{1}{2} m_i (a_i^2 + h_i^2) \cos^2 a_i + \frac{1}{2} m_i (b_i^2 + h_i^2) \sin^2 a_i \right) + \sum_{i=25}^{53} \left(\frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) \right) \right] + \sum_{n=1}^{53} m_i (x_{i-1}^2 + z_i^2) - (x_m^2 + z_m^2) \sum_{n=1}^{53} m_i \quad (3)$$

$$I_{zz} = \sum_{n=1}^{\infty} m_i (x_i^2 + y_i^2) - \sum_{n=1}^{\infty} m_i (x_m^2 + y_m^2) = \sum_{n=1}^{53} m_i (x_{i-1}^2 + x_{i-1}^2) - \sum_{n=1}^{53} m_i (x_m^2 + y_m^2) \quad (4)$$

که در آن:

a_i	طول اجزای مکعبی (طول لبه بلندتر)
b_i	عرض اجزای مکعبی (طول لبه کوتاه‌تر)
r_i	شعاع اجزای مکعبی
h_i	ارتفاع اجزای مکعبی و استوانه ای
m_i	جرم اجزای مکعبی و استوانه ای
α_i	زاویه چرخش اجزای مکعبی در صفحه oxy
x_i	مختصات x اجزا
y_i	مختصات y اجزا
z_i	مختصات z اجزا
x_m	مختصات x مرکز جرم
y_m	مختصات y مرکز جرم
z_m	مختصات z مرکز جرم



شکل ۳- فلوجارت الگوریتم ژنتیک و سیم کشی ماهواره نمونه

فرمولسازي بهينه سازي جانمائي ماهواره به صورت كلي به شكل زير بيان مي شود.

$$\begin{aligned} f(x) & \text{ تابع هدف} \\ g(x) & \leq 0 \text{ قيد نا مساوي} \\ h(x) & = 0 \text{ قيد مساوي} \\ x_{li} & \leq x_i \leq x_{ui} \end{aligned}$$

بازه متغيرها كه نشان دهنده حد بالا و پايين مي باشد.

۳-۱- گام اول: فرمول سازي بهينه سازي جانمائي ماهواره نمونه (تابع هدف قيود، متغيرها و پارامترها):

باتوجه به معادله (۱) فرمول سازي جانمائي ماهواره با معيارهاي ممان اينرسی مي باشد و I_{xx} و I_{yy} و I_{zz} به ترتيب ممان اينرسی قطري در جهت x و y و z مي باشد. كه به شرح معادله (۱) مي باشد. [۴]

$$\text{Min } f(x) = I_{xx} + I_{yy} + I_{zz} \quad (1)$$

مقادير هر يك از ممان اينرسی I_{xx} و I_{yy} و I_{zz} به شرح زير است.

$J_{xi}-J_{yi}-J_{zi}$ ممان اینرسی‌های شی i ام نسبت به مختصات محلی $oxyz$ جداول ۱ تا ۴ در پیوست مقادیر هر از پارامترها می باشد

۳-۲-۳- قیود

قیود به کاررفته در این مسئله، قید عدم تداخل و همپوشانی و همچنین قید کنترل وضعیت می باشد که در ابتدا به بررسی قید عدم تداخل و همپوشانی می پردازیم.

۳-۲-۱- قید عدم تداخل و همپوشانی

قید عدم تداخل یکی از قیود خیلی مهمی است که در بهینه نمودن جانمایی اجزاء ماهواره به کار می رود. این قید بدین معناست که قطعات نباید عدم برخورد یا روهم افتادگی داشته باشد یعنی به طور مثال قطعه (۲۱) با (۲۲) نباید برخورد داشته باشد. به این علت که هر یک از قطعات برای عملکرد خاصی طراحی شده است و نباید به هم برخورد داشته باشند. در هر طبقه از فرمول (۱۶) قید عدم تداخل به دست می آید که به طور کل برای ماهواره نمونه ۳۸۵ قید عدم تداخل وجود دارد. (n تعداد اجزای ماهواره است [۴]).

$$n(n-1) \quad (15)$$

فرمول کلی قید عدم تداخل اجزای ماهواره به شرح فرمول (۱۷) است:

$$g_{i-i}(x) \quad (16)$$

$$\begin{aligned}
 &= -(x_{r_{i-1}} - x_{r_{i+1}})^2 \\
 &- (x_{r_i} - x_{r_{i+1}})^2 \\
 &+ (r_i - r_{i+1})^2 \leq 0
 \end{aligned}$$

۳-۲-۲- قید کنترل وضعیت

یکی دیگر از قیود مهم مورد استفاده در این مسئله، قید کنترل وضعیت می باشد. از فرمول (۱۸) تا (۲۴) جهت مقید نمودن تابع تک هدفی مدنظر استفاده می شود.

$$g_r(x) = |X_m - X_e| - \delta X_e \leq 0 \quad (17)$$

$$g_y(x) = |Y_m - Y_e| - \delta Y_e \leq 0 \quad (18)$$

$$g_z(x) = |Z_m - Z_e| - \delta Z_e \leq 0 \quad (19)$$

$$g_x(x) = |\theta_x - \theta_e| - \delta \theta_x \leq 0 \quad (20)$$

$$g_y(x) = |\theta_y - \theta_e| - \delta \theta_y \leq 0 \quad (21)$$

$$\theta_x(x) = \arctan\left(\frac{Y_{I_{xy}}}{I_{xx} - I_{yy}}\right) / r \quad (22)$$

$$\theta_y(x) = \arctan\left(\frac{Y_{I_{xy}}}{I_{zz} - I_{xx}}\right) / r \quad (23)$$

$$\theta_z(x) = \arctan\left(\frac{Y_{I_{xy}}}{I_{zz} - I_{yy}}\right) / r \quad (24)$$

