

Research Paper

Uncertainty Approach in Layout Design of Satellite Subsystems Considering Natural Frequency Constraints

M. Habibi¹, M. Fakoor^{2*}, H. Parviz Nowruzani³

1,2. Faculty of New Science and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

3. Faculty of New Science and Technologies, University of Tehran, and Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

*mfakoor@ut.ac.ir

In this research, to investigate the effects of uncertainties on the natural frequency of satellite systems attributed to the variation of layout components, the optimal layout of the satellite is performed utilizing the particle swarm optimization (PSO) algorithm, considering stability and geometrical constraints. To produce random samples, enough results will be extracted, which are the mass center of components, and based on the outputs, the finite element modeling of different samples by considering mass points is carried out. After modal analysis, mass and stiffness matrices are extracted, the simulation of Monte - Carlo runs based on Wishart random matrix theory and the eigenvalues of the matrix, i.e., natural frequencies, are obtained. The probabilistic distribution of natural frequencies is shown that in the proposed layout, the distribution of samples is very low, and the variation of natural frequency is robust to the proposed optimal location.

Keywords: Satellite subsystems, optimal layout, Wishart random matrix theory, natural frequency, Monte-Carlo simulation

1. M.Sc.
2. Associate Professor (Corresponding Author)
3. M. Sc.

مقاله علمی - پژوهشی

رویکرد عدم قطعیت در طراحی جانمایی زیر سامانه‌های ماهواره با در نظر گرفتن قيود فرکانس طبیعی

مونا حبیبی^۱، مهدی فکور^{۲*} و هادی پرویز نوروزانی^۳

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

۳- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

*mfakoor@ut.ac.ir

به منظور بررسی عدم قطعیت در فرکانس‌های طبیعی سامانه‌ی ماهواره نسبت به تغییر جانمایی اجزا، ابتدا جانمایی بهینه اجزا یک ماهواره نمونه با هدف کمینه کردن ممان‌های اینرسی اصلی با استفاده از الگوریتم تجمع ذرات با لحاظ قیود کنترلی و هندسی انجام می‌شود. برای تولید نمونه‌های تصادفی، از این الگوریتم به تعداد کافی خروجی گرفته می‌شود که خروجی‌ها همان مختصات مرکز جرم اجزا برای جانمایی می‌باشند و براساس خروجی‌ها، مدل‌سازی المان محدود نمونه‌ها با در نظر گرفتن اجزا به صورت جرم متمرکز، برای جانمایی‌های مختلف انجام می‌گیرد. پس از تحلیل مودال نمونه‌ها و استخراج ماتریس جرمی و سختی، شبیه‌سازی مونت‌کارلو براساس تئوری ماتریس تصادفی و یشارت انجام می‌گیرد و مقادیر ویژه ماتریس‌ها که همان فرکانس‌های طبیعی است، به دست می‌آید. در نهایت توزیع احتمالاتی فرکانس‌های طبیعی شبیه‌سازی شده به دست می‌آید. این توزیع شبیه‌سازی شده نشان می‌دهد که در چیدمان ارائه شده توزیع نرمال بوده و میزان پراکندگی نمونه‌ها بسیار کم است و تغییرات فرکانس طبیعی نسبت به جانمایی بهینه ارائه شده ناچیز است.

واژه‌های کلیدی: زیرسامانه‌های ماهواره، جانمایی بهینه، تئوری ماتریس تصادفی و یشارت، فرکانس طبیعی، شبیه‌سازی مونت‌کارلو

علائم و اختصارات

d	قطر مخزن سوخت (دايره داخلی)		
\bar{G}	ماتریس استخراج شده از المان محدود		
g_i	تعداد قیود	a_i	طول اجزا
h_i	ارتفاع اجزا	b_i	عرض اجزا
H_t	ارتفاع کل ماهواره	\bar{C}	ماتریس مستهلک کننده میانگین
H_1	ارتفاع طبقه اول از نقطه مرجع	E	میانگین
H_2	ارتفاع طبقه دوم از نقطه مرجع	D	قطر بدنه ماهواره
I_{xx}	ممان اینرسی اصلی حول محور x		
I_{yy}	ممان اینرسی اصلی حول محور y		
I_{zz}	ممان اینرسی اصلی حول محور z		
\bar{K}	ماتریس سختی میانگین		

