



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 2, pp.: 61-88
2024

DOI:
10.22034/jssta.2023.421767.1142

Article Info

Received: 2023-10-21
Accepted: 2024-01-16

Keywords

3D Layout of satellite components/equipment, Uncertainty, Proposed Robust Flexible Programming Model (RFPM), Optimization algorithm

How to Cite this article

Aliha, Mir Saman Pishvae, "Layout optimization of interior equipment in a multilayer cylindrical satellite", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (2), p.:61-88, 2024.

Layout optimization of interior equipment in a multilayer cylindrical satellite

Masoud Hekmatfar², M.R.M. Aliha^{1*}, Mir Saman Pishvae³

¹ * Welding and Joining Research Center, School of Industrial Engineering, Iran University of Science and Technology (IUST), Tehran, Iran., mrm_aliha@iust.ac.ir

² School of Industrial Engineering, Iran University of Science and Technology (IUST), Tehran, Iran, masoudhekmatfar@gmail.com

³ School of Industrial Engineering, Iran University of Science and Technology (IUST), Tehran, Iran, pishvae@iust.ac.ir

Abstract

One of the main issues in the arrangement of equipment in multi-layered satellites includes placing the equipment in each layer separately. In the arrangement of equipment on surfaces, the non-overlap constraint has always been a challenge, especially for parts that do not have a circular cross-section. This paper presents a robust flexible programming model (RFPM) for placing equipment in different layers and considering uncertainty for placement of cubic equipment. Comparing the output of the proposed model with previous studies in this field shows that the efficiency of the model has increased significantly to meet the limitations of non-overlapping between equipment. Eventually, it is expected that this research can cover the existing gaps in this field and by observing other limitations such as stability and thermal limitations, moments of inertia and center of gravity, it will reduce the design time in the conceptual and preliminary phase and ultimately reduce the overall dimensions of the satellite, which has always been one of the main goals of designers.

طراحی چیدمان چند طبقه ای تجهیزات در ماهواره استوانه ای به روش بهینه سازی

مسعود حکمت فر^۲، محمد رضا محمد علیها^{۱*}، میر سامان پیشوایی^۳

۱- دانشکده مهندسی صنایع دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران mrm.aliha@iust.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی صنایع دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران masoudhekatfar@gmail.com

۳- دانشکده مهندسی صنایع دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، ایران pishvae@iust.ac.ir

چکیده

یکی از موضوعات اصلی در چیدمان تجهیزات در ماهواره های چند طبقه شامل قرار دادن تجهیزات در هر لایه به صورت جداگانه می باشد. در چیدمان تجهیزات در سطوح، محدودیت عدم همپوشانی همواره یک چالش بوده است، به ویژه برای قطعاتی که فاقد سطح مقطع دایره ای شکل هستند. این مقاله یک مدل برنامه نویسی انعطاف پذیر استوار (RFPM) به منظور قرار دادن تجهیزات در لایه های مختلف و لحاظ عدم قطعیت برای جانمایی تجهیزات مکعبی را ارائه می دهد. مقایسه خروجی مدل پیشنهادی با مطالعات قبلی در این زمینه نشان می دهد که به طور قابل توجهی کارایی مدل برای برآورده کردن محدودیت های عدم همپوشانی بین تجهیزات بالا رفته است. در نهایت انتظار می رود که این تحقیق بتواند خلاءهای موجود در این حوزه را پوشش داده و با رعایت محدودیت های دیگر مانند پایداری و محدودیت های حرارتی، ممان های اینرسی و مرکز ثقل به کاهش زمان طراحی در فاز مفهومی و مقدماتی و نهایتاً کوچکتر شدن ابعاد کلی ماهواره که همواره یکی از اصلی ترین اهداف طراحان در این زمینه بوده کمک شایانی نماید.



دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۲، صفحه ۸۸-۶۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jssta.2023.421767.1142

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۲۹
پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۰۹

واژه های کلیدی

چیدمان سه بعدی تجهیزات
ماهواره- عدم قطعیت- مدل
پیشنهادی برنامه ریزی استوار
انعطاف پذیر- الگوریتم بهینه سازی

نحوه استناد به این مقاله

مسعود حکمت فر، محمد رضا محمد علیها، میر سامان پیشوایی، "طراحی چیدمان چند طبقه ای تجهیزات در ماهواره استوانه ای به روش بهینه سازی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره دوم، صفحات ۸۸-۶۱، ۱۴۰۲.

مقدمه

مطالب موجود در بقیه بخش‌های این مقاله به صورت زیر آمده است؛ در بخش ۱-۱ مرور پژوهش‌های مرتبط از تحقیقات گذشته آورده شده است. تعریف مساله چیدمان تجهیزات ماهواره در چند طبقه در بخش ۱-۲ و ارائه مدل ریاضی شامل جانمایی تجهیزات در هر سطح و روش حل آن در بخش ۲ مورد بررسی قرار گرفته است. اجرای مدل پیشنهادی و تحزیه و تحلیل نتایج برای مطالعات موردی در بخش ۳ دیده می شود و در نهایت نتیجه گیری در بخش ۴ مقاله آورده شده است.

۱-۱ مرور پژوهش‌های مرتبط

فربی و همکاران [۳] و [۴] نخستین نفراتی بودند که در مورد چیدمان تجهیزات ماهواره روش‌های بهینه سازی عددی ارائه دادند. پس از آن مقالاتی زیادی در زمینه چیدمان تجهیزات ماهواره منتشر شد که بسته به نوع ماهواره جانمایی‌ها به دو گروه اصلی؛ جانمایی تجهیزات در محفظه ماهواره (ماهواره‌های مکعبی شکل) و یا بر روی سطوح موجود در ماهواره (ماهواره‌های استوانه‌ای شکل) تقسیم می شوند. در این مقاله چون بحث در مورد جانمایی تجهیزات در ماهواره‌های دارای طبقه می‌باشد مهمترین مقالات موجود که طراحی ۴ صفحه حامل را شامل می شدند به همراه روش‌های جانمایی در هر صفحه و حل آنها در جدول (۱) آورده شده اند.

سه مقاله ژانگ و همکاران [۱۵]، [۱۶] و [۱۷] از داده های مقاله [۱] استفاده کرده و یک ماهواره چند محفظه ای با ۱۲۰ تجهیز و ۸ لایه را مورد بررسی قرار دادند. این سه مقاله که از مفهوم به هم چسباندن دو ماهواره استفاده کردند مورد بحث نبوده و در این جدول آورده نشده اند. در بقیه مقالات چیدمان تجهیزات یا در تعداد صفحات کمتری مورد بررسی قرار گرفته است و یا جانمایی در محفظه خود ماهواره صورت پذیرفته که این حالت دوم همانطور که پیشتر ذکر شد برای ماهواره‌های مکعبی شکل بکار برده می شود.

طراحی چیدمان یکی از کلیدی ترین مباحث در فاز طراحی سیستم های ماهواره می باشد زیرا که باعث عملکرد صحیح و یکپارچه تجهیزات ماهواره در زیرسیستمهای مختلف در مدار حرکتی خود می‌شود. هدف اصلی طراحی چیدمان ماهواره قرار دادن تجهیزات یا قطعات آن در موقعیت‌های مناسب بوده به طوری که بتواند نیازمندی‌ها و محدودیت‌های مختلف مهندسی را برآورده سازد. [۱]

معیار مهم دیگر در طراحی چیدمان تجهیزات در ماهواره مفهوم چند طبقه ای بودن با توجه به فضای محفظه ماهواره می باشد. احمدی و همکاران [۲] مطالعه جامعی در مورد چیدمان در فضای چند طبقه ای انجام دادند و به تشریح کامل مدل‌ها و راه حل‌های موجود برای مسائل چیدمان تسهیلات چند طبقه ای پرداختند.

یکی از موضوعات عملی در چیدمان تجهیزات ماهواره مربوط به اندازه گیری فواصل بین قطعات تحت شرایط عدم قطعیت می باشد. در واقع این نوع از طراحی مربوط به عدم قطعیت شناختی بوده که در آن یا داده‌ها ناقص و ناکافی هستند و یا ذات مساله دارای عدم دقت و شفافیت است. در اینجا نظر تصمیم گیرنده دخیل نمی‌شود و عدم قطعیت مربوط به داده‌ها است. به بیان دیگر برنامه ریزی انعطاف‌پذیر زمانی استفاده می‌شود که محدودیت‌ها نرم بوده و انعطاف‌پذیری بر روی مقادیر نهایی تابع هدف لحاظ می شود. در اینجا تصمیم گیرنده این انعطاف‌پذیری را دارد که محدودیت‌ها و یا مقدار تابع هدف را برآورده سازد و حتی در زمانی که داده‌ها قطعی است، تصمیم گیرنده می تواند بر روی عدم قطعیت اطلاعات اظهار نظر نماید.

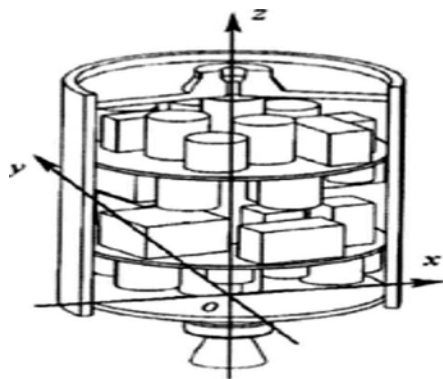
مفهوم عدم قطعیت نقشی کلیدی در تعیین فواصل تجهیزات مکعب مستطیل بازی می کند به طوریکه در طراحی چیدمان تجهیزات به کمک برنامه ریزی انعطاف پذیر از همپوشانی تجهیزات ممانعت به عمل می آورد و این مورد یکی از اصلی ترین نوآوری های این مقاله به حساب می آید.

جدول ۱- روش های حل و ابعاد مساله در مقالات چیدمان تجهیزات ماهوار

ردیف	محققین	روش حل برای عدم همپوشانی	روش حل سایر محدودیت های مکانیکی (مان اینرسی، مرکز ثقل، فرکانس طبیعی...)
1	[5] Sun and Teng (2003)	الگوریتم GA برای رسیدن به حل شدنی نزدیک بهینه- الگوریتم ACO برای تنظیم موقعیت هر کدام از تجهیزات	الگوریتم ابتکاری متعادل سازی به سمت مرکز
2	[6] Liu and Teng (2008)	ترکیب روشی ابتکاری و GA	
3	[1] Zhang et al. (2008)	تجزیه و تحلیل هندسی با استفاده از مفهوم تراکم و جداسازی برای چندوجهی های غیر محدب	روش ترکیبی شامل GA و الگوریتم PSO
4	[7] Huo and Teng (2009)	ترکیب روشی ابتکاری و GA	
5	[8] Wang et al. (2009)	روش ابتکاری به نام trees oriented bounding box	روش ابتکاری بر مبنای جستجوی پراکنده
6	[9] Teng et al. (2010)	روش تکاملی برای الگوریتم ژنتیک به اسم الگوریتم دانه ای کمکی یکپارچه متغیر سیستم دوگان (DVGCCGA جهت جلوگیری از همگرایی زود هنگام	
7	[10] Liu et al. (2016)	روش های projection و no-fit polygon	روش ترکیبی بر مبنای الگوریتم های جستجوی محلی و ابتکاری
8	[11] Fakoor et al. (2017)	ترکیبی شامل GA و برنامه ریزی درجه دوم متوالی (SQP) در نظر گرفتن محدودیت های کنترل ارتفاع و فرکانس های طبیعی	
9	[12] Cui et al. (2017)	روش هندسه تحلیلی	روش PSO برای یک سیستم دوگان تکاملی
10	[13] Zhong et al. (2019)	یک شبه الگوریتم بر مبنای DE	
11	[14] Chen et al. (2021)	روش Phi-Function به همراه روش PSO توسعه یافته / FCM	

و همکاران [۲۰] شرایط تصمیم گیری را با توجه به کیفیت اطلاعات موجود به دو گروه تقسیم کردند: تصمیم گیری در شرایط قطعیت (زمانی که اطلاعات کاملاً در دسترس است) و تصمیم گیری در شرایط عدم اطمینان (زمانی که اطلاعات ناقص است). پیشوایی و فضلی خلف [۲۱] روند تحولی برنامه ریزی استوار را مورد بررسی قرار دادند. پیشوایی و همکاران [۲۲] با ارائه رویکردهای متفاوتی در برنامه ریزی