$O_m(x_m, y_m, z_m)$ مرکز ثقل واقعی کل ماهواره
 $O_e(x_e, y_e, z_e)$ موقعیت مد نظر نسبت به O_m
 $\delta X_e - \delta Y_e - \delta Z_e - \delta \theta_x - \delta \theta_y - \delta \theta_z$ خطاهای قابل قبول از نظر مهندسی

θ_i زاویه بین لبه بزرگتر کف اجزای مکعبی با صفحه مرجع xoz در جهت راست گرد حول محور Z
 فرمول (۵) تا (۷) ممان اینرسی‌های ضربدری I_{xy} و I_{xz} و I_{yz} نسبت به مختصات مرکز ثقل $oxyz$ می باشد.

$$\begin{aligned}
 I_{xy}(x) &= \sum_{i=1}^{53} [m_i(x_i - x_m)(y_i - y_m) \\
 &+ \frac{I_{xi} + m_i(y_i + z_i) - J_{yi} - m_i(x_i^2 + z_i^2)}{2} \sin 2a_i] \\
 &= \sum_{i=1}^{53} [m_i(x_{2i-1} - x_m)(x_{2i} - y_m) \\
 &+ \frac{1}{2} m_i(b_i^2 + h_i^2) + m_i(x_{2i}^2 + z_i^2) - J_{yi} - m_i(x_{2i-1}^2 + z_i^2)] \sin 2a_i \\
 &= \sum_{i=1}^{53} [m_i(x_{2i-1} - x_m)(x_{2i} - y_m) \quad (5)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &+ \sum_{i=1}^{24} \frac{1}{2} m_i(b_i^2 - a_i^2) + m_i(x_{2i}^2 - x_{2i-1}^2) \sin 2a_i \\
 &+ \sum_{i=25}^{53} \frac{m_i(x_{2i}^2 - x_{2i-1}^2)}{2} \sin 2a_i] \\
 I_{xz}(x) &= \sum_{i=1}^{\delta r} [m_i(x_i - x_m)(z_i - z_m)] \\
 &= \sum_{i=1}^{\delta r} [m_i(x_{r_{i-1}} - x_m)(z_i - z_m)] \quad (6)
 \end{aligned}$$

$$I_{yz}(x) = \sum_{i=1}^{\delta r} [m_i(y_i - y_m)(z_i - z_m)] = \sum_{i=1}^{\delta r} [m_i(x_{r_i} - y_m)] \quad (7)$$

ماهواره نمونه از اجزای مکعبی (مؤلفه یک تا بیست و چهارم) و استوانه‌ای (بیست و پنجم تا پنجاه و چهارم) تشکیل شده است که قطعه پنجاه و چهارم مخزن سوخت می باشد. موقعیت مرکز ثقل هر یک از مؤلفه‌ها نسبت مختصات $oxyz$ به شکل (x_i, y_i, z_i) می باشد. موقعیت مرکز جرم $(om(x_m, y_m, z_m))$ کل ماهواره به شکل فرمول (۸) تا (۱۵) تعریف می شود.

$$x_m = x_{2i-1} = \frac{\sum_{i=1}^{53} m_i x_i}{\sum_{i=1}^{53} m_i} = \frac{\sum_{i=1}^{53} m_i x_{2i-1}}{\sum_{i=1}^{53} m_i} \quad (8)$$

$$x_{2m} = y_{2m} = x_{2i} = \frac{\sum_{i=1}^{53} m_i y_i}{\sum_{i=1}^{53} m_i} = \frac{\sum_{i=1}^{53} m_i x_{2i}}{\sum_{i=1}^{53} m_i} \quad (9)$$

$$z_m = \frac{\sum_{i=1}^{53} m_i z_i}{\sum_{i=1}^{53} m_i} \quad (10)$$

$$\begin{aligned}
 J_{xic} = J_{yic} &= \frac{1}{12} m_i (3r_i^2 + h_i^2) J_{zic} \\
 &= \frac{1}{2} m_i r_i^2 \quad (11)
 \end{aligned}$$

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

$$J_{yis} = \frac{1}{2} m_i (a_i^2 + h_i^2) \quad (13)$$

$$J_{zis} = \frac{1}{2} m_i (a_i^2 + b_i^2) \quad (14)$$

$$-\theta_z \theta_y - \theta_x - \theta_y - \theta_z \text{ ox}$$

مشخص نمودن حد بالا و پایین متغیرهای طراحی در حل مسئله و بهینه نمودن آن بسیار مؤثر است. لازم است که $X_{ii} \leq X_i \leq X_{ui}$ برای هر یک از آامین متغیر طراحی وجود داشته باشد. هر یک از پارامترهای نامبرده بر اساس فرمول (۲۵) تا (۲۷) تعریف می شود [۴].