۱. کارشناسی ارشد

۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)

۳. کارشناس ارشد

جانمایی بهینه نقش کلیدی در عملکرد، طول عمر، ساختار، نحوه تعمیر و نگهداری سامانه‌های ماهواره دارد و این طراحی همواره با چالش‌هایی مواجه بوده است. پیچیدگی محاسبات، پیچیدگی‌های سامانه‌ای و عملکردی جنبه‌های چالش‌برانگیز طراحی جانمایی ماهواره است [۵]. برای مثال الزامات مختلفی از جمله دسترسی مناسب به اجزاء، نوع سازه و بدنه، نوع پرتابگر و فصل مشترک زیرسامانه‌های مختلف با یکدیگر باید در طراحی رعایت گردد. همچنین در طراحی جانمایی باید فاکتورهای مختلفی مانند محموله، موقعیت مرکز جرم مورد نظر ماهواره، ممان اینرسی، الزامات سامانه‌ای و کنترلی به‌طور هم‌زمان برآورده شوند [۶]. فرآیند طراحی جانمایی به سه گروه اصلی شامل روش تجربی، تعامل انسان و کامپیوتر و طراحی جانمایی به‌صورت سه‌بعدی تقسیم می‌شود [۷]. با توجه به مشکلات موجود در طراحی جانمایی نظیر مدل نمودن ریاضی قیود و اهداف طراحی جانمایی، محاسبه‌ی کارآمدی قیود و جستجوی بهینه‌سازی متناسب برای طراحی جانمایی بهینه [۸] الگوریتم‌های مختلفی با در نظر گرفتن قیود پیشنهاد شده‌اند. از آن جمله می‌توان به الگوریتم ژنتیک [۹]، الگوریتم مورچگان، الگوریتم‌های تکاملی و ترکیبی، الگوریتم تجمع ذرات [۱۰-۱۷]، هم‌چنین روش‌هایی مانند بهینه‌سازی عدد صحیح [۱۸]، استفاده از روش نمونه‌گیری وانگ لاندو [۱۹]، ارائه الگوریتم ابداعی فراگام [۲۰]، ابزار خودکار SCALE در جانمایی [۲۱] و ابزار بهینه‌سازی برای مدل‌سازی [۲۲]، اشاره نمود. در تحقیقات گذشته قیود مختلفی در جانمایی در نظر گرفته شده است. از آن جمله می‌توان به قیود رفتاری [۲۳]، قیود عدم تداخل [۶] محدودیت‌های هندسی [۲۴-۲۵]، محدودیت مرکز جرم سامانه، قیود ممان‌های اینرسی و عملکرد دینامیکی اشاره کرد. همچنین پدیده‌های دیگری مانند عملکرد حرارتی، سازگاری الکترومغناطیسی، قابلیت نگهداری و دسترسی به اجزا [۲۶]، قیود فرکانس طبیعی [۲۷] و قید کاهش شدت مغناطیسی در مگنتومتر [۲۸] در نظر گرفته شده است. در مراجع گذشته تمرکز اصلی بر روی کاهش محاسبات و یافتن جانمایی بهینه بوده است.

اگرچه در مطالعات پیشین هدف ارائه الگوریتمی برای یافتن پاسخ بهینه جانمایی اجزا با ارضای قیود مختلف بوده است، اما پاسخ الگوریتم‌های تکاملی، برای مثال الگوریتم تجمع ذرات، با توجه به فیزیک مسئله می‌تواند یکتا نباشد. چراکه جستجوی ذرات برای یافتن پاسخ بهینه تصادفی است و در هر بار اجرای الگوریتم جوابی منحصر به فرد به دست می‌آید که خواه می‌تواند این جواب، یک جواب اصلی باشد و خواه جوابی در نزدیکی جواب اصلی. هدف از ارائه این تحقیق بررسی پاسخ‌های مختلف به دست آمده جانمایی بهینه یک ماهواره نمونه و تأثیرات آن‌ها بر تغییرات فرکانس طبیعی سامانه می‌باشد. در محموله‌های فضایی سازگاری فرکانسی محموله و پرتابگر جهت جلوگیری از بروز پدیده تشدید اهمیت ویژه‌ای دارد. محموله‌های فضایی در حقیقت سامانه‌ای تشکیل شده از زیرسامانه‌های مختلف است که