در زمینه عدم قطعیت، گالبریت [۱۸] عدم قطعیت را به عنوان تفاوت بین مقدار اطلاعات مورد نیاز و مقدار اطلاعات موجود برای انجام یک کار تعریف کرد. اساساً عدم قطعیت مربوط به تصمیم گیری در شرایط ناقص بودن اطلاعات رخ میدهد. مولا و همکاران [۱۹] بحث عدم قطعیت را به عنوان انعطاف پذیری در محدودیت ها و سطوح مختلف مقبولیت اهداف و عدم قطعیت در داده های ورودی تقسیم کرد. کلیبای



شکل ۱- نمایی از یک ماهواره با دو صفحه میانی و ۴ سطح جهت جانمایی

مواردی که به عنوان پیش فرض می بایست در تعریف موضوع مدنظر قرار گیرند به این صورت می باشد:

- سه بعدی بودن جانمایی: با توجه به این که مساله چیدمان تجهیزات ماهواره در فضای سه بعدی اتفاق می افتد، در نظر گرفتن محور Z ها از مفروضات مدل می باشد.
- چند لایه بودن جانمایی: معیار مهم دیگر در چیدمان تجهیزات ماهواره مفهوم چند لایه بودن با توجه به لایه های مختلف فضای ماهواره است.
- قیود فاصله: هیچگونه همپوشانی بین تجهیزات در کلیه سطوح چیدمان جایز نیست.
- قیود تعادلی: در این محدودیت ها عدم تعادل باید در کمترین مقدار ممکن باشد.
- قیود حرارتی: میدان حرارتی می تواند تاثیر مستقیم بر عملکرد اجزای الکترونیکی داشته باشد. بنابراین به طور کلی توزیع یکنواخت جریان حرارتی باعث افزایش کارایی و قابلیت اطمینان تجهیزات سیستم می شود.
- قیود پایداری: این قیود که به صورت مرکز ثقل سیستم نامیده می شود باید در حد امکان کوچک باشد.
- محدودیت پایداری ماهواره باید طوری باشد که این وسیله بتواند به راحتی در فضا بچرخد و حرکت داشته باشد؛ بنابراین مجموع ممان های اینرسی سیستم باید در کمترین

استوار در تکامل این روند نقش به سزایی را ایفا کرده است. در مقاله ایشان [۲۲] برنامه نویسی ریاضی فازی استوار ($RFMP^1$) به دو بخش تقسیم می شود: برنامه نویسی امکان و برنامه ریزی انعطاف پذیر. در این مقاله روش برنامه ریزی ریاضی انعطاف پذیر استوار $RFMP^2$ برای حل مساله عدم همپوشانی بین اجزای مکعبی ارائه می شود. در نهایت، موضوع اصلی مورد بررسی در این پژوهش، نحوه برخورد با مشکل جانمایی اجزاء همراه با افزایش تعداد لایه ها و تجهیزات و پیچیدگی الزامات فنی مساله چیدمان ماهواره است.

۱-۲ تعریف موضوع

طراحی ماهواره در ۳ فاز اصلی طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی و طراحی با جزئیات انجام می گیرد که طراحی چیدمان یکی از مراحل اساسی در فاز طراحی با جزئیات می باشد و این پرسش را مطرح می کند که آیا یکپارچه سازی اجزای عملیاتی از زیر سیستم های مختلف می تواند به صورت مناسب و کارا در محیط ویژه ای مانند فضا که مدام در معرض تشعشعات کیهانی قرار دارد کار کند یا خیر؟

از آنجایی که پایداری، کنترل و ابعاد ماهواره نقش مهم و کلیدی ایفا کرده و بهینه سازی آنها می تواند در پرتاب موفقیت آمیز ماهواره و تداوم و طول عمر آن در فضا تاثیر مستقیم داشته باشد، بنابراین هدف اصلی از طراحی تجهیزات ماهواره حداکثر سازی نیازمندی ها و محدودیت های مهندسی بوده به صورتی که این تجهیزات حداقل فضای ممکن را اشغال نموده و به کوچک شدن ابعاد و سبک شدن ماهواره کمک کنند.

نمونه ای از یک ماهواره با دو صفحه میانی و ۴ سطح که تجهیزات بر روی این سطوح جانمایی می شوند در شکل (۱) نمایش داده شده است.

² Robust Flexible Mathematical Programming

¹ Robust Fuzzy Mathematical Programming

O: مرکز این سیستم مختصاتی بوده و بر روی مرکز هندسی پوسته پایینی ماهواره قرار دارد.

Z: محور متقارن طولی ماهواره که جهت مثبت آن به سمت بالا می باشد.

X: محور عمود به محور Z ها بر روی پوسته پایینی ماهواره

Y: محور عمود به محور Z ها بر روی پوسته پایینی ماهواره و در زاویه ۹۰ درجه با محور X ها

این سیستم مختصاتی برای محاسبه مرکز ماهواره به کار برده می شود و محل نصب تجهیزات را مشخص می کند.

ب- سیستم مختصات ماهواره $O'x'y'z'$

O': مرکز این سیستم مختصاتی بوده و بر روی مرکز ثقل واقعی ماهواره قرار دارد.

Z': محور متقارن طولی ماهواره می باشد که منطبق و یا موازی با محور Z ها است.

X'. Y': این دو محور به ترتیب موازی با محورهای X و Y است.

این سیستم مختصاتی برای محاسبه ممان های اینرسی اصلی و ضریبی ماهواره مورد استفاده قرار می گیرد.

ج- سیستم مختصات محلی تجهیزات $O''x''y''z''$

O'': مرکز این سیستم، مختصاتی بوده و بر روی مرکز ثقل تجهیز قرار دارد.

Z'': محور متقارن طولی تجهیز است که موازی با محور Z ها می باشد.

X''. Y'': این دو محور به ترتیب موازی با محورهای X و Y زاویه α_i می سازند.

این سیستم مختصاتی برای محاسبه ممان اینرسی تجهیز با توجه به محور خود به کار برده می شود.

مقدار خود باشد. حداقل سازی مجموع ممان های اینرسی به صورت فیزیکی به این معناست که ماهواره به طور ذاتی میل به پایداری دارد و این حداقل سازی می تواند تلاش برای پایداری ماهواره توسط زیر سیستم ها را کاهش دهد. در نتیجه ممان های اینرسی شامل ممان های محورهای اصلی و ممان های ضریبی یا متقاطع باید در حداقل مقدار خود باشند.

- عدم قطعیت سیستم: برای تجهیزاتی که می بایست با فاصله از هم قرار گیرند یک مقدار ثابت و مشخصی وجود ندارد و به همین دلیل استفاده از عدم قطعیت در تعیین این فاصله بسیار ضروری است. در طراحی چیدمان تجهیزات ماهواره نمی توان به آسانی تجهیزات استوانه ای که سطح مقطع دایره ای شکل دارند، برای تجهیزات مکعب مستطیل شکل که سطح مقطع مستطیلی دارند نیز عدم همپوشانی را اعمال کرد؛ زیرا برای ۲ تجهیز دایره ای به راحتی با محاسبه شعاع و وارد کردن قید فاصله دو شعاع از هم می توان مانع همپوشانی تجهیزات از یکدیگر شد. در نقطه مقابل برای دو تجهیز با سطح مقطع مستطیل و یا دو تجهیز یکی دایره و دیگری مستطیل رعایت محدودیت عدم همپوشانی به آسانی صورت نخواهد گرفت. به همین دلیل بحث عدم قطعیت به راحتی قابل کاربرد بوده و در حل مدل بسیار موثر است.

به دلیل ماهیت مساله، مفهوم فازی نیز به کار برده می شود به طوری که محدودیت های مرتبط با فواصل تجهیزات به شکل فازی نوشته می شوند. با اضافه شدن محدودیت های فازی یک متغیر تصمیم گیری (α) در مدل تعریف شده و با یک ضریب جریمه (γ) به تابع هدف اضافه می شود.

در اینجا ۳ نوع سیستم مختصاتی سیستم مختصات مرجع (XYZ)، سیستم مختصات ماهواره $O'x'y'z'$ و سیستم مختصات محلی تجهیزات $O''x''y''z''$ وجود دارد که در ادامه درباره آنها توضیح داده می شود. [6]

الف- سیستم مختصات مرجع XYZ

۲. روش حل و مدل پیشنهادی

$$(r_i + r_j)^2 \leq (x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 \quad (1)$$

همانگونه که در محدودیت (۱) مشاهده می شود، فاصله اقلیدسی بین مرکز هر دو دایره ای باید از مجموع شعاع آن دو دایره بزرگتر یا مساوی با آن باشد.

۲-۱-۲ تجهیزات با سطح مقطع مستطیلی

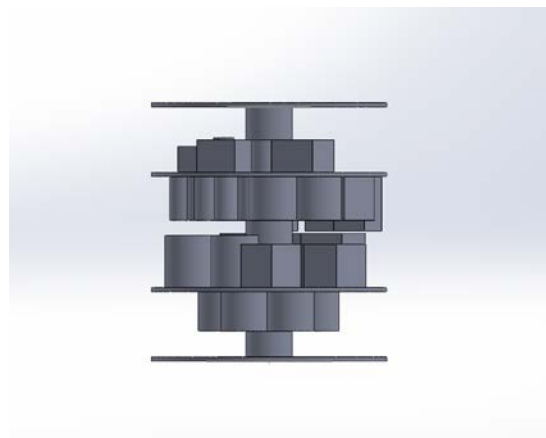
برای تجهیزات با سطح مقطع مستطیل، رفع محدودیت عدم همپوشانی به سادگی تجهیزات دایره ای شکل نیست. در این مقاله از روش برنامه ریزی استوار انعطاف پذیر برای رفع این مشکل استفاده می کنیم.

در اینجا فرض می شود که هر مستطیل می تواند توسط یک دایره که مرکز آن با مرکز مستطیل یکسان است معرفی شده و از این لحظه به بعد عدم همپوشانی بین این دوایر در نظر گرفته شود.

حال اگر دایره مذکور به طور کامل به عنوان دایره محیطی مستطیل در نظر گرفته شود، برآورده کردن محدودیت عدم همپوشانی موجب زیاد شدن بیش از نیاز فواصل بین تجهیزات و در نتیجه افزایش تابع هدف می شود.

اگر دایره آن قدر کوچک انتخاب شود که به دایره محاطی مستطیل تبدیل شود، در اینصورت با وجود اینکه تابع هدف به شدت کاهش پیدا کرده و تجهیزات به فواصل کمتری نسبت به هم جانمایی می شوند، اما منجر به روی هم قرار گرفتن قسمتی از تجهیزات مستطیل شکل شده و محدودیت عدم همپوشانی بین تجهیزات نقض می شود. بنابراین باید دوایری در نظر گرفته شوند که با وجود رفع محدودیت مذکور، بتوانند بهینه ترین و کمترین مقدار را برای تابع هدف ایجاد کنند. برای دستیابی به بهترین حالت دایره فرضی ذکر شده، شکل (۳) در نظر گرفته می شود.

حال که مدل مساله ارائه شد، به حل آن می پردازیم. شکل (۲) را در نظر بگیرید. همانطور که دیده می شود تجهیزات در ۲ طبقه و ۴ لایه یا سطح جانمایی می شوند به این صورت که تجهیزات در سطوح بالا و پایین هر طبقه قرار می گیرند. مرکز ثقل ماهواره نیز در جایی بین سطوح دوم و سوم قرار می گیرد.



شکل ۲- نمایی از ماهواره به همراه نمایش محل قرار گیری تجهیزات در لایه های مختلف

۲-۱-۲ جانمایی تجهیزات در سطوح ماهواره

از آنجایی که تجهیزات موجود در محفظه ماهواره به شکل مکعب مستطیل و یا استوانه هستند، این تجهیزات در نمای ۲ بعدی به شکل مستطیل و دایره دیده می شوند.