$$X_{ui} = r_i - r_i \quad (25)$$

$$X_{ii} = -(r_i - r_i) \quad (26)$$

$$r_i = \sqrt{\left(\frac{a_i}{r}\right)^2 + \left(\frac{b_i}{r}\right)^2} \quad (27)$$

r_i شعاع فضای داخلی در دسترس برای طراحی جانمایی

r_i شعاع اجزاء مکعبی که برای جزء i ام

X_{ui} حد بالای متغیرها

X_{ii} حد پایین متغیرها

۳-۳- سیم کشی ماهواره و الزامات مربوط به آن

یکی از مهم ترین بخش های طراحی ماهواره و بحث جانمایی، سیم کشی آن است. بعد از اینکه جانمایی اجزاء ماهواره بهینه شد نوبت به سیم کشی آن می رسد اما باید در هنگام سیم کشی یکسری الزامات رعایت شود که در ادامه به آن پرداخته می شود. یکی از مهم ترین الزاماتی که هنگام طراحی و جانمایی اجزای ماهواره باید رعایت شود الزامات مربوط به سیم کشی اجزای ماهواره می باشد که شامل نوع سیم، میزان زاویه خم و... می باشد که در ادامه به بررسی الزامات پرداخته می شود [۱۹].

- الزامات زیست محیطی - مهارهای الکتریکی باید به گونه ای طراحی شوند که به طور شرایط محیط های عملیاتی را تحمل کنند.
- الزامات الکتریکی - مجموعه هارنس باید طوری طراحی شوند که انتقال توان بهینه را از فرستنده یا گذرگاه منبع تغذیه به گیرنده یا بار را فراهم کنند. مجموعه هارنس باید به گونه ای طراحی شوند که الزامات عملکرد کلی را برآورده کنند، تا حساسیت به تداخل الکترومغناطیسی ناشی از منابع خارجی و مشکلات تداخل الکترومغناطیسی را به حداقل برسانند.

- طراحی و ساخت ولتاژ بالا - مدارهایی که پتانسیل های بیش از ۲۰۰ ولتاژ الی ۳۰۰ ولتاژ را از طریق محیط های فشار بحرانی حمل می کنند، باید در واصل های ولتاژ بالا با یک اتصال خاتمه داده شوند. اگر طراحی مستلزم آن است که مدارهای ولتاژ بالا در واصل های دارای چندین اتصال هستند، خاتمه پیدا کنند، باید متصل هایی انتخاب شوند که بیشترین فاصله را از پتانسیل زمین دارند. سیم محافظ نباید در مدارهای ولتاژ بالا استفاده شود، مگر اینکه طرح های خاصی نیاز باشد. واصل های ولتاژ بالا باید عاری از هرگونه آلودگی باشد که باعث کاهش ویژگی های تخلیه الکتریکی غیرعادی ولتاژ می شود.

- انواع سیم و کابل - برای حالت های مختلف سیم بندی، انواع سیم یا کابل زیر باید برای به حداقل رساندن EMC در نظر گرفته شود:

۱- محافظ تک هادی - برای سیگنال های حساس و به حداقل رساندن تداخل بین سیم ها.

۲- جفت پیچ خورده - برای مدارهای با فرکانس صوتی که در یک نقطه به زمین متصل شده اند و برای مدارهای با سیگنال و قدرت متعادل استفاده می شود.

۳- کابل های هم محور تک یا دو پوسته محافظ یا کابل های سه محوری - برای پالس های فرکانس بالا در طول کابل های طولانی استفاده می شود.

- محافظ خارجی مجموعه هارنس - نوار مسی برای محافظت الکترواستاتیکی هارنس هایی که مدارهای فرکانس بالاتر را حمل می کنند، مؤثرتر است. نوارهای بافته فولادی یا نوارهای فولادی باید در ارائه محافظ الکترومغناطیسی برای مدارهای فرکانس پایین، به ویژه، مدارهای برق جریان مستقیم و متناوب استفاده شوند. نوارهای مسی و فولادی ممکن است به صورت ترکیبی استفاده شوند. محافظ باید از نوعی باشد که حداکثر پوشش را داشته باشد.

- جداسازی هارنس ها - مجموعه هارنس حامل سیگنال ضربه ای سطح بالا، سیگنال سطح پایین و مدارهای قدرت باید به طور فیزیکی با حداکثر فاصله موجود تحت طراحی و فاصله مورد نیاز از یکدیگر جدا شوند. به عنوان یک هدف طراحی، حداقل فاصله دو اینچ باید مهارها را از هم جدا کند به این دلیل که هارنس ها مدارهایی با سطوح سیگنال متفاوت را حمل می کنند. در صورت امکان، فقط آن دسته از بخش های مهاری که مدارهای گروه سطح سیگنال یکسانی را حمل می کنند باید در زیر همان متصل کننده کابل قرار بگیرند. فقط یک سر محافظ خارجی اعمال شده روی مجموعه هارنس باید به زمین متصل شود.