\bar{M}	ماتریس جرمی میانگین
m_i	جرم اجزا
n	درجه آزادی ماتریس
p	تعداد اعداد تصادفی
Q	طبقات ماهواره
r_i	شماع اجزا
t	ضخامت هر طبقه
∇V	تداخل اجزا
X_c	مرکز مورد انتظار ماهواره
x_m	مرکز واقعی ماهواره
X_{2i-1}	مولفه X بهینه‌سازی
X_{2i}	مولفه Y بهینه‌سازی
y_c	مرکز مورد انتظار ماهواره
y_m	مرکز واقعی ماهواره
z_c	مرکز مورد انتظار ماهواره
z_m	مرکز واقعی ماهواره

علائم یونانی

δ	خطای قابل قبول
θ	زاویه بین محورهای اصلی دستگاه اینرسی و محورهای مرجع
Σ	ماتریس تصادفی
θ_G	پارامتر شبیه‌سازی
σ	پارامتر پراکندگی

زیر نویس‌ها

F	نرم فرینوس
i	شمارنده
j	شمارنده

مقدمه

می‌توان روند طراحی را به‌مانند مجموعه‌ای از فعالیت‌ها و تصمیم‌ها و برای کاهش عدم قطعیت در محصول یا مشخصه‌های طراحی سامانه‌ها دانست [۱]. محققان در سال‌های اخیر به این مسئله همواره توجه داشته‌اند که تصمیم‌گیری در فاز اولیه طراحی بسیار اهمیت دارد زیرا می‌توان خطا و هزینه را در فازهای بعدی طراحی کاهش داد. در طول فرآیند طراحی باید به سؤالات مختلفی در خصوص میزان قابلیت اطمینان و هزینه‌های طراحی پاسخ داد. پاسخ به این سؤالات وابسته به ابزار مختلفی است که منجر به انجام مصالحه‌های متفاوت می‌گردد. حتی اگر تحلیل مهندسی مدل دقیق باشد، طبیعت و اساس مفهوم طراحی منجر به ایجاد عدم قطعیت در نتایج می‌شود و در نهایت طراح را با ریسک‌های متعددی مواجه می‌سازد [۲]. یکی از پیچیده‌ترین و دشوارترین حوزه‌ها در طراحی سامانه‌های فضایی، طراحی جانمایی ماهواره است. این طراحی نیازمند شناسایی الزامات و ارتباط بین زیرسامانه‌های مختلف است و به معنای قرارگیری تجهیزات مانند محموله [۳] یا آنتن و رادار ماهواره [۴] در مکان‌های مناسب است.

رسم و مقدار میانگین و انحراف معیار بیان می‌گردد. این فرآیند تصادفی در جانمایی می‌تواند به‌عنوان مدلی برای لحاظ عدم قطعیت در فرکانس طبیعی در نظر گرفته شود و بدین ترتیب طراح از احتمال بروز پدیده تشدید بر اثر عدم قطعیت در جانمایی، اطمینان حاصل می‌کند.

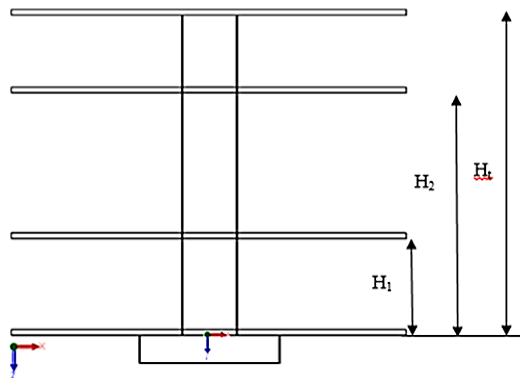
بیان مسئله

ماهواره مورد مطالعه در این تحقیق یک ماهواره مدار پایین با مأموریت تصویربرداری است. با توجه به قیود پرتابگر و مأموریت تعریف شده برای این ماهواره مشخص است پیکربندی به شرح جدول ۱ ارائه شده است. این ماهواره شامل ۵۴ جز است. ابتدا مدل‌سازی اولیه انجام گرفت، سپس با استفاده از الگوریتم تجمعی ذرات بهینه‌سازی انجام شد.