برای برآورده کردن محدودیت عدم همپوشانی بین تجهیزات، نیاز است که محل قرارگیری هر تجهیز با محل بقیه تجهیزات مقایسه شده و هیچگونه همپوشانی بین تمامی تجهیزات وجود نداشته باشد.

۲-۱-۱ تجهیزات با سطح مقطع دایره ای

برآورده کردن محدودیت عدم همپوشانی برای تجهیزات با سطح مقطع دایره ای شکل به راحتی قابل دستیابی است.

ضربدری که برای محاسبه مقدار ناپایداری یا عدم تعادل ماهواره در جهت صفحات مختلف به کار گرفته می شود و زوایای بین ممان های اینرسی اصلی با محورهای مختصات ماهواره در مقاله تنگ و همکاران [۹] موجود است.

برای حل مساله مدل برنامه ریزی استوار انعطاف پذیر به صورت زیر نوشته می شود:

$$\text{Min } f(x) = I_{xx} + I_{yy} + I_{zz} + \gamma \times \left[sM_i + \left(\frac{(sO - sM) - (sM - sP)}{3} \right) \right] \times (1 - \alpha) \quad (3)$$

s.t.

$$fr_i \geq r_i - \bar{sT} \times (1 - \alpha_i)$$

$$(4) \quad i \in \text{cubic equipments}$$

$$fr_i \geq r_i$$

$$i \in \text{cylinder equipments} \quad (5)$$

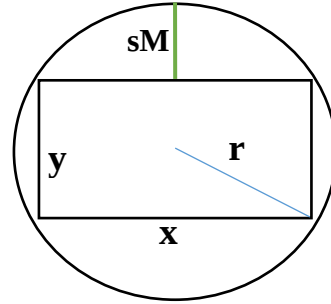
$$(fr_i + fr_{i+1})^2 \leq (x_i - x_{i+1})^2 + (y_i - y_{i+1})^2$$

$$i \in \text{cubic equipments} \quad (6)$$

$$0 \leq \alpha \leq 1 \quad , \quad I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, fr \geq 0 \quad (7)$$

در تابع هدف (محدودیت ۳) علاوه بر مینیمم سازی ممان های اینرسی، مجموع هزینه جریمه عدم رعایت احتمالی بر روی محدودیت های انعطاف پذیر نیز اضافه شده است.

در محدودیت (۴) عدد فازی $\bar{sT}$ نرم بودن محدودیت فازی را نشان می دهد. بدین معنی که لازم نیست حتما شعاع تجهیز مکعب مستطیل از شعاع دایره محیطی آن بزرگتر یا مساوی باشد و می تواند این امر نقض شود. در محدودیت (۵) شعاع نهایی تجهیز استوانه ای شکل i ام است. محدودیت (۶) عدم همپوشانی تجهیزات را نشان می دهد. محدودیت (۷) متغیرهای تصمیم مدل را نمایش می دهد. پارامتر α حداقل سطح رضایت از محدودیت انعطاف پذیر را نشان می دهد. عدد فازی $\bar{sT}$ یک عدد فازی مثلثی بوده و به وسیله سه عدد $(\bar{sT} = (sP, sM, sO))$ معرفی شده و به کمک روش ارائه شده در مقاله پیشوایی و همکاران [۲۱] به صورت زیر ارائه می شود:



شکل ۳- دایره محیطی مقطع یک تجهیز مکعب مستطیل

همانطور که در شکل (۳) نشان داده شده است مقدار sM به عنوان یک پارامتر برای تعیین مقدار شعاع بهینه دایره فرضی در نظر گرفته می شود. اگر دایره فرضی به بیشترین شعاع خود رسیده و محیطی باشد، مقدار sM به صورت زیر محاسبه می شود.

$$sM_i = r(i) - \frac{\min(x(i), y(i))}{2} \quad (2)$$

که در محدودیت (۲) x و y به ترتیب طول و عرض مستطیل و r شعاع دایره فرضی محیطی آن است.

برعکس در صورتی که شعاع دایره فرضی در کمترین مقدار خود بوده و محاطی باشد، مقدار sM به صفر میل می کند. برای استفاده از بحث استواری و انعطاف پذیر کردن محدودیت، از اعداد فازی کمک گرفته می شود، زیرا ماهیت اعداد فازی دقیقاً با بحث برنامه ریزی استوار انعطاف پذیر ارتباط تنگاتنگ دارد.

بر اساس مدل برنامه ریزی استوار انعطاف پذیر در مقاله [۲۱] در اینجا اعداد فازی به صورت مثلثی در نظر گرفته می شوند.

۲-۲ تابع هدف و محدودیت های مدل

مدل به صورت یک مساله مینیمم سازی است که به صورتی که ممان های اینرسی اصلی در حداقل مقدار خود بوده و بقیه محدودیت ها نیز مرتفع شوند. نحوه محاسبات مربوط به ممان های اینرسی در جهت های اصلی محور مختصات، مرکز ثقل ماهواره، ممان های اینرسی

این سه مثال عددی پایه گذار بسیاری از مقالات بعد از خود شدند به طوری که در ادامه از یازده مقاله ای که از این مثال های عددی استفاده کردند برای مقایسه با مدل پیشنهادی این مقاله استفاده می شود.

مطالعه موردی ۱: تحقیق در مورد مقاله سان و تنگ [۵]

کلیه اطلاعات اولیه مربوط به این مطالعه موردی از جمله ابعاد، وزن و مختصات مرکز ثقل و ممان های اینرسی اصلی برای محفظه خالی ماهواره در مقاله سان و تنگ [۵] موجود است.

بجز ایشان [۵] سه مقاله هیو و تنگ [۷]، دومین مثال موجود در لیو و همکاران [۱۰] و مقاله فکور و همکاران [۱۱] نیز از داده های این مثال عددی استفاده کرده و نتایج خود را با یکدیگر مقایسه کردند. با وجود اینکه هیو و تنگ [۷] از داده های مشابه ای استفاده کردند، اما مختصات چیدمان نهایی آنها به منظور مقایسه با سایر مقالات در دسترس نبود. با توجه به مختصات تجهیزات پس از جانمایی که در مقالات یاد شده موجود است، ممان های اینرسی مجدد محاسبه شده و نتایج مورد مقایسه قرار گرفت، در جدول (۲) قابل مشاهده است.

جدول ۲- مقایسه ممان های اینرسی مقالات با داده های مشابه

نویسنده	ممان اینرسی			
	I_{xx} (Kg.m ²)	I_{yy} (Kg.m ²)	I_{zz} (Kg.m ²)	f (Kg.m ²)
[5] Sun & Teng (2003)	261.1	268.4	225.7	755.3
[7] Huo & Teng (2009)	268.4	271.1	232.7	772.2
[10] Liu et al. (2016)-Ex.2	264.4	261.5	222.2	748.1
[11] Fakoor et al. (2017)	270	265.7	231.9	767.7

همان طور که در جدول (۲) دیده می شود بهترین جواب در این مقالات مربوط به مقاله لیو و همکاران [۱۰] است که در آن تابع هدف در مقایسه با سایر مقالات از مقدار کمتری برخوردار است. بنابراین ما در این مقاله برای تعیین θ_i (زاویه بین جهت مثبت محور x ها و لبه افقی تجهیز مکعب مستطیل i ام) در تجهیزات مکعب مستطیل از خروجی موجود در این مقاله استفاده می کنیم.

$$\bar{sT} = \left(SM + \frac{(sO-sM)-(sM-sP)}{3} \right) \quad (8)$$

که در محدودیت (۸) sO_i و sP_i به ترتیب مقدار خوشبینانه و بدبینانه عدد فازی مثلثی قسمتی از شعاع دایره فرضی محیطی تجهیز مکعب مستطیل i ام است.

$$\left(\frac{(sO-sM)-(sM-sP)}{3} \right) \times (1 - \alpha_i) \quad (9)$$

عبارت (۹) مقدار احتمالی تخطی از محدودیت انعطاف پذیر را نشان می دهد.

در این مدل هزینه جریمه نیز برای هر واحد تخطی از محدودیت نرم در نظر گرفته شده است که با پارامتر γ نمایش داده می شود. در مدل برنامه ریزی استوار انعطاف پذیر حداقل سطح رضایت مندی (α) به صورت متغیر تصمیم می باشد.

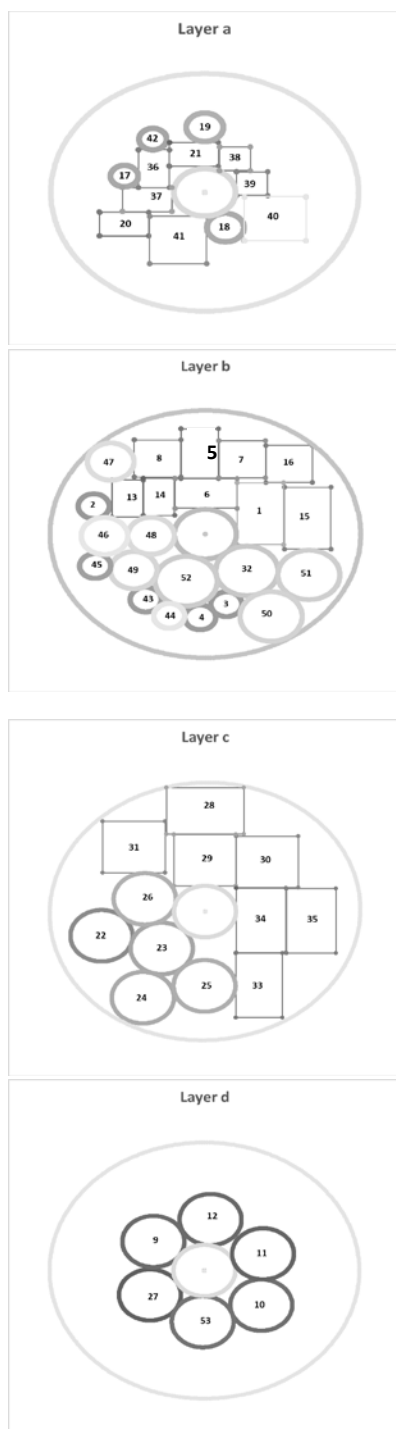
باید توجه شود که پارامتر γ یک مقدار مهم بوده و ارزش آن بر اساس بکارگیری و موضوع بحث تعیین می شود. در اینجا برای مثال می توان برای تجهیزات مکعب مستطیل که نیاز به داشتن فاصله بیشتری از سایر تجهیزات دارند مقدار پارامتر جریمه را بیشتر در نظر گرفت که در این حالت متغیر α تمایل به افزایش داشته و به سمت ۱ میل می کند و در این صورت محدودیت نرم برای این تجهیز همانند تجهیزات استوانه ای می شود.

لازم به ذکر است که استفاده از پارامتر جریمه در تابع هدف به بهینه سازی متغیر حداقل سطح رضایتمندی (α) کمک کرده و از دخالت مستقیم تصمیم گیران در مقدار دهی به این متغیر جلوگیری می کند.

۳. اجرای مدل و نتایج

در این قسمت کارایی مدل ارائه شده به کمک مقایسه عملکرد آن با مدل های قبلی موجود در مرور ادبیات مورد پژوهش قرار می گیرد.

برای تحلیل حساسیت عملکرد مدل بر مبنای برنامه ریزی استوار انعطاف پذیر، ابتدا آن را با مدل انعطاف پذیر ساده با سطوح رضایتمندی معین (برای مثال ۰.۰، ۰.۱، ۰.۲، ۰.۳) مقایسه می کنیم. بدین منظور از مثال های عددی موجود در مقالات سان و تنگ [۵]، ژانگ و همکاران [۱] و لیو و تنگ [۶] استفاده می شود.