- سیم و کابل - سیم و کابل هادی باید مس رشته دار یا آلایژ مس با رسانایی بالا باشد. سیم اندازه های بزرگ باید از مس ساخته شود. سیم اندازه کوچک باید از آلایژ مس با استحکام بالا (HSC) باشد تا استحکام انتهایی کافی و عمر

گام دوم - تعیین پارامترهای الگوریتم ژنتیک

- تعیین تعداد جمعیت: در ابتدای بهینه سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک باید تعداد جمعیت اولیه مشخص شود. تعداد جمعیت تاثیر مهمی بر همگرایی الگوریتم ژنتیک دارد از طرف دیگر هر چه قدر تعداد جمعیت بیشتر باشد دقت الگوریتم بیشتر خواهد شد ولی از طرف دیگر سبب افزایش حجم محاسباتی می شود که در این راستا تعداد جمعیت با توجه به تعداد متغیرها که در جدول ۶ مشخص گردیده است (۱۰۶ متغیر)، ۲۵۰ انتخاب شده است و این متغیرها بر اساس پارامترهای تعریف شده در جداول ۱ تا ۴ می باشد.
- تعیین نرخ جهش: جهش برای ایجاد تنوع در جمعیت استفاده می شود. مقدار نرخ جهش از ۰/۱ تا ۰/۹ می باشد. با توجه به تست های متعددی که روی تاثیر پارامتر جهش انجام شد، مقدار جهش ۰/۱ در نظر گرفته شده است. تعیین نرخ تقاطع: معمولاً در الگوریتم ژنتیک با احتمال زیاد از تعیین نرخ تقاطع استفاده می شود. تاثیر نرخ تقاطع در همگرایی الگوریتم ژنتیک بررسی و مقدار آن ۰/۸ انتخاب گردید.

جدول ۲- مقدار پارامترهای GA

پارامترهای GA	مقدار
اندازه جمعیت	۲۵۰
نرخ جهش	۰/۱
نرخ تقاطع	۰/۸

۴- اعتبارسنجی الگوریتم به کار گرفته شده

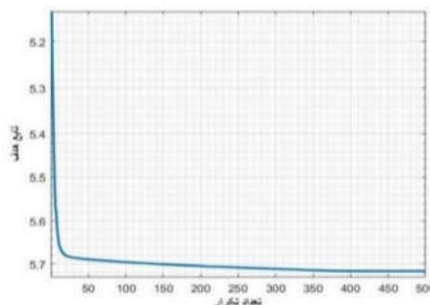
جهت اعتبارسنجی الگوریتم به کار گرفته شده باید دقت و کارآمدی آن بررسی شود. الگوریتم به کار گرفته شده در ماهواره نمونه الگوریتم مورچگان است ولی الگوریتم به کار گرفته شده در طراحی جانمایی این پروژه ژنتیک می باشد که نتایج تابع هدف مقید با نتایج به دست آمده به شرح زیر مقایسه شده و در نهایت اعتبارسنجی الگوریتم استفاده شده در این پروژه مشخص شده است. مقدار تابع برازندگی بهینه سازی تابع هدف ۵/۶۹۲۶- می باشد البته لازم به ذکر است که طبق تعریف اولیه از بهینه سازی قدرمطلق مقدار بالا در نظر گرفته می شود و همچنین ممان اینرسی مقداری مثبت است و الگوریتم به کار گرفته شده در این پروژه سبب بهینه شدن تابع هدف و ارضاشدن قیود کنترلی و عدم همپوشانی می شود.

- انعطاف پذیری داشته باشد. سیم HSC باید از نظر الزامات مغناطیسی بررسی شود.
- هم محور - هادی های هم محور باید مس، آلایژ مس با رسانایی بالا باشند.
- پیکربندی Y- فرارگیری سیمها به صورت تصادفی هیچ الگوی ندارد. سیمها به طور تصادفی اجرا می شوند و به داخل و خارج اجزا می روند. زمانی که نیاز به انعطاف پذیری معمولی باشد، از این پیکربندی استفاده می شود.
- پیکربندی T- این پیکربندی که به شکل پیچشی می باشد، باید در جایی که حداکثر انعطاف پذیری مورد نیاز است، استفاده شود.

۳-۴ - الزامات الکترومغناطیسی

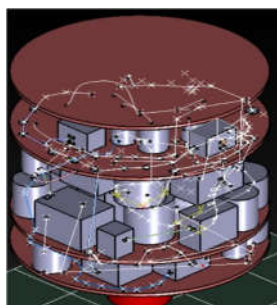
طراحی یک سیستم فضایی مثل ماهواره لازم است دو قانون را برآورده کند [۲۴]:

- سازگاری الکترومغناطیسی بین تجهیزات و زیر سیستم های داخل یک سیستم فضایی
 - سازگاری الکترومغناطیسی با محیط خارجی
- سازگاری الکترومغناطیسی در گام ابتدایی طراحی تعریف شده و به دودسته کلی تقسیم بندی می شود. یکی برای الزاماتی که در استانداردهای کلی تعریف شده و دیگری بر اساس نیاز پروژه تعریف شده است. استاندارد ECSS طراح را ملزوم می کند به اینکه طرح، کنترل EMC را در فاز اولیه طراحی تدوین و مشخص کند [۲].
- یکی از موارد مهمی که در سازگاری الکترومغناطیسی باید به آن توجه کرد بحث کابلها و واصل ها می باشد و علت آن القاء نویز و تشعشع از یک زیرسیستم است. به همین علت کابل و واصل باید به درستی انتخاب شود. در بیشتر موارد باید از کابل های حفاظدار استفاده گردد. در مورد کابل تغذیه و واسطه های فرکانس پایین که امکان فیلترکردن مناسب برای آنها وجود دارد، ممکن است استثنا نیز وجود داشته باشد. رعایت الزامات زیر در مورد کابلها و کانکتورها باعث افزایش قابل ملاحظه سازگاری الکترومغناطیسی در سیستم می شود [۲۳]:
- تا جایی که امکان دارد طراحی سیستم به گونه ای باشد که نیاز به اتصالات سیمی/کابلی در سیستم به حداقل برسد.
 - از عبور کابل های حامل سیگنال های نویزی از کنار قطعات یا مدارهای حساس جلوگیری شود.
 - مساحت حلقه جریانی بین مسیرهای رفت و برگشت حداقل باشد و برای رعایت این مسئله علاوه بر اینکه لازم است طول سیم های حداقل باشد، باید چینش سیمها در یک کابل چندرشته ای به درستی انجام شود. استفاده از سیم های به هم تابیده شده یکی از روش های مؤثر برای افزایش سازگاری الکترومغناطیسی می باشد و اگر دارای پوسته محافظ باشد، تا فرکانس های چند ده مگاهرتز شرایط مناسبی از نظر EMC را فراهم می کند.