جدول ۱- مشخصات پیکره‌بندی ماهواره

پارامتر	اندازه (میلی‌متر)
H_t	۱۱۵۰
t	۲۰
H_1	۳۰۰
H_2	۸۲۰
D	۱۴۰۰
d	۲۰۰

شکل ۱ نمایی از پیکره دوبعدی ماهواره را نشان می‌دهد. با توجه به طراحی سامانه‌ای صورت پذیرفته برای اجرای مأموریت تعریف شده، برای این ماهواره، ۸ زیرسامانه سازه و مکانیزم، تعیین و کنترل موقعیت و وضعیت، کنترل حرارت، کامپیوتر روی برد، پیشرانس، مخابرات، محموله و توان الکتریکی در نظر گرفته شده است. این زیر سامانه‌ها ۵۴ جزء، از جمله مخزن سوخت را شامل می‌شوند. جهت ساده‌سازی، اجزا به صورت مکعبی و استوانه‌ای در نظر گرفته شده‌اند. این ماهواره‌ی نمونه شامل ۲۴ جزء مکعبی و ۳۰ جزء استوانه‌ای است. بدنه ماهواره از جنس آلومینیوم و وزن آن همراه با مخزن سوخت ۳۹۵/۴۳ کیلوگرم است.



شکل ۱- پیکره‌بندی دوبعدی ماهواره

در جدول ۲ مشخصات ابعادی و جرم اجزا مکعبی و در جدول ۳

دارای جانمایی مشخصی باشند. به دلیل وابستگی فرکانس طبیعی سامانه به جانمایی زیرسامانه‌ها، تغییرات در جانمایی سبب تغییرات در فرکانس طبیعی می‌گردد و در نتیجه تحلیل عدم قطعیت فرکانس طبیعی موضوع بسیار مهمی است. استفاده از کدهای المان محدود در تحلیل سازه‌ای به این معناست که پارامترهای سامانه ذاتاً قطعی فرض شده است [۲۹]. درحالی‌که سامانه شامل عدم قطعیت‌های پارامتری و غیر- پارامتری و خطاهای تجربی است [۳۰]. روش‌های مبتنی بر اغتشاش، طرح- ریزی و شبیه‌سازی با استفاده از مونت کارلو در مسائل مکانیکی تصادفی استفاده شده است [۳۱]. استفاده از تئوری ماتریس تصادفی و یشارت [۳۲-۳۵] و شبیه‌سازی مونت کارلو می‌تواند انتخاب خوبی برای بررسی عدم قطعیت در فرکانس طبیعی باشد. ارزیابی تجربی این روش که با استفاده از تعدادی جرم و فنر متصل شده به مدل برای افزایش عدم قطعیت انجام شده، نشان می‌دهد که مدل ماتریس تصادفی و یشارت به خوبی می‌تواند بیانگر مدل عدم قطعیت سامانه‌های دینامیکی خطی با فرکانس‌های طبیعی متوسط یا بالا باشد [۳۲]. ماتریس و یشارت نوعی ماتریس تصادفی است که استفاده از آن در سامانه‌های دینامیکی خطی سبب کاهش عدم قطعیت می‌گردد [۳۳].

هدف این تحقیق و ضرورت آن در بستر تحقیقات گذشته را می‌توان این‌گونه خلاصه کرد: فرکانس طبیعی سامانه وابسته به مکان قرارگیری و جانمایی سایر زیرسامانه‌هاست و تغییر مکان زیرسامانه‌ها ممکن است تغییر در فرکانس طبیعی سامانه را در پی داشته باشد، پس جابه‌جایی تصادفی اجزا، تغییرات فرکانس طبیعی سامانه را در پی دارد. از طرف دیگر در مطالعات پیشین با روش‌های مختلف بهینه‌سازی جانمایی انجام شده است که با توجه به فیزیک مسئله می‌تواند چندین جواب داشته باشد. در این راستا برای تحلیل این عدم قطعیت به‌جای استفاده از جواب‌های کاملاً تصادفی، از جواب‌های قابل قبول یک الگوریتم بهینه‌سازی استفاده شده است تا بررسی شود تغییرات جانمایی بهینه اجزا تا چه حد بر تغییرات فرکانس طبیعی سامانه تأثیر دارد.