شکل ۴- نحوه جانمایی تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره در حالت بهینه

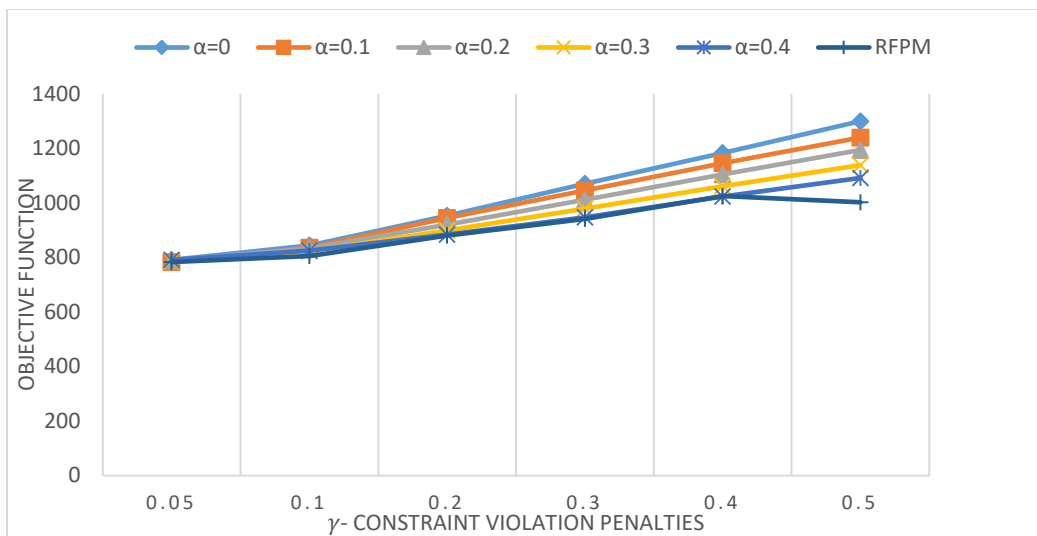
شکل (۴) و جدول (۳) به ترتیب خروجی مدل توسط نرم افزار GAMS در حالتی که مجموع ممان اینرسی در حداقل مقدار ممکن خود قرار دارد (محل قرار گیری تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره) و مختصات تجهیزات در این حالت بهینه را نشان می دهد. برای مقایسه مدل انعطاف پذیر در حالت غیر استوار، در کلیه حالت های ممکن مدل را اجرا کرده و توابع هدف را با یکدیگر مقایسه می کنیم. نتایج در شکل (۵) دیده می شود.

همانطور که از شکل (۵) مشخص است در حالت هایی که حداقل سطح رضایتمندی جهت تخطی از محدودیت های انعطاف پذیر (α) از ۰.۴ بیشتر باشد مدل ها در حالت غیر استوار جواب شذنی نخواهند داشت زیرا اگر این پارامتر به سمت ۱ میل کند در اصل محدودیت انعطاف پذیری خود را از دست داده و شعاع تجهیزات مکعب مستطیل به شعاع دایره محیطی آنها تبدیل شده و محدودیت عدم همپوشانی بین تجهیزات در عمل برآورده نخواهد شد. همچنین واضح است که با افزایش ضریب جریمه تخطی از محدودیت های انعطاف پذیر (γ) در تابع هدف مقادیر تابع هدف افزایش یابند که هرچه این ضریب بزرگتر می شود مدل های غیر استواری که در آنها حداقل سطح رضایتمندی (α) مقدار کمتری دارد با فاصله بیشتری افزایش می یابند. دلیل این امر این است که با کاهش سطح رضایتمندی مقدار $(1-\alpha)$ زیاد شده و حاصل ضرب جریمه تخطی از محدودیت های نرم در مقدار $(1-\alpha)$ در تابع هدف افزایش شدیدتری پیدا می کند.

جدول ۳- ابعاد و مختصات بهینه تجهیزات در مطالعه موردی شماره ۱

ردیف	ابعاد (میلیمتر)			جرم (کیلوگرم)	مختصات بهینه (میلیمتر)		θ_i (رادیان)	سطح	ردیف	ابعاد (میلیمتر)		جرم (کیلوگرم)	مختصات بهینه (میلیمتر)		سطح
	ai/ri	bi	hi		xi	yi				ri	hi		xi	yi	
1	150	250	200	22.50	329.47	64.86	$\pi/2$	L_2	28	100	240	26.62	-1.58	-288.80	L_3
2	150	250	200	22.50	177.47	82.86	$\pi/2$	L_2	29	100	240	26.62	-193.90	49.01	L_3
3	150	250	200	22.50	174.13	-285.90	$\pi/2$	L_3	30	100	180	16.97	-175.93	-95.12	L_4
4	160	250	200	24.00	180.21	-33.62	$\pi/2$	L_3	31	100	180	16.97	189.11	65.10	L_4
5	160	250	200	24.00	341.89	-35.46	$\pi/2$	L_3	32	100	180	16.97	19.82	199.02	L_4
6	250	180	200	27.00	0.07	391.00		L_3	33	100	180	16.97	-164.75	113.40	L_4
7	200	200	250	30.00	-0.30	200.34		L_3	34	100	180	16.97	183.52	-134.83	L_4
8	200	200	250	30.00	200.37	193.88		L_3	35	100	200	18.85	211.87	-332.71	L_2
9	200	200	250	30.00	-229.55	251.01	$\pi/2$	L_3	36	100	200	18.85	333.30	-164.84	L_2
10	150	150	250	16.88	118.90	302.23	$\pi/2$	L_2	37	100	200	18.85	-61.62	-190.27	L_2
11	150	150	250	16.88	-153.95	305.58	$\pi/2$	L_2	38	100	200	18.85	133.97	-148.50	L_2
12	150	150	250	16.88	270.27	283.38		L_2	39	75	200	10.60	-324.88	-7.36	L_2
13	100	150	200	9.00	-250.46	143.29	$\pi/2$	L_2	40	75	200	10.60	-304.87	293.12	L_2
14	100	150	200	9.00	-149.32	150.71	$\pi/2$	L_2	41	75	200	10.60	-174.88	-6.50	L_2
15	100	100	150	4.50	98.32	140.94		L_1	42	75	200	10.60	-230.85	-145.67	L_2
16	100	100	150	4.50	153.65	36.60		L_1	43	50	200	4.71	-359.25	112.82	L_2
17	200	185	150	16.65	228.81	-111.59		L_1	44	50	200	4.71	67.92	-283.18	L_2

18	185	200	150	16.65	-86.89	-200.66	$\pi/2$	L_1	45	50	200	4.71	-16.60	-336.62	L_2
19	200	120	200	14.40	2.14	164.48		L_2	46	50	200	4.71	-191.98	-264.47	L_2
20	120	200	200	14.40	-18.22	325.14	$\pi/2$	L_2	47	50	200	4.71	-116.38	-329.92	L_2
21	160	100	120	1.92	-261.47	-133.58		L_1	48	50	200	4.71	-354.70	-128.75	L_2
22	160	100	120	1.92	-35.20	159.98		L_1	49	60	150	5.09	67.08	-148.29	L_1
23	100	160	120	1.92	-165.12	99.19	$\pi/2$	L_1	50	60	150	5.09	0.03	273.81	L_1
24	160	100	120	1.92	-186.27	-30.91		L_1	51	45	160	3.05	-168.36	223.99	L_1
25	100		240	26.62	-333.30	-94.41		L_3	52	45	160	3.05	-261.07	68.28	L_1
26	100		240	26.62	-139.40	-143.42		L_3	53	100	180	16.97	-5.59	-199.92	L_4
27	100		240	26.62	-200.18	-334.88		L_3							

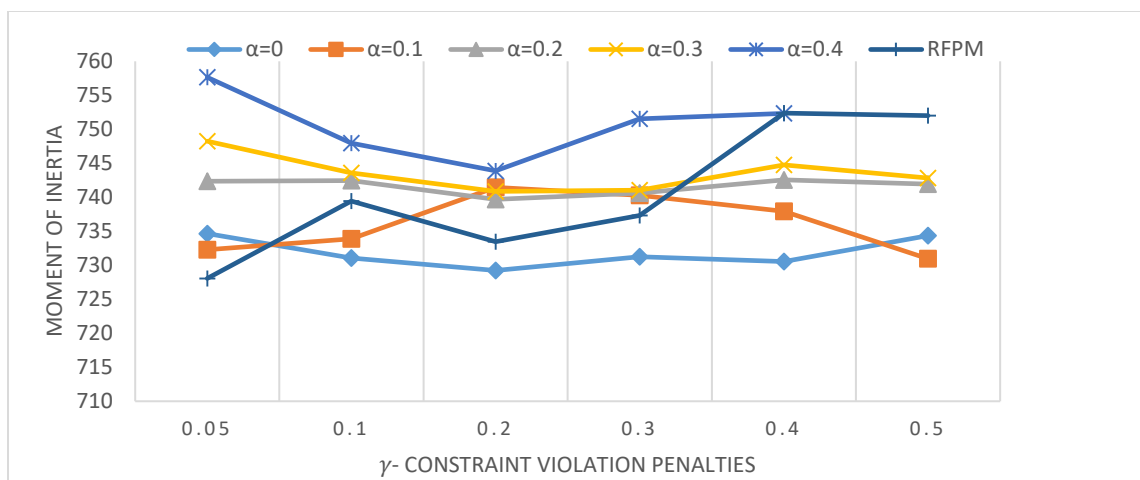


شکل ۵- مقایسه تابع هدف مدل استوار انعطاف پذیر با مدل های انعطاف پذیر غیر استوار

صفر میل کرده و محدودیت (۴) در نرمترین حالت خود قرار گرفته و منجر به همپوشانی تجهیزات می شود. پس از مقایسه دو ضریب γ یاد شده مشخص شد سطح رضایتمندی (α) در حالت $\gamma = 0.5$ مقادیر بالاتری را نشان می دهد که همانطور که گفته شد به دلیل میل مدل به کاهش تابع هدف می باشد اما می تواند از انعطاف پذیری محدودیت های نرم جلوگیری کرده و با افزایش فواصل بین تجهیزات مقادیر ممان اینرسی را بیشتر سازد. حال برای نتیجه گیری نهایی در مورد بهترین حالت ضریب جریمه باید ممان های اینرسی نیز مورد مقایسه قرار گیرند.

برای شناسایی اینکه با چه ضریب جریمه ای مدل جواب مناسب تری می دهد مجموع ممان های اینرسی در جهات اصلی محورهای مختصاتی نیز برای مدل های یاد شده مورد مقایسه قرار گرفتند که نتایج در شکل شماره (۶) دیده می شود.

در حالت استوار نیز در کلیه حالت ها مدل پیشنهادی جواب بهتری ارائه می دهد اما در حالت $\gamma = 0.5$ این اختلاف با سایر حالت های غیر استوار مشهودتر است زیرا ضرایب جریمه افزایش یافته اند و به دلیل اینکه مدل سعی در کاهش مقدار تابع هدف دارد متغیرهای حداقل سطح رضایتمندی (α) مقادیر بالاتری را به خود می گیرند. مقادیر متغیرهای حداقل سطح رضایتمندی (α) برای حالت های $\gamma = 0.05$ و $\gamma = 0.5$ با یکدیگر مقایسه شدند. دلیل اینکه سایر مقادیر γ مورد مقایسه قرار نگرفتند این است که در حالت های $\gamma > 0.5$ چون ضریب جریمه در تابع هدف زیاد شده است و مدل سعی در مینیمم سازی آن دارد مقدار متغیرهای حداقل سطح رضایتمندی (α) همیشه برابر ۱ بوده و در نتیجه مدل جواب شدنی نخواهد داشت. در حالت های $\gamma < 0.05$ نیز برعکس به دلیل کاهش بیش از اندازه ضریب جریمه در تابع هدف مدل سعی در کاهش متغیرهای حداقل سطح رضایتمندی (α) داشته که در عمل کلیه این متغیرها به سمت

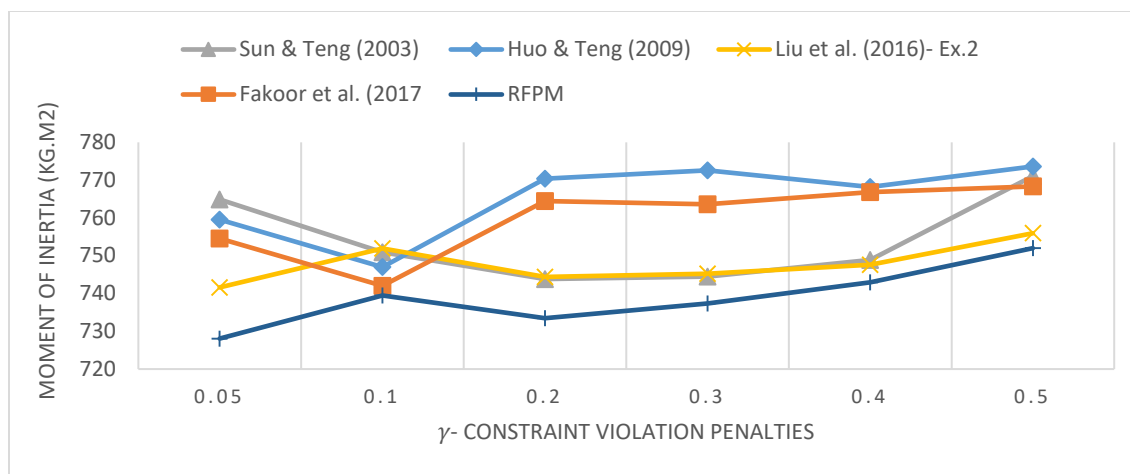


شکل ۶- مقایسه مجموع ممان های اینرسی مدل استوار انعطاف پذیر با مدل های انعطاف پذیر غیر استوار

جریمه $\gamma = 0.05$ باشد. در حالت های کمتر از این مقدار برای ضریب هزینه نیز مدل کارایی خود را از دست می دهد زیرا جریمه تخطی از محدودیت های نرم در تابع هدف به شدت کاهش یافته و تمایل مدل به صفر کردن حداقل سطح رضایت مندی (α) سوق داشته و باعث می شود که محدودیت های انعطاف پذیر در نرم ترین حالت خود قرار گیرند که در نتیجه احتمال هم پوشانی بین تجهیزات افزایش می یابد.