شکل ۴ - همگرایی الگوریتم پیشنهادی ژنتیک با تابع هدف کمینه کردن

موقعیت بهینه شده آن را نشان می دهد، بعد از انجام بهینه سازی اولیه و سیم کشی اولیه که انجام شد، زیر سیستم OBC را به طور دستی با رعایت الزاماتی که برای این زیر سیستم می باشد، در موقعیتی قرار داده شد که سیم کشی کمینه شده و مقدار سیستم کشی به برخی از اجزای زیر سیستم ها به کمترین مقدار خود رسید. در جدول ۶ که به پیوست می باشد، نتایج نهایی جانمایی ماهواره بدست آمده است که برای ۵۳ قطعه جایگاه بهینه مشخص شده تا ممان اینرسی و مرکز جرم بهینه مقدار خود دست یابد. مقادیر بدست آمده نشان دهنده میزان جابه جایی اجزاء ماهواره در دو جهت x و y می باشد. با رعایت الزامات و نکات گفته شده جهت سیم کشی ماهواره، نتیجه اولیه به شرح زیر است:



شکل ۵- نتیجه سیم کشی مدل سازی

در هنگام سیم کشی ماهواره به بیشترین نکاتی که توجه شده است نوع سیم و عدم ایجاد خم زیاد در برخی از نواحی در هنگام اتصالات بین زیر سیستم ها می باشد، زیرا انحنای زیاد سبب ایجاد میدان مغناطیسی شده و سبب ایجاد تداخل الکترومغناطیسی و اختلال در عملکرد زیر سیستم ها می شود. یکی دیگر از نکات مهمی که به آن توجه بیشتر شده است شکل سیم کشی می باشد که به شکل T یا Y باشد و همچنین از هر دو نوع سیم بندی جهت انجام سیم کشی استفاده شده است زیرا مسیرهای حرکتی سیم ها با توجه به موقعیت قرار گیری اجزا فرق دارد. الگوریتم ژنتیک یک الگوریتم از پیش تعیین شده است و جایگاه زیر سیستم ها را که بر اساس تعداد به آن گفته می شود بهینه می کند اما می توان زمانی که بهینه سازی اولیه انجام شد و سیم کشی اولیه نیز صورت گرفت، بعد از آن زیر سیستم OBC را که بیشترین سیم کشی را دارد موقعیت آن به جایی که کمترین تداخل بر اثر نویز روی آن ایجاد می شود تغییر دهیم و علت این موضوع کوتاه کردن سیم کشی بین باطری و سایر اجزا می باشد که پس از انجام این کار طول کل سیم کشی بین زیر سیستم OBC با باطری از ۱/۸۰ متر به ۱/۰۷ تغییر یافته و بهینه می شود اما بسیار باید دقت شود که تا جایی که امکان دارد زیر سیستم OBC از زیر سیستم مخابرات فاصله کمتری داشته باشد اما زمانی که موقعیت زیر سیستم OBC جابه جا می شود حتی مقدار سیم کشی به زیر سیستم مخابرات و ADCS و PAYLOAD هم کوتاه تر و کمتر می شود و می توان از طریق انتقال یکسیم به زیر سیستم مخابرات و تبدیل آن به چند شاخه به سایر بخش های مخابرات اطلاعات مربوطه انتقال داده شود.

جدول ۵ که در پیوست موجود می باشد خروجی کلیه ممان اینرسی های ماهواره می باشد. بر اساس خروجی دریافت شده مقدار انجام بهینه سازی با الگوریتم ژنتیک هر کدام به میزان ۱۱ الی ۳ درصد کاهش یافته و این موضوع نشان دهنده عملکرد درست الگوریتم ژنتیک و بهینه سازی جانمایی ماهواره می باشد. معیار همگرایی در ای مسئله این است که باید تمامی قیود در هر تکرار ارضا شود و در دو تکرار متوالی از 10^{-4} کمتر شود. بهینه سازی جانمایی ماهواره با استفاده از یک نرم افزار محاسبات عددی انجام شده است. از نقطه نظر اثبات همگرایی، معیارهای همگرایی زیر اعمال شده است:

- حداکثر تکرارهای بهینه سازی و با توجه به شرط توقف ($\epsilon \leq 10^{-4}$) که این موضوع در شکل ۴ کاملاً قابل مشاهده است که بعد از تکرار ۲۵۰ تغییری در مقدار تابع هدف اتفاق نمی افتد.
- ارضاء شده تمام قیود مسئله در نقطه بهینه