در این راستا، ابتدا با استفاده از الگوریتم تجمع ذرات یک ماهواره نمونه با لحاظ قیود عدم تداخل و کنترلی بهینه‌سازی می‌گردد و چون الگوریتم به‌طور تصادفی در فضای جستجو به دنبال جواب بهینه است، ۵۰ بار از الگوریتم ارائه شده خروجی‌هایی که قیود در آن‌ها ارضا شده گرفته می‌شود که خروجی همان مکان اجزا در صفحه x-y است. سپس با استفاده از مختصات به دست آمده اجزا و روش جرم متمرکز، مدل‌سازی المان محدود ۵۰ نمونه انجام می‌گردد و بعد از انجام تحلیل مودال و استخراج ماتریس جرمی و سختی هر یک از مدل‌ها، فرآیند شبیه‌سازی مونت کارلو بر اساس تئوری ماتریس تصادفی آغاز می‌شود؛ بدین صورت که بر اساس ۵۰ ماتریس جرمی و سختی به دست آمده، به میزان تکرار کافی ماتریس تصادفی تولید می‌گردد و مقادیر ویژه ماتریس‌های تصادفی که همان فرکانس طبیعی است، به دست می‌آید. سپس تابع چگالی احتمال مقادیر

مشخصات اجزای استوانه‌ای ارائه شده است. واحد ابعاد اجزا میلی‌متر و جرم آن‌ها کیلوگرم می‌باشد.

جدول ۲- مشخصات اجزای مکعبی

m_i	h_i	b_i	a_i	i	m_i	h_i	b_i	a_i	i
۹	۲۰۰	۱۰۰	۱۵۰	۱۳	۲۲/۵	۲۰۰	۱۵۰	۲۵۰	۱
۹	۲۰۰	۱۰۰	۱۵۰	۱۴	۲۲/۵	۲۰۰	۱۵۰	۲۵۰	۲
۴/۵	۱۵۰	۱۰۰	۱۰۰	۱۵	۲۲/۵	۲۰۰	۱۵۰	۲۵۰	۳
۴/۵	۱۵۰	۱۰۰	۱۰۰	۱۶	۲۴	۲۰۰	۱۶۰	۲۵۰	۴
۱۶/۶۵	۱۵۰	۱۹۰	۲۰۰	۱۷	۲۴	۱۶۰	۱۶۰	۲۵۰	۵
۱۶/۶۵	۱۵۰	۱۹۰	۲۰۰	۱۸	۲۷	۱۸۰	۱۸۰	۲۵۰	۶
۱۴/۴	۱۲۰	۱۲۰	۲۰۰	۱۹	۲۰	۲۵۰	۲۰۰	۲۰۰	۷
۱۴/۴	۲۰۰	۱۲۰	۱۶۰	۲۰	۲۰	۲۵۰	۲۰۰	۲۰۰	۸
۱/۹۲	۱۲۰	۱۰۰	۱۶۰	۲۱	۲۰	۲۵۰	۲۰۰	۲۰۰	۹
۱/۹۲	۱۲۰	۱۰۰	۱۶۰	۲۲	۱۶/۸۸	۲۵۰	۱۵۰	۱۵۰	۱۰
۱/۹۲	۱۲۰	۱۰۰	۱۶۰	۲۳	۱۶/۸۸	۲۵۰	۱۵۰	۱۵۰	۱۱
۱/۹۲	۱۲۰	۱۰۰	۱۰۰	۲۴	۱۶/۸۸	۲۵۰	۱۵۰	۱۵۰	۱۲