حال که مشخص شد مدل استوار در مقایسه با مدل های انعطاف پذیر غیر استوار از توانایی بالاتری برخوردار است، اینک به مقایسه این مدل ارائه شده با مدل های پیشنهادی در مقالات مشابه می پردازیم. در اینجا ۴ مقاله ای که از این مثال در مطالعات موردی خود استفاده کرده بودند مورد بررسی قرار گرفتند و با توجه به جانمایی های موجود تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره که در مقالات مورد نظر موجود بود، داده های هر مقاله به عنوان ورودی مدل استوار پیشنهادی قرار گرفته و مدل برای این داده ها اجرا شد. نتایج در شکل (۷) قابل مشاهده است.

همانطور که در شکل (۶) دیده می شود در حالت های غیر استوار هرچه حداقل سطح رضایت مندی (α) افزایش می یابد شعاع مورد محاسبه در تجهیزات مکعب مستطیل به سمت شعاع دایره محیطی رفته و زیاده تر می شوند که در نهایت باعث جانمایی دورتر تجهیزات از هم شده و بنابراین مجموع ممان های اینرسی نیز بیشتر می شوند. نکته جالب توجه تفاوت تغییر روند مدل در حالت استوار با مدل های غیر استوار به ازای افزایش ضریب جریمه تخطی از محدودیت های نرم می باشد به این صورت که هرچه این مقدار ضریب افزایش می یابد عملکرد مدل استوار در مقابل مجموع ممان های اینرسی پایین تر آمده و در نتیجه بهترین حالت برای این مدل در نقطه $\gamma = 0.05$ اتفاق می افتد؛ زیرا هرچه این ضریب افزایش یابد در اصل برای افزایش نیافتن تابع هدف مدل سعی در افزایش مقدار حداقل سطح رضایت مندی (α) داشته و مدل استوار برای برآورده کردن محدودیت های نرم از این امر جلوگیری کرده و مقدار α بیش از حد زیاد نخواهد شد که باعث می شود مقدار تابع هدف بیشتر از حالت های غیر استوار شود؛ در نتیجه بهترین حالت مدل استوار زمانی است که مقدار این ضریب



شکل ۷- مقایسه مجموع ممان های اینرسی مدل استوار انعطاف پذیر با نتایج سایر مقالات

محدودیت های نرم می باشد که این عدم انعطاف به جانمایی دورتر تجهیزات و در اصل افزایش مجموع ممان اینرسی منتج می شود.

مطالعه موردی ۲: تحقیق در مورد مقاله ژانگ و همکاران [۱]

کلیه اطلاعات اولیه مربوط به این مطالعه موردی از جمله ابعاد، وزن و مختصات مرکز ثقل و ممان های اینرسی اصلی برای محفظه خالی ماهواره در مقاله ژانگ و همکاران [۱] موجود می باشد.

بجز ایشان [۱] پنج مقاله شامل وانگ و همکاران [۸]، دومین مثال موجود در مقاله تنگ و همکاران [۹]، کویی و همکاران [۱۲]، ژونگ و همکاران [۱۳] و سومین مثال موجود در مقاله چن و همکاران [۱۴] نیز از داده های این مثال عددی استفاده کرده و نتایج خود را با یکدیگر مقایسه کردند. با مفروضاتی که در بالا به آن اشاره شد و با توجه به مختصات تجهیزات پس از جانمایی که در مقالات یاد شده موجود است، ممان های اینرسی دوباره محاسبه شده و نتایج مورد مقایسه قرار گرفت که در جدول (۴) قابل مشاهده است.

همان طور که در شکل (۷) دیده می شود مقدار مجموع ممان های اینرسی در مدل استوار پیشنهادی در کلیه حالات ضرایب جریمه تخطی از محدودیت های نرم نسبت به سایر مقالات مقدار کمتری را به خود می گیرد. همچنین بهترین و کمترین مقدار برای مجموع ممان های اینرسی در مدل استوار پیشنهادی در حالت $\gamma = 0.05$ اتفاق می افتد.

در واقع، هنگام مقایسه گشتاورهای اینرسی با مقاله ژانگ و همکاران [۱۶]، ۱.۷۵ درصد پیشرفت مشاهده می شود. (kg.m^2) ۷۴۱.۶ در مقایسه با 728 kg.m^2 در روش پیشنهادی (RFPM). این موضوع نشان می دهد که اگر نیروی یکسانی برای چرخش این دو ماهواره مورد نیاز باشد، حداقل ۱۳ کیلوگرم جرم می تواند حفظ شود. در جایی که حتی کاهش یک کیلوگرم برای انجام یک ماموریت موفق ضروری است این مقدار بهبود برای متخصصان طراحی ماهواره حیاتی بوده تا بتوانند عملکرد محصولات خود را در زمینه پرتاب های موفق افزایش دهند.

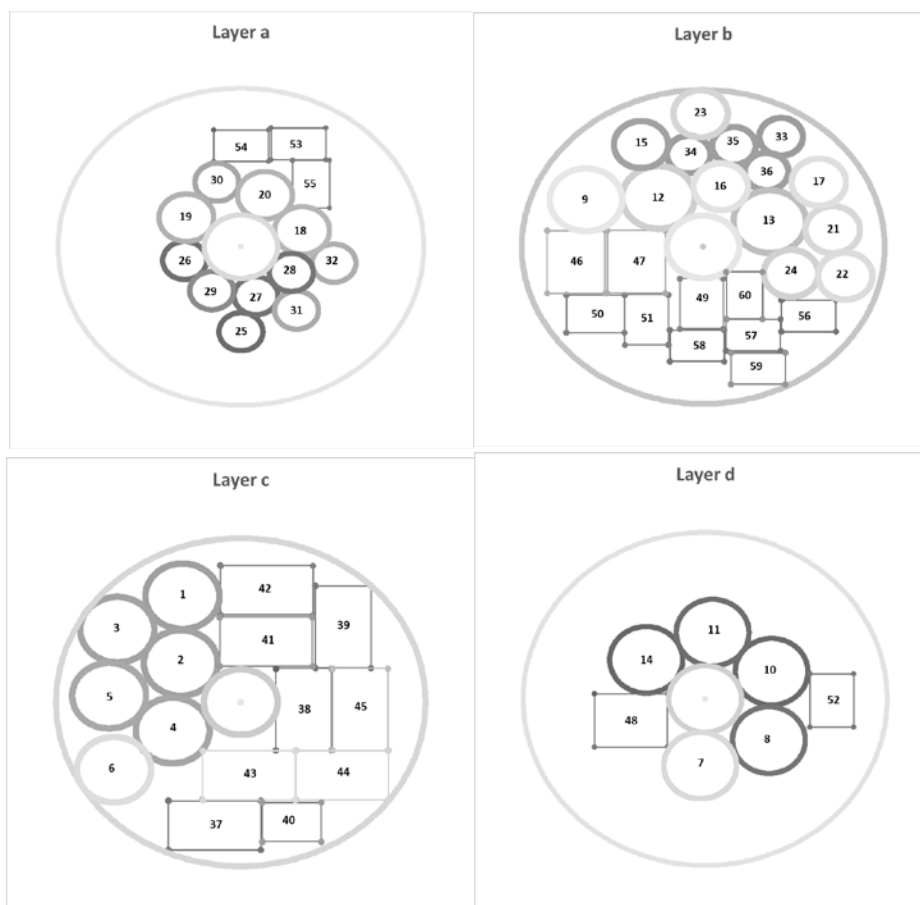
در نهایت همانطور که دیده می شود با افزایش ضریب جریمه مقادیر ممان های اینرسی میل به افزایش دارند که دلیل آن تلاش تابع هدف جهت کاهش مقادیر جریمه و در نتیجه انعطاف پذیری کمتر

جدول ۴- مقایسه ممان های اینرسی مقالات با داده های مشابه

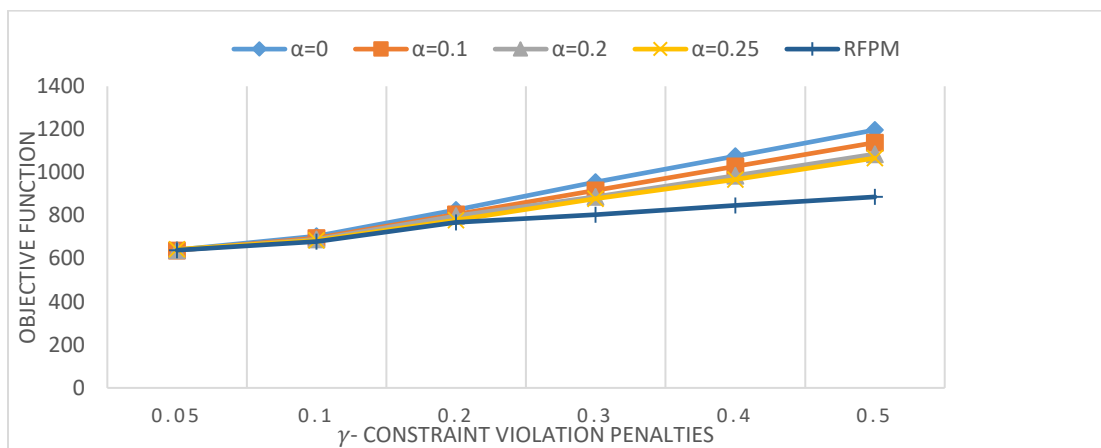
نویسنده	ممان اینرسی			
	I_{xx} (Kg.m ²)	I_{yy} (Kg.m ²)	I_{zz} (Kg.m ²)	f (Kg.m ²)
[1] Zhang et al. (2008)	228.7	232.9	185.1	646.7
[8] Wang et al. (2009)	227.8	226	178.2	632
[9] Teng et al. (2010)-Ex.2	228.2	225.8	171.4	625.5
[12] Cui et al. (2017)	223.4	220.7	168.4	612.6
[13] Zhong et al. (2019)	218.2	215.5	166.2	600.1
[14] Chen et al. (2021)-Ex.3	224.1	228.1	179.7	631.9

همان طور که در جدول (۴) دیده می شود بهترین جواب در این مقالات مربوط به مقاله ژونگ و همکاران [۱۳] است که در آن تابع هدف در مقایسه با سایر مقالات از مقدار کمتری برخوردار است. بنابراین ما در این مقاله برای تعیین θ_i در تجهیزات مکعب مستطیل از خروجی موجود در این مقاله استفاده می کنیم. همانند توضیحات داده شده در مطالعه موردی شماره ۱، در اینجا نیز شکل (۸) و جدول (۵) به ترتیب خروجی مدل نرم افزار GAMS در حالتی که مجموع ممان اینرسی در حداقل مقدار ممکن خود قرار دارد (محل قرار گیری تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره) و مختصات تجهیزات در این حالت بهینه را نشان می دهد.