۵ - نتیجه گیری

جانمایی ماهواره یکی از مهم ترین مسائل در طراحی ماهواره می باشد. یکی از بهترین روش هایی که می توان جانمایی درستی را انجام داد، استفاده از روش های بهینه سازی می باشد. بهینه سازی در کل جانمایی ماهواره نقش مؤثری دارد. بهینه سازی دارای روش های مختلفی می باشد مثل الگوریتم ژنتیک، ازدحام پرندگان (PSO) و ... هر یک از الگوریتم ها مزیت های خود را دارا می باشد. در این مقاله از الگوریتم ژنتیک جهت بهینه سازی ماهواره نمونه استفاده شده است. یکی از مزیت های الگوریتم ژنتیک این است که برای مسائل مقید به خوبی عمل می کند. بعد از جانمایی انجام شده با استفاده از الگوریتم نامبرده و اعتبارسنجی انجام شده با الگوریتم بهینه سازی مورچگان که مورد استفاده برای بهینه سازی ماهواره نمونه می باشد، مشخص شد که الگوریتم ژنتیک بهتر عمل می کند و نتایج بهینه تری می دهد. بعد از انجام بهینه سازی جانمایی ماهواره با استفاده از الزامات سیم کشی و الزامات عدم تداخل الکترومغناطیسی، سیم کشی اولیه انجام شد اما با توجه به اینکه الگوریتم ژنتیک فقط نتایج بهینه سازی موقعیت اجزا را نمایش می دهد و مشخص نمی کند که به طور مثال زیر سیستم OBC که دارای بیشترین سیم کشی می باشد در کدام طبقه قرار دارد و فقط

مقدار	متغیرها	مقدار	متغیرها	مقدار	متغیرها	مقدار	متغیرها
۱۵/۵۸	$x_{۲۱}$	۲۱	-۷/۰۱	$x_{۱۷}$	۹	۱۵/۵۸	$x_{۲۱}$
۶۳/۰۳	$x_{۲۲}$	۲۱	۹۱/۷۲	$x_{۱۸}$	۹	۶۳/۰۳	$x_{۲۲}$
۳۰/۳۱	$x_{۲۳}$	۲۲	۰/۸۶	$x_{۱۹}$	۱۰	۳۰/۳۱	$x_{۲۳}$
۷۶/۷۹	$x_{۲۴}$	۲۲	۸۷/۴۴	$x_{۲۰}$	۱۰	۷۶/۷۹	$x_{۲۴}$
-۳/۹۶	$x_{۴۵}$	۲۳	۱/۵۵	$x_{۲۱}$	۱۱	-۳/۹۶	$x_{۴۵}$
۲۳/۱۵	$x_{۴۶}$	۲۳	۱۰۰/۷۳	$x_{۲۲}$	۱۱	۲۳/۱۵	$x_{۴۶}$
۴۷/۲۶	$x_{۴۷}$	۲۴	۲۴/۱۳	$x_{۲۳}$	۱۲	۴۷/۲۶	$x_{۴۷}$
-۱۰/۵۶	$x_{۴۸}$	۲۴	۹۵/۳۲	$x_{۲۴}$	۱۲	-۱۰/۵۶	$x_{۴۸}$
۶۰/۲۴	$x_{۹۷}$	۴۹	۵/۸۷	$x_{۷۳}$	۳۷	۱۰/۱۵۰	$x_{۴۹}$
۴۰/۷۹	$x_{۹۸}$	۴۹	۶۹/۴۸	$x_{۷۴}$	۳۷	۸/۹۶	$x_{۵۰}$
-۸/۳۷	$x_{۹۹}$	۵۰	۳۷/۰۴	$x_{۷۵}$	۳۸	۱۱۱/۹۱	$x_{۵۱}$
۸۶/۰۰	$x_{۱۰۰}$	۵۰	۵۲/۸۹	$x_{۷۶}$	۳۸	-۸/۰۴	$x_{۵۲}$
-۱۴/۷۴	$x_{۱۰۱}$	۵۱	۵/۸۷	$x_{۷۷}$	۳۹	۳/۴۹	$x_{۵۳}$
۱۰۴/۸۰	$x_{۱۰۲}$	۵۱	۶۰/۰۵	$x_{۷۸}$	۳۹	۹۴/۲۳	$x_{۵۴}$
-۵/۲۳	$x_{۱۰۳}$	۵۲	۱۷/۱۲	$x_{۷۹}$	۴۰	۴/۰۷	$x_{۵۵}$
۶۵/۳۳	$x_{۱۰۴}$	۵۲	۷۷/۶۸	$x_{۸۰}$	۴۰	۷۶/۰۸	$x_{۵۶}$
۴۲/۵۳	$x_{۱۰۵}$	۵۳	۳/۸۸	$x_{۸۱}$	۴۱	۸/۱۸	$x_{۵۷}$
-۳/۴۹	$x_{۱۰۶}$	۵۳	۱۰۴/۶۷	$x_{۸۲}$	۴۱	۲۵/۰۱	$x_{۵۸}$
			۵/۰۲	$x_{۸۳}$	۴۲	-۲/۲۹	$x_{۵۹}$
			۱۱۸/۲۲	$x_{۸۴}$	۴۲	۷۵/۱۲	$x_{۶۰}$
			۱۲/۵۱	$x_{۸۵}$	۴۳	۸/۶۷	$x_{۶۱}$
			۹۳/۹۶	$x_{۸۶}$	۴۳	۷۳/۲۵	$x_{۶۲}$
			۱۲/۱۲	$x_{۸۷}$	۴۴	۴/۳۸	$x_{۶۳}$
			۶۴/۰۵	$x_{۸۸}$	۴۴	۶۰/۰۶	$x_{۶۴}$
			۲/۲۳	$x_{۸۹}$	۴۵	-۳/۵۵	$x_{۶۵}$
			۷۳/۲۲	$x_{۹۰}$	۴۵	۴۶/۱۹	$x_{۶۶}$
			۸/۵۱	$x_{۹۱}$	۴۶	۱۳/۰۳	$x_{۶۷}$
			۱۴/۲۴	$x_{۹۲}$	۴۶	۱۰۰/۵۱	$x_{۶۸}$
			۲۲/۴۰	$x_{۹۳}$	۴۷	-۵/۹۹	$x_{۶۹}$
			۱۱۱/۰۲	$x_{۹۴}$	۴۷	۵۲/۲۲	$x_{۷۰}$
			۸/۵۷	$x_{۹۵}$	۴۸	۴۴/۳۰	$x_{۷۱}$
			۵۸/۳۹	$x_{۹۶}$	۴۸	۶۰/۴۷	$x_{۷۲}$