جدول ۳- مشخصات اجزای استوانه‌ای

m_i	h_i	r_i	i	m_i	h_i	r_i	i
۲/۰۵	۲۰۰	۷۵	۴۰	۲۶/۶۲	۲۴۰	۱۰۰	۲۵
۲/۰۵	۲۰۰	۷۵	۴۱	۲۶/۶۲	۲۴۰	۱۰۰	۲۶
۱۶/۹۷	۲۰۰	۷۵	۴۲	۲۶/۶۲	۲۴۰	۱۰۰	۲۷
۱۸/۸۵	۲۰۰	۵۰	۴۳	۱۸/۸۵	۲۴۰	۱۰۰	۲۸
۴/۷۱	۲۰۰	۵۰	۴۴	۱۰/۶۰	۲۴۰	۱۰۰	۲۹
۴/۷۱	۲۰۰	۵۰	۴۵	۱۰/۶۰	۱۸۰	۱۰۰	۳۰
۴/۷۱	۲۰۰	۵۰	۴۶	۱۰/۶۰	۱۸۰	۱۰۰	۳۱
۴/۷۱	۲۰۰	۵۰	۴۷	۱۰/۶۰	۱۸۰	۱۰۰	۳۲
۵/۰۹	۱۵۰	۵۰	۴۸	۴/۷۱	۱۸۰	۱۰۰	۳۳
۵/۰۹	۱۵۰	۶۰	۴۹	۴/۷۱	۱۸۰	۱۰۰	۳۴
۲/۰۵	۱۶۰	۶۰	۵۰	۴/۷۱	۲۰۰	۱۰۰	۳۵
۲/۰۵	۱۶۰	۴۵	۵۱	۴/۷۱	۲۰۰	۱۰۰	۳۶
۱۶/۹۷	۱۸۰	۴۵	۵۲	۴/۷۱	۲۰۰	۱۰۰	۳۷
۴/۷۱	۲۰۰	۱۰۰	۵۳	۵/۰۹	۲۰۰	۱۰۰	۳۸
-	-	۱۰۰	۵۴	۵/۰۹	۲۰۰	۷۵	۳۹

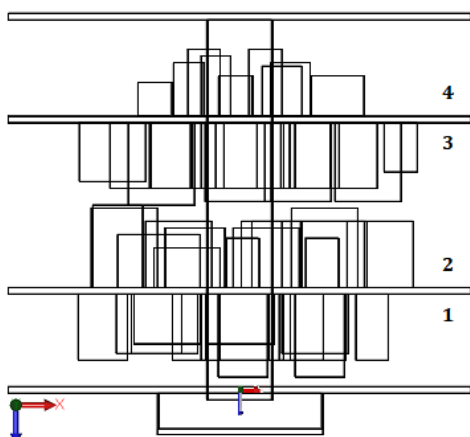
چیدمان اولیه اجزا در جدول ۴ تعریف شده است.

جدول ۴- محل قرارگیری اجزا در هر سطح

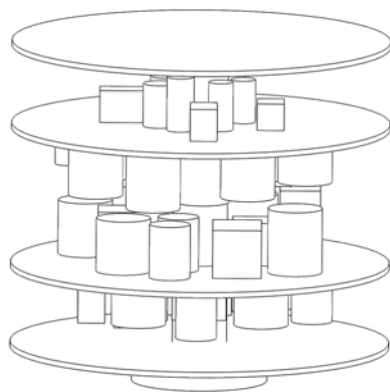
شماره اجزا	Q
۴، ۱۱، ۱۲، ۱۴، ۱۷، ۱۸، ۳۰، ۳۱، ۳۳، ۳۶، ۳۹، ۴۰، ۴۶، ۴۷، ۵۴	۱
۳، ۵، ۶، ۱۰، ۱۵، ۱۶، ۱۹، ۲۵، ۲۷، ۲۴، ۳۵، ۳۷، ۳۸، ۴۱، ۴۲، ۵۴	۲
۱، ۲، ۷، ۸، ۹، ۱۳، ۲۰، ۲۶، ۲۸، ۲۹، ۳۲، ۴۴، ۴۸، ۵۳، ۵۴	۳
۲۲، ۲۱، ۲۳، ۲۴، ۴۳، ۴۵، ۴۹، ۵۰، ۵۱، ۵۲، ۵۴	۴

شکل ۲- الف و ۲- ب جانمایی اولیه دوبعدی و سه‌بعدی را نشان

می‌دهد.