برای مقایسه مدل انعطاف پذیر در حالت غیر استوار، در کلیه حالت های ممکن مدل را اجرا کرده و توابع هدف را با یکدیگر مقایسه می کنیم. نتایج در شکل (۹) دیده می شود.



شکل ۸- نحوه جانمایی تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره در حالت بهینه



شکل ۹- مقایسه تابع هدف مدل استوار انعطاف پذیر با مدل های انعطاف پذیر غیر استوار

جدول ۵- ابعاد و مختصات بهینه تجهیزات در مطالعه موردی شماره ۲

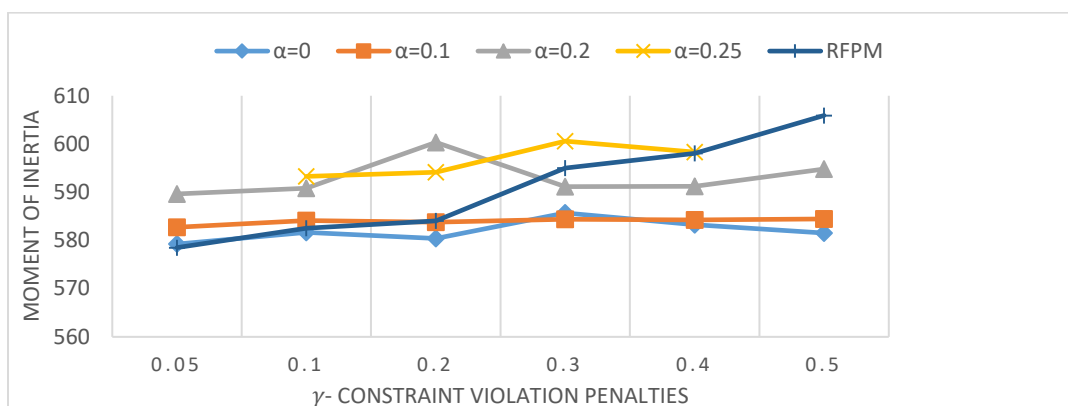
ردیف	ابعاد (میلیمتر)		جرم (کیلوگرم)	مختصات بهینه (میلیمتر)		سطح	ردیف	ابعاد (میلیمتر)			جرم (کیلوگرم)	مختصات بهینه (میلیمتر)		θ_i (رادیان)	سطح
	ri	hi		xi	yi			ai/ri	bi	hi		xi	yi		
1	100	150	23.56	-157.91	323.04	L_3	31	60		150	5.09	152.08	-200.16		L_1
2	100	160	23.56	-162.29	119.59	L_3	32	60		150	5.09	254.36	-51.71		L_1
3	100	160	23.56	-334.04	221.00	L_3	33	60		250	5.09	214.76	350.94		L_2
4	100	200	23.56	-184.43	-86.48	L_3	34	60		250	5.09	-39.89	294.17		L_2
5	100	200	23.56	-356.04	19.65	L_3	35	60		250	5.09	84.65	322.06		L_2
6	100	250	23.56	-342.86	-206.04	L_3	36	60		250	5.09	174.52	240.14		L_2
7	100	120	23.56	-13.61	-200.30	L_4	37	250	150	150	28.13	-70.59	-376.17		L_3
8	100	120	23.56	175.10	-123.62	L_4	38	250	150	150	28.13	170.26	-22.27	$\pi/2$	L_3
9	100	200	18.85	-323.04	149.99	L_2	39	250	150	150	28.13	277.27	229.48	$\pi/2$	L_3
10	100	150	18.85	182.57	81.65	L_4	40	160	120	250	28.13	138.00	-365.67		L_3
11	100	150	18.85	20.57	198.94	L_4	41	250	150	250	28.13	68.61	184.05		L_3
12	100	160	15.08	-123.19	157.56	L_2	42	250	150	250	28.13	70.52	341.27		L_3
13	100	160	15.08	183.14	80.37	L_2	43	250	150	250	28.13	22.27	-223.55		L_3
14	100	150	15.08	-162.00	117.29	L_4	44	250	150	250	28.13	274.53	-222.49		L_3
15	75	160	8.48	-171.11	325.87	L_2	45	250	150	250	28.13	323.45	-22.16	$\pi/2$	L_3
16	75	200	8.48	48.39	192.02	L_2	46	200	160	150	19.20	-349.98	-48.24	$\pi/2$	L_2
17	75	250	8.48	318.66	206.31	L_2	47	200	160	250	19.20	-184.03	-47.62	$\pi/2$	L_2

18	75	150	8.48		167.27	51.44	L_1	48	200	160	120	19.20	-204.69	-64.54		L_4
19	75	120	7.95		-149.11	91.61	L_1	49	160	120	250	15.36	-4.24	-181.12	$\pi/2$	L_2
20	75	150	7.95		65.57	162.25	L_1	50	160	120	250	8.64	-296.70	-213.45		L_2
21	75	200	7.95		357.02	54.73	L_2	51	160	120	250	8.64	-155.99	-232.17	$\pi/2$	L_2
22	75	250	7.95		391.52	-93.06	L_2	52	160	120	120	8.64	347.96	-3.84	$\pi/2$	L_4
23	75	250	7.95		-7.19	424.25	L_2	53	150	100	120	5.40	156.39	324.55		L_1
24	75	250	7.95		242.04	-84.42	L_2	54	150	100	120	5.40	0.21	319.01		L_1
25	60	150	5.09		-0.03	-268.05	L_1	55	150	100	150	5.40	191.11	197.40	$\pi/2$	L_1
26	60	150	5.09		-154.03	-43.30	1	56	150	100	160	5.40	290.63	-220.08		2
27	60	150	5.09		41.05	-154.64	1	57	150	100	160	5.40	138.32	-281.15		2
28	60	150	5.09		137.99	-80.99	1	58	150	100	200	5.40	-16.39	-315.18		2
29	60	150	5.09	#	-79.94	-138.60	1	59	150	100	250	5.40	151.69	-388.18		2
30	60	150	5.09	#	-65.87	203.39	1	60	150	100	250	5.40	114.05	-154.64	$\pi/2$	2

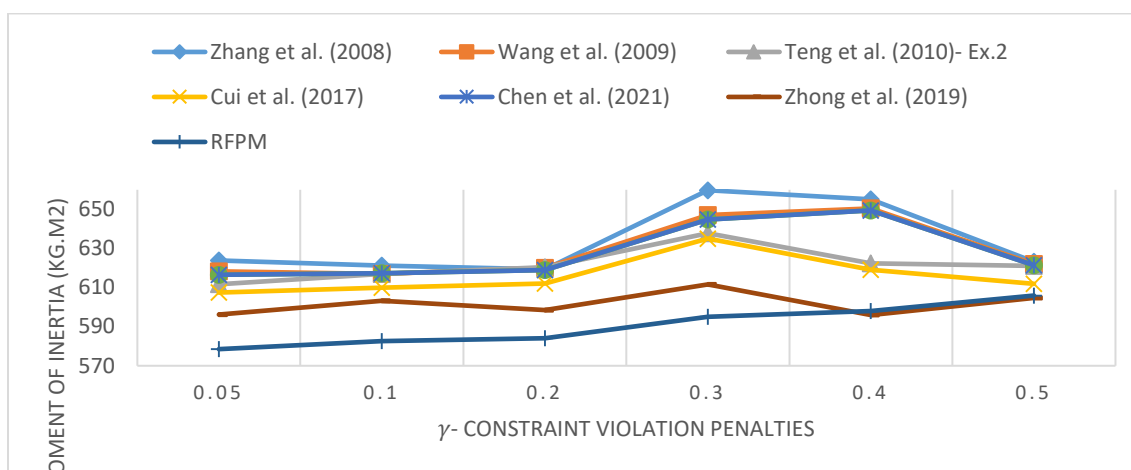
در نهایت مجموع ممان‌های اینرسی در جهات اصلی محوره‌های مختصاتی نیز برای مدل‌های یاد شده مورد مقایسه قرار گرفتند که نتایج در شکل (۱۰) دیده می‌شود.

همانطور که در شکل (۱۰) دیده می‌شود بهترین حالت مدل استوار زمانی است که $\gamma = 0.05$ باشد. نتایج مشابه مطالعه موردی قبلی بوده و در ادامه مقایسه این مدل ارائه شده با مدل‌های پیشنهادی در مقالات مشابه انجام می‌پذیرد که نتایج در شکل (۱۱) مشاهده می‌شود.

نتایج همانند مطالعه موردی شماره ۱ بوده و تنها تفاوت موجود با آن در این است که در حالت‌های غیر استوار حداقل سطح رضایت‌مندی اگر از ۰.۲۵ افزایش داشته باشد مدل عملیاتی نخواهد شد. دلیل این امر تعداد بیشتر تجهیزات جهت جانمایی بوده که باعث می‌شود با افزایش متغیر α محدودیت‌های عدم همپوشانی انعطاف‌پذیری کمتری از خود نشان داده و برآورده نشده و مدل جواب‌شده‌ی نداشته باشد. در نتیجه لازم است محدودیت‌های نرم در منعطف‌ترین حالت خود قرار گیرند تا از هم‌پوشانی بین تجهیزات جلوگیری به عمل آید.



شکل ۱۰- مقایسه مجموع ممان‌های اینرسی مدل استوار انعطاف‌پذیر با مدل‌های انعطاف‌پذیر غیر استوار



شکل ۱۱- مقایسه مجموع ممان‌های اینرسی مدل استوار انعطاف‌پذیر با نتایج سایر مقالات

جدول ۶- مقایسه ممان های اینرسی مقالات با داده های مشابه

نویسنده	ممان اینرسی			
	I_{xx} (Kg.m ²)	I_{yy} (Kg.m ²)	I_{zz} (Kg.m ²)	f (Kg.m ²)
[6] Liu & Teng (2008)	174.466	171.3	101	446.8
[10] Liu et al. (2016)- Ex.1	163.1813	162.9	93.8	420.1

همان طور که در جدول (۶) دیده می شود بهترین جواب در این دو مقاله مربوط به مقاله لیو و همکاران [۱۰] است که در آن تابع هدف در مقایسه با مقاله دیگر از مقدار کمتری برخوردار است. بنابراین ما در این مقاله برای تعیین θ_i در تجهیزات مکعب مستطیل از خروجی موجود در این مقاله استفاده می کنیم.

شکل (۱۲) و جدول (۷) به ترتیب خروجی مدل نرم افزار GAMS در حالتی که مجموع ممان اینرسی در حداقل مقدار ممکن خود قرار دارد (محل قرار گیری تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره) و مختصات تجهیزات در این حالت بهینه را نشان می دهد.

برای مقایسه مدل انعطاف پذیر در حالت غیر استوار، در کلیه حالت های ممکن مدل را اجرا کرده و توابع هدف را با یکدیگر مقایسه می کنیم. نتایج در شکل (۱۳) دیده می شود.

همانطور که در شکل (۱۱) دیده می شود مقدار مجموع ممان های اینرسی در مدل استوار پیشنهادی در حالتی که ضرایب جریمه تخطی از محدودیت های نرم کمتر از ۰.۳ باشد به شدت جواب بهتری نسبت به سایر مقالات داشته و تنها در حالت های $\gamma = 0.4$ و $\gamma = 0.5$ در مقایسه با مقاله ژونگ و همکاران [۱۳] مجموع ممان های اینرسی کمی بیشتر شده است. این موضوع در جهت تایید این امر است که بهترین انتخاب برای مقدار ضریب جریمه در حالت $\gamma = 0.05$ اتفاق می افتد و با افزایش این ضریب از کارایی مدل کاسته می شود.