۷-مراجع

- [۱] شهرابی فراهانی حسین، طراحی جامای اجزای زیرسیستم‌های ماهواره، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت، دانشکده مکانیک، سال ۱۳۸۰.
- [2] Dayashankara, Hariharan, Rao, Rajan, & Bokil. (1997, May). EMC considerations in spacecraft harness design. In 1997 Proceedings of International Symposium on Electromagnetic Compatibility, 239-242, IEEE. Moran MJ, Shapiro HN, Boettner DD, Bailey MB. Fundamentals of engineering thermodynamics. John Wiley & Sons; 2010 Dec 7.
- [3] Sun Z. G., & Teng H. F. Optimal layout design of a satellite module. Engineering optimization, 35(5), 513-529. 2003.
- [4] Fakoor, M., Zadeh, P. M., & Eskandari, H. M. Developing an optimal layout design of a satellite system by considering natural frequency and attitude control constraints. Aerospace Science and Technology, 71, 172-188. 2017.
- [5] Yishou W., & Hongfei T. Knowledge fusion design method: satellite module layout. Chinese Journal of Aeronautics, 22(1), 32-42. 2009.



شکل ۶-سیم بندی T



شکل ۷-سیم بندی Y شکل

۶- پیوست ها

جدول ۱- اعتبار سنجی الگوریتم ها

الگوریتم	الگوریتم Ant colony	مقادیر	ممان اینرسی ($kg.m^2$)	
GA				
۲۷۳/۶۷	۲۷۸/۴۶	I_{xx}		
۲۹۵/۳۷	۲۹۵/۲۳	I_{yy}		
۲۱۲/۵۳	۲۱۶/۰۳	I_{zz}		
-۰/۱۳	-۰/۱۴	I_{xy}		
-۰/۵۵	-۰/۰۶	I_{xz}		
-۰/۲۱	-۰/۲۳	I_{yz}		
-۰/۰۷	-۰/۰۷۵	θ_x	مومنتوم	
-۰/۰۱۷۲	-۰/۰۱۷۲	θ_y	زاویه‌ای	
-۰/۰۰۰۸	-۰/۰۰۰۸	θ_z	(rad)	
۲/۶۰	۲/۸۸	X_m	مرکز جرم (mm)	
۱/۱۱	۱/۲۳	Y_m		
۵۱۳/۲۶	۵۲۳/۲۶	Z_m		
.	.	∇V	تداخل کل (mm^3)	

جدول ۲- نتایج تغییر متغیرها

تغییر	تغییر	تغییر	تغییر	تغییر	تغییر
-۲۱/۹۱	$x_{۲۵}$	۱۳	۴/۶۷	$x_۱$	۱
۵۹/۳۴	$x_{۲۶}$	۱۳	۱۰۵/۰۶	$x_۲$	۱
۲/۲۹	$x_{۲۷}$	۱۴	۱/۷۳	$x_۳$	۲
۶۹/۷۹	$x_{۲۸}$	۱۴	۱۰۳/۱۶	$x_۴$	۲
۳۴/۸۷	$x_{۲۹}$	۱۵	-۹/۸۶	$x_۵$	۳
۳۱/۵۵	$x_{۳۰}$	۱۵	۱۰۶/۳۹	$x_۶$	۳
۵/۳۸	$x_{۳۱}$	۱۶	-۴/۵۰	$x_۷$	۴
۵۸/۶۰	$x_{۳۲}$	۱۶	۵۴/۶۹	$x_۸$	۴
-۱۰/۹۱	$x_{۳۳}$	۱۷	۶/۵۰	$x_۹$	۵
۹۴/۹۵	$x_{۳۴}$	۱۷	۹۴/۴۷	$x_{۱۰}$	۵
۱۳/۴۳	$x_{۳۵}$	۱۸	۳/۶۷	$x_{۱۱}$	۶
۵۷/۶۸	$x_{۳۶}$	۱۸	۹۵/۹۰	$x_{۱۲}$	۶
۲۳/۰۸	$x_{۳۷}$	۱۹	۹/۶۹	$x_{۱۳}$	۷
۶۷/۳۶	$x_{۳۸}$	۱۹	۱۰۰/۶۸	$x_{۱۴}$	۷
-۰/۸۱	$x_{۳۹}$	۲۰	۳/۲۲	$x_{۱۵}$	۸
-۹/۶۹	$x_۴۰$	۲۰	۸۰/۳۵	$x_{۱۶}$	۸