بنابراین همانند مطالعه موردی شماره ۱، هنگام مقایسه گشتاورهای اینرسی با مقاله ژونگ و همکاران [۱۳]، ۲.۹۵ درصد پیشرفت مشاهده می شود. (596.1 kg.m^2) در مقایسه با 578.5 kg.m^2 در روش پیشنهادی (RFPM). این موضوع نشان می دهد که اگر نیروی یکسانی برای چرخش این دو ماهواره مورد نیاز باشد، حداقل ۱۷.۶ کیلوگرم جرم می تواند حفظ شود.

مطالعه موردی ۳: تحقیق در مورد مقاله لیو و تنگ [۶]

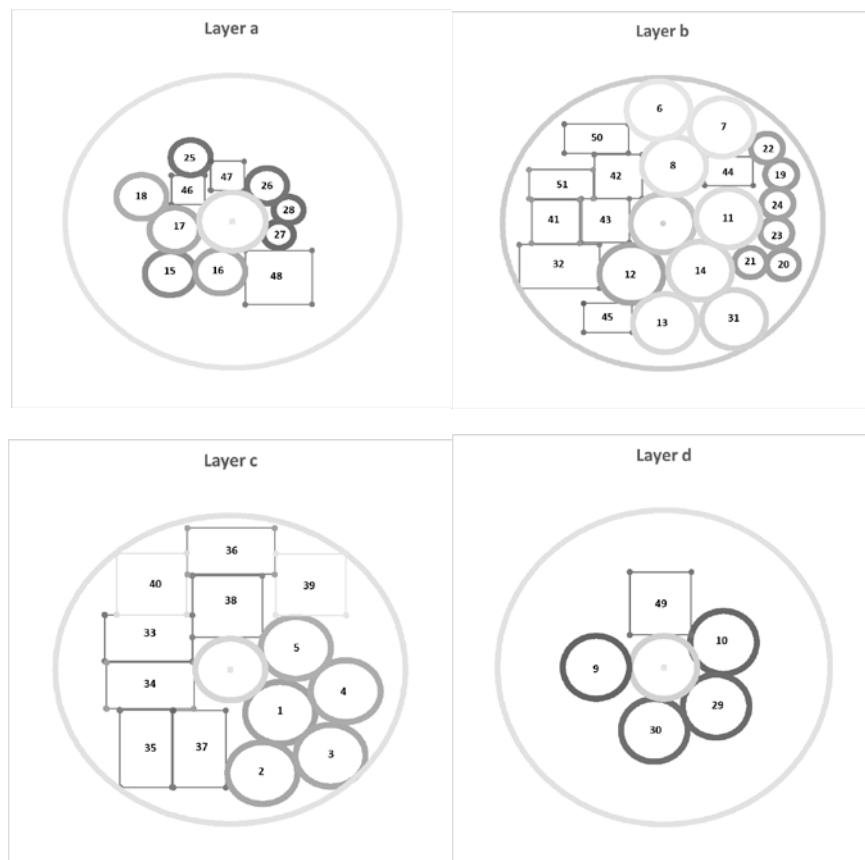
کلیه اطلاعات اولیه مربوط به این مطالعه موردی از جمله ابعاد، وزن و مختصات مرکز ثقل و ممان های اینرسی اصلی برای محفظه خالی ماهواره در مقاله لیو و تنگ [۶] موجود است.

بجز ایشان [۶] اولین مثال موجود در مقاله لیو و همکاران [۱۰] نیز از داده های این مثال عددی استفاده کرده و نتایج خود را با یکدیگر مقایسه کردند. با مفروضاتی که در بالا به آن اشاره شد و با توجه به مختصات تجهیزات پس از جانمایی که در مقالات یاد شده موجود بوده، ممان های اینرسی دوباره محاسبه شده و نتایج مورد مقایسه قرار گرفت که در جدول (۶) قابل مشاهده است.

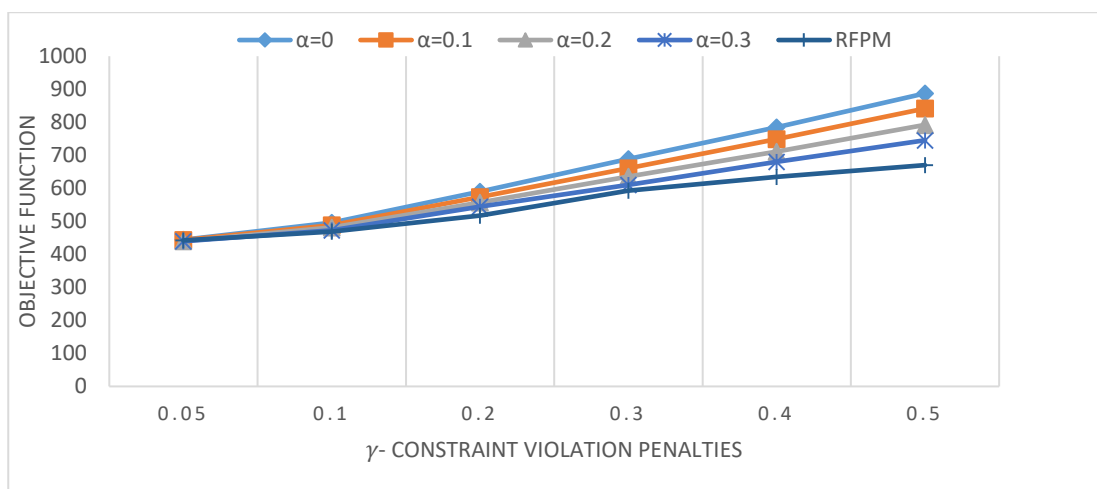
جدول ۷- ابعاد و مختصات بهینه تجهیزات در مطالعه موردی شماره ۳

ردیف	ابعاد (میلیمتر)		جرم (کیلوگرم)	مختصات بهینه (میلیمتر)		سطح	ردیف	ابعاد (میلیمتر)			جرم (کیلوگرم)	مختصات بهینه (میلیمتر)		θ_i (رادیان)	سطح
	ri	hi		xi	yi			ai/ri	bi	hi		xi	yi		
1	100	240	15.08	142.45	-140.39	L_3	27	45		160	2.04	137.72	-45.38		L_1
2	100	240	15.08	91.76	-335.64	L_3	28	45		160	2.04	167.52	39.54		L_1
3	100	240	15.08	286.34	-279.30	L_3	29	100		180	11.31	157.00	-123.90		L_4
4	100	240	15.08	329.64	-69.98	L_3	30	100		180	11.31	-28.80	-200.62		L_4
5	100	240	15.08	187.19	70.41	L_3	31	100		200	12.56	222.23	-328.97		L_2
6	100	180	11.31	-13.36	388.64	L_2	32	250	150	200	15.00	-322.86	-148.10		L_2
7	100	180	11.31	184.80	329.64	L_2	33	250	150	200	15.00	-233.30	101.53		L_3
8	100	180	11.31	35.22	196.87	L_2	34	150	250	200	15.00	-228.87	-51.75		L_3
9	100	100	11.31	-204.01	0.03	L_4	35	250	150	200	15.00	-240.89	-256.87	$\pi/2$	L_3
10	100	180	11.31	179.48	79.29	L_4	36	250	150	200	15.00	1.96	384.02		L_3
11	100	200	12.56	204.42	17.36	L_2	37	250	150	200	15.00	-87.85	-257.64	$\pi/2$	L_3
12	100	200	12.56	-97.81	-174.16	L_2	38	200	200	250	20.00	-8.51	203.90	$\pi/2$	L_3
13	100	200	12.56	6.81	-342.64	L_2	39	200	200	250	20.00	229.92	275.90		L_3
14	100	200	12.56	116.62	-162.48	L_2	40	200	200	250	20.00	-224.82	277.22		L_3
15	75	100	3.53	-186.80	-177.33	L_1	41	150	150	250	11.25	-334.57	5.86	$\pi/2$	L_2
16	75	100	3.53	-36.93	-171.06	L_1	42	150	150	250	11.25	-139.19	160.95	$\pi/2$	L_2
17	75	100	3.53	-172.75	-27.99	L_1	43	150	150	250	11.25	-179.06	8.71	$\pi/2$	L_2

18	75	100	3.53	-272.01	84.47	L_1	44	150	100	200	6.00	206.45	179.29		L_2
19	50	200	3.14	369.12	167.63	L_2	45	150	100	200	6.00	-171.27	-324.51		L_2
20	50	200	3.14	375.19	-141.99	L_2	46	100	100	150	3.00	-132.68	107.42		L_1
21	50	200	3.14	273.43	-134.98	L_2	47	100	100	150	3.00	-14.91	156.06	$\pi/2$	L_1
22	50	200	3.14	324.67	258.27	L_2	48	200	185	150	11.10	138.12	-191.63		L_1
23	50	200	3.14	354.34	-32.69	L_2	49	200	185	150	11.10	-9.88	203.01	$\pi/2$	L_4
24	50	200	3.14	357.64	68.18	L_2	50	200	100	200	8.00	-207.12	290.34		L_2
25	60	150	3.39	-125.24	218.41	L_1	51	200	100	200	8.00	-317.00	134.39		L_2
26	60	150	3.39	103.02	122.42	L_1									



شکل ۱۲- نحوه جانمایی تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره در حالت بهینه

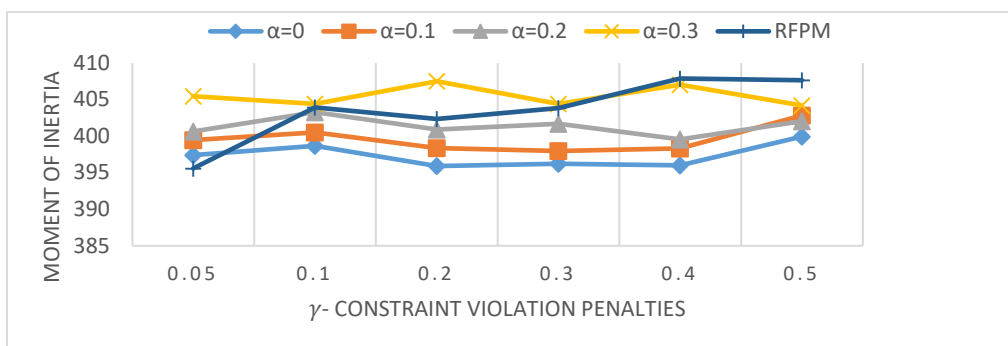


شکل ۱۳- مقایسه تابع هدف مدل استوار انعطاف پذیر با مدل های انعطاف پذیر غیر استوار

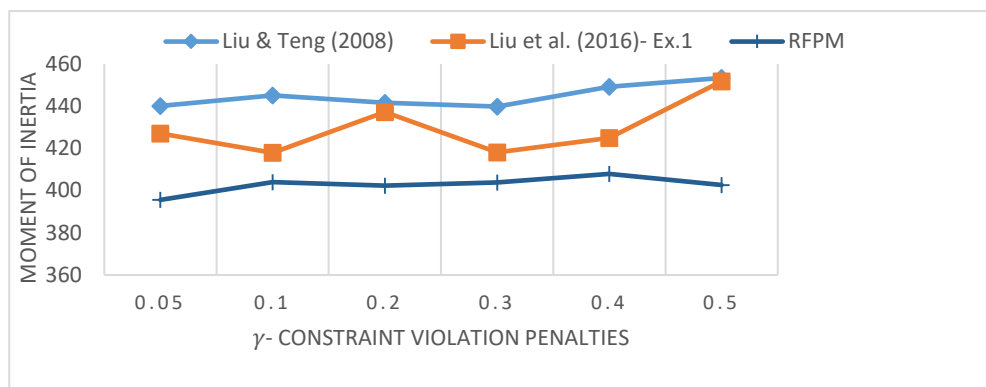
برای بررسی دقیق تر دوباره مجموع ممان های اینرسی در جهات اصلی محورهای مختصاتی نیز برای مدل های یاد شده مورد مقایسه قرار گرفتند که نتایج در شکل شماره (۱۴) دیده می شود.