- [27] Agrawal A., Barratt S., Boyd S., & Stellato B., Learning convex optimization control policies. In Learning for Dynamics and Control, 361-373. PMLR, 2020, July.
- [28] Sui X., Jiang Z., Lyu Y., Fan R., Hu H., & Liu Z Integrating Convex Optimization and Deep Learning for Downlink Resource Allocation in LEO Satellites Networks. IEEE Transactions on Cognitive Communications and Networking, 2024.
- [۶] فکور، کوثری، تقی نژاد، مروری بر روش‌های ارائه شده برای جانمایی بهینه اجزای ماهواره. مهندسی مکانیک مدرس، ۱۳(۹)، ۱۲۶-۱۳۷، ۲۰۱۳
- [7] Cuco A. P. C., de Sousa F. L., & Silva Neto A. J. A multi-objective methodology for spacecraft equipment layouts. Optimization and Engineering, 16, 165-181, 2015.
- [۸] فکور، تقی نژاد، کوثری، طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی طراحی جانمایی در ماهواره‌های مدار زمین آهنگ. مهندسی مکانیک مدرس، ۱۵(۱)، ۳۳۹-۳۵۱، ۲۰۱۵
- [9] Fakoor M., Ghoreishi S. M. N., & Sabaghzadeh H. Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): an efficient optimization tool. Advances in Space Research, 58(9), 1654-1670, 2016.
- [10] Hasan M. F., Atif M., Atta-ur-Rehman M., & Saeed M. (). Development plan of Harness model for Small Satellites. In Conference: International Conference on Aerospace Science & Engineering (ICASE), 16, September.
- [۱۱] سادات شیرازی، محدثه السادات، محمد زاده، مظفری، طراحی و بهینه سازی سیستمی ماهواره بر اساس شبه مدل. مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، ۴۹(۲)، ۱۰۱-۱۱۹، ۲۰۱۹
- [۱۲] رضوی سیدمحمد رضا، شهبازی حامد، ملک زاده مریم، آریایی علیرضا. بررسی تحلیلی روش‌های بهینه سازی هوشمند مشاهده گر اغتشاش تطبیقی نروفازی برای شبیه ساز کنترل وضعیت ماهواره، ۲۰۲۰
- [۱۳] فکور، م.، احمدی، م.، کوثری، ا. ر.، امیر رضا، شهریار، مهران، بهبود عملکرد زیرسیستم کنترل گرمایی ماهواره با استفاده از رادیاتور هوشمند. مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، ۱۵(۱)، ۷۹-۲۲۸۷، ۲۰۲۲
- [14] Mukhayadi M., Hermadi I., & Hardhienata S. Layout optimization of microsatellite components using genetic algorithm. TELKOMNIKA (Telecommunication Computing Electronics and Control), 15(1), 2017, 341-350.
- [15] Bennioui F. Z., Khabba A., Bouslam K. A., Wakrim L., Ibyaich S., & Zeroual A. Genetic Algorithm-Based Optimization of Rectangular Patch Antenna Parameters for 2.45 GHz. In 2024 International Conference on Global Aeronautical Engineering and Satellite Technology (GAST) 1-6. IEEE, 2024, April
- [16] Shafae M., Mohammad Zadeh P., Elkaie A., & Fallah H. Design optimization of a thrust chamber using a mass-based model to improve the geometrical and performance parameters of low-thrust space propulsion systems. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 233(5), 1820-1837, 2019
- [17] Gwozdecky K. Wiring harness design methodologies and assembly integration and test for a modular microsatellite platform. University of Toronto (Canada). 2020.
- [18] http://everyspec.com/NASA/NASA-JSC/NASA_SSPUBS/download.php?spec=SSP_30242F.028771.pdf
- [19] <https://standards.nasa.gov/standard/nasa/nasa-std-87394>
- [20] Laidlaw M. D. Microsatellite Wiring Harness and Attitude Hardware Development for the DEFIANT Platform. University of Toronto (Canada). 2020.
- [21] Gwozdecky K. Methodologies for Development of a Modular Wiring Harness for Use in Small Satellite Constellations. 2020.
- [22] WORKMANSHIP STANDARD FOR CRIMPING, INTERCONNECTING CABLES, HARNESSSES, AND WIRING. NASA-STD-8739.4A – 2016-06-30.
- [23] www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Test_centre/Electromagnetic_compatibility
- [24] Talafi Noghani M. Electromagnetic Compatibility in Space Systems (Part I). Technology in Aerospace Engineering, 4(1), 7-22. 2020.
- [۲۵] الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی / نویسنده دن سیمون؛ مترجمان محمد منثوری، محمد قراچورلو. اداره انتشارات دانشگاه شاهد؛ ۱۸۵
- [26] Diamond S., & Boyd, S. CVXPY: A Python-embedded modeling language for convex optimization. Journal of Machine Learning Research, 17(83), 1-5. 2016.