همان طور که در شکل (۱۴) دیده می شود همانند مطالعات موردی شماره ۱ و ۲ بهترین حالت مدل استوار زمانی است که $\gamma = 0.05$ باشد. در اینجا ۲ مقاله ای که از این مثال در مطالعات موردی خود استفاده کرده بودند مورد بررسی قرار گرفتند و با توجه به جانمایی های موجود تجهیزات در سطوح مختلف ماهواره که در مقالات مورد نظر موجود بود، داده های هر مقاله به عنوان ورودی مدل استوار پیشنهادی قرار گرفته و مدل برای این داده ها اجرا شد. نتایج در شکل (۱۵) قابل مشاهده هستند.

همان طور که از شکل (۱۳) مشخص است نتایج مشابه مطالعات موردی قبلی است. تنها تفاوت موجود با آنها در این است که در حالت های غیر استوار حداقل سطح رضایتمندی اگر از ۰.۳ افزایش داشته باشد مدل عملیاتی نخواهد شد. دلیل این امر فضای بیشتری است که تجهیزات نسبت به مطالعه موردی شماره ۱ اشغال می کنند اما این فضا در مقایسه با مطالعه موردی شماره ۲ کمتر است و به همین دلیل در حالت $\alpha = 0.3$ نیز مدل جواب شدنی ارائه می دهد. با اینکه مقادیر به دست آمده برای متغیر α در حالت $\gamma = 0.05$ به نسبت مطالعات موردی قبلی مقادیر بالاتری می باشد، علت آن تنها در جانمایی تجهیزات بوده که به مدل استوار اجازه می دهد مقادیر حداقل سطح رضایتمندی (α) با افزایش خود از انعطاف پذیری بیشتر محدودیت های نرم جلوگیری کرده و این محدودیت های عدم همپوشانی با سهولت بیشتر (تاوان کمتر در تابع هدف) برآورده شوند.



شکل ۱۴- مقایسه مجموع ممان های اینرسی مدل استوار انعطاف پذیر با مدل های انعطاف پذیر غیر استوار



شکل ۱۵- مقایسه مجموع ممان های اینرسی مدل استوار انعطاف پذیر با نتایج سایر مقالات

در ۳ حالت متفاوت مورد بررسی قرار گرفته شده بودند دوباره مورد مطالعه قرار گرفت و کارایی مدل پیشنهادی در هرکدام از این مطالعات در مقابل سایر تحقیقات به چالش کشیده شد. در کلیه حالات نشان داده شد که مدل استوار انعطاف پذیر جواب به مراتب بهتری در مقایسه با مدل های موجود در مقالات پیشین ارائه می دهد.

همان طور که در ابتدای مقاله بیان شد، مبحث چیدمان تجهیزات ماهواره شامل دو قسمت تخصیص و جانمایی است که در این تحقیق بخش جانمایی تجهیزات مورد مطالعه قرار گرفت. در زمینه تخصیص تجهیزات به سطوح حامل مقالات کمی از جمله ژانگ و همکاران [۱]، سان و تنگ [۵]، ژونگ و همکاران [۱۳] و لی و همکاران [۲۴] موجود بوده که می تواند در مطالعات آتی بر روی بحث تخصیص تجهیزات به سطوح مختلف مورد استفاده قرار گیرد. لازم به ذکر است که برای مطالعات آتی برای افزایش احتمال پرتاب موفق و همچنین بهبود طول عمر عملیاتی ماهواره علاوه بر جانمایی بهینه تجهیزات که مربوط به کاهش وزن سازه ماهواره می باشد می توان بر روی موارد دیگر از جمله استحکام سازه و افزایش کارایی آرایه های خورشیدی ماهواره نیز تحقیق نمود که به تازگی به ترتیب در مقالات قریشی و همکاران [۲۵] و ثنایی و همکاران [۲۶] مورد بررسی قرار گرفته است.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] B. Zhang, H.F. Teng, Y.J. Shi, "Layout optimization of satellite module using soft computing techniques," *Applied Soft Computing*, vol. 8, pp. 507-521, 2008.
- [2] A. Ahmadi, M.S. Pishvaei, M.R. Akbari Jokar, "A survey on multi-floor facility layout problems," *Computers & Industrial Engineering*, vol. 107, pp. 158-170, 2017.
- [3] M.J. Ferebee, R.B. Powers, "Optimization of Payload

همان طور که در شکل (۱۵) دیده می شود مقدار مجموع ممان های اینرسی در مدل استوار پیشنهادی در کلیه حالات ضرایب جریمه تخطی از محدودیت های نرم نسبت به سایر مقالات مقدار به مراتب کمتری را به خود می گیرد. همچنین همانند مطالعات موردی قبل، بهترین و کمترین مقدار برای مجموع ممان های اینرسی در مدل استوار پیشنهادی در حالت $\gamma = 0.05$ اتفاق می افتد.

همانند مطالعات موردی شماره ۱ و ۲، هنگام مقایسه گشتاورهای اینرسی با مقاله لیو و همکاران [۱۰]، ۷.۳۵ درصد پیشرفت مشاهده می شود. (427 kg.m^2 در مقایسه با 395.6 kg.m^2 در روش پیشنهادی (RFPM)).

این موضوع نشان می دهد که اگر نیروی یکسانی برای چرخش این دو ماهواره مورد نیاز باشد، حداقل 31.4 کیلوگرم جرم می تواند حفظ شود. در نهایت با افزایش ضریب جریمه مقادیر ممان های اینرسی میل به افزایش دارند که دلیل آن تلاش تابع هدف جهت کاهش مقادیر جریمه و در نتیجه انعطاف پذیری کمتر محدودیت های نرم می باشد که این عدم انعطاف به جانمایی دورتر تجهیزات و در اصل افزایش مجموع ممان اینرسی منتج می شود.

۴. نتیجه گیری

در این مقاله بهینه سازی جانمایی تجهیزات در فضای سه بعدی ماهواره مورد مطالعه قرار گرفت. جانمایی برای ماهواره هایی که به صورت طبقه ای هستند انجام شد و برای نشان دادن کارایی، مطالعه بر روی محفظه های ماهواره ای انجام گرفت که بیشترین طبقات را در خود جا داده اند. با توجه به اینکه یکی از بزرگترین چالش های جانمایی تجهیزات در ماهواره جانمایی تجهیزات با سطح مقطع مستطیل با رعایت عدم هم پوشانی می باشد، مدل پیشنهادی از مفهوم عدم قطعیت جهت بهینه سازی جانمایی اینگونه تجهیزات استفاده کرد. با توجه به مقالات موجود در تاریخچه ادبیات، بیشترین طبقات ماهواره ها ۲ طبقه و ۴ سطح بود که در مجموع ۱۱ مقاله در گذشته از این تعداد طبقه و سطح در مطالعات موردی خود استفاده کردند. در این مقاله کلیه مثال های موجود در این ۱۱ مقاله که از نقطه نظر تعداد تجهیزات و بانک داده ها

- 148-161, 2019.
- [14] X. Chen, W. Yao, Y. Zhao., X. Chen, W. Liu, "A novel satellite layout optimization design method based on phi-function," *Acta Astronautica*, vol. 180, pp. 560-574, 2021.
- [15] Z.H. Zhang, Y.S. Wang, H.F. Teng, Y.J. Shi, "Parallel Dual-system Cooperative Co-Evolutionary Differential Evolution Algorithm with Human-computer Cooperation for Multi-Cabin Satellite Layout Optimization," *Journal of Convergence Information Technology*, pp. 711-720, 2013.
- [16] Z.H. Zhang, C. Zhong, Z.Z. Xu, H.F. Teng, "A Non-Dominated Sorting Cooperative Co-Evolutionary Differential Evolution Algorithm for Multi-Objective Layout Optimization," *IEEE Access*, vol. 5, pp. 14468-14477, 2017.
- [17] Z.H. Zhang, X. Sun, L. Hou, W. Chen, Y. Shi, Y., X. Cao, "A Cooperative Co-Evolutionary Multi-Agent System for Multi-Objective Layout Optimization of Satellite Module," *IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC)*, Banff Center, Banff, Canada, 2017.
- [18] J.R. Galbraith, "Designing complex organizations," *Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc*, 1973.
- [19] J. Mula, R. Poler, J.P. Garcia-Sabater, "Material requirement planning with fuzzy constraints and fuzzy coefficients," *Fuzzy Sets and Systems*, vol. 158, no. 7, pp. 783-793, 2007.
- [20] W. Klibi, A. Martel, A. Guitouni, "The design of robust value-creating supply chain networks: a critical review," *European Journal of Operational Research*, vol. 203, no. 2, pp. 283-293, 2010.
- [21] M.S. Pishvae, M. Fazli Khalaf, "Novel robust fuzzy mathematical programming methods," *Applied Mathematical Modelling*, vol. 40, pp. 407-418, 2016.
- [22] M.S. Pishvae, J. Razmi, S.A. Torabi, "Robust possibilistic programming for socially responsible supply chain network design: a new approach," *Fuzzy Sets and Systems*, vol. 206, pp. 1-20, 2012.
- [23] A.P.C. Cuco, F.L.D. Sousa, A.J. Silva Neto, "A Mass Placement in a Dual. Keel Space Station .NASA," *Langley Research Center*, 1987.
- [4] M.J. Ferebee, C.L. Allen, "Optimization of payload placement on arbitrary spacecraft," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 28, pp. 612-614, 1991.
- [5] Z.G. Sun, H.F. Teng, "Optimal layout design of a satellite module," *Eng. Opt.* vol. 35, pp. 513-529, 2003.
- [6] Z. Liu, H. Teng, "Human-computer cooperative layout design method and its application," *Computers & Industrial Engineering*, vol. 55, pp. 735-757, 2008.
- [7] J.Z. Huo, H.F. Teng, "Optimal layout design of a satellite module using a coevolutionary method with heuristic rules," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 22, no. 2, pp. 101-111, 2009.
- [8] Y.S. Wang, H.F. Teng, Y.J. Shi, "Cooperative co-evolutionary scatter search for satellite module layout design," *Engineering Computations*, vol. 26, pp. 761-785, 2009.
- [9] H.F. Teng, Y. Chen, W. Zeng, et al., "A dual-system variable-grain cooperative Co-evolutionary algorithm: satellite-module layout design," *IEEE, Transactions on Evolutionary Computation*, vol. 14, pp. 438-455, 2010.
- [10] J. Liu, L. Hao, G. Li, et al., "Multi-objective layout optimization of a satellite module using the Wang-landau sampling method with local search," *Frontiers of Information Technology and Electronic Engineering*, vol. 17, pp. 527-542, 2016.
- [11] M. Fakoor, P. Mohammad Zadeh, H. Momeni Eskandari, "Developing an optimal layout design of a satellite system by considering natural frequency and attitude control constraints," *Aerospace Science & Technology*, vol. 71, pp. 172-188, 2017.
- [12] F.Z. Cui, Z.Z. Xu, X.K. Wang, et al., "A dual-system cooperative co-evolutionary algorithm for satellite equipment layout optimization," *Proc. Inst. Mech. Eng. part G., Journal of Aerospace Engineering*, vol. 1-26, 2017.
- [13] C.Q. Zhong, Z.Z. Xu, H.F. Teng, "Multi-module satellite component assignment and layout optimization," *Applied Soft Computing*, vol. 75, pp.

multi-objective methodology for spacecraft equipment layouts,” Optimization and Engineering, vol. 16, pp. 165-181, 2015.

[24] Z. Li, Y. Zeng, Y. Wang, et al. “A hybrid multi-mechanism optimization approach for the payload packing design of a satellite module,” Applied Soft Computing, vol. 45, pp. 11-26, 2016.

[۲۵] سید محمد نوید قریشی؛ محمد امین جعفری؛ امیر صداقتی؛ احسان ذبیحیان، "طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره مخابراتی مطابق با"، علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، دوره ۳ (۱)، ECSS استاندارد، ۱۴۰۲، ۴۸-۶۳.

[۲۶] رویا ثنائی؛ پویا طالبی نژاد؛ سید محمد جواد طباطبائی؛ مهدی فکور، "تأثیر برخورد تصادفی ریزشهاب سنگ ها بر طول عمر ماهواره با رویکرد پزل خورشیدی افزوده"، علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، دوره ۳ (۱)، ۱۱۴-۱۲۲، ۱۴۰۲.



COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)