(الف)



(ب)

شکل ۲- جانمایی اولیه ماهواره، الف- شکل دو بعدی جانمایی اولیه ماهواره نمونه،
ب- شکل سه‌بعدی جانمایی اولیه

فلوچارت انجام جانمایی

در این تحقیق، رسیدن به طرح جانمایی بهینه و لحاظ عدم قطعیت در مدل در چهار مرحله صورت می‌پذیرد:

- ۱- بهینه‌سازی جانمایی ماهواره و تولید خروجی‌های تصادفی با استفاده از الگوریتم PSO.
- ۲- مدل‌سازی ۵۰ نمونه بر اساس خروجی‌های الگوریتم PSO.
- ۳- تحلیل مودال با استفاده از نرم‌افزار المان محدود و استخراج ماتریس جرمی و سختی مدل‌های تصادفی تولیدشده.
- ۴- به دست آوردن توزیع و تابع چگالی احتمال فرکانس طبیعی با استفاده از شبیه‌سازی مونت کارلو.

۱-۳- مرحله اول: فرآیند بهینه‌سازی و تولید نمونه‌های تصادفی

در این مرحله بهینه‌سازی جانمایی ماهواره با لحاظ قیود هندسی، عدم تداخل اجزا و قیود اعمالی از طرف زیرسامانه کنترل موقعیت و وضعیت صورت می‌پذیرد [۲۷]. با در نظر گرفتن قیود هندسی و کنترلی تابع

$Y_i(\text{mm})$	X_{2i}	$X_i(\text{mm})$	X_{2i-1}	i
-۱۲۲/۴۷	X_{24}	-۱۰۳/۱۵	X_{23}	۱۲
۱۷۶/۶۵	X_{26}	-۲/۱۹	X_{25}	۱۳
۲۵۱/۰۱	X_{28}	-۱۸۰/۹۸	X_{27}	۱۴
۱۴۷/۸۰	X_{30}	-۱۴۳/۲۵	X_{29}	۱۵
-۲۰۶/۲۷	X_{32}	-۹۵/۸۳	X_{31}	۱۶
-۲۷۱/۹۳	X_{34}	۵۳/۳۷	X_{33}	۱۷
۱۶۳/۴۳	X_{36}	۳۶/۶۰	X_{35}	۱۸
۱۶۰/۰۸	X_{38}	۲۲/۸۰	X_{37}	۱۹
-۱۶۶/۲۵	X_{40}	-۲۱۹/۰۶	X_{39}	۲۰
-۱۵۳/۴۲	X_{42}	-۲۹۹/۸۸	X_{41}	۲۱
۱۴۰/۶۱	X_{44}	-۲۸۵/۲۷	X_{43}	۲۲
۱۸۷/۷۱	X_{46}	۳۹/۹۴	X_{45}	۲۳
۳۷۱/۵۵	X_{48}	۷۹/۸۲	X_{47}	۲۴
-۱۵۱/۷۱	X_{50}	۲۸۰/۴۱	X_{49}	۲۵
۱۳۴/۶۰	X_{52}	۲۹۸/۸۳	X_{51}	۲۶
۳۴۹/۲۷	X_{54}	۲۰۶/۶۱	X_{53}	۲۷
-۲۹/۸۲	X_{56}	-۳۰۲/۹۵	X_{55}	۲۸
-۳۸۱/۵۰	X_{58}	۲۵۶/۲۴	X_{57}	۲۹
-۱۷۰/۸۸	X_{60}	-۲۶۳/۱	X_{59}	۳۰
۲۵/۱۵	X_{62}	۱۹۰/۵۵	X_{61}	۳۱
-۱۵۲/۴۴	X_{64}	۸۵/۳۸	X_{63}	۳۲
۱۸۹/۹۹	X_{66}	-۲۲۰/۶۶	X_{65}	۳۳
-۷۴/۷۹	X_{68}	-۳۵۹/۵۸	X_{67}	۳۴
۳۷۱/۶۴	X_{70}	۴۲/۱۷	X_{69}	۳۵
-۶۱/۲۰	X_{72}	۳۹۲/۲۸	X_{71}	۳۶
-۲۸۲/۱۸	X_{74}	-۲۶۴/۱	X_{73}	۳۷
-۵۰/۲۱	X_{76}	-۱۶۳/۶۷	X_{75}	۳۸
-۳۵۶/۵۹	X_{78}	-۳۴۴/۲	X_{77}	۳۹
۳۸۸/۷۴	X_{80}	۱۵/۸۰	X_{79}	۴۰
-۳۹۱/۵۳	X_{82}	-۴۱۴/۷۵	X_{81}	۴۱
۲/۲۲	X_{84}	۳۷۰/۵۷	X_{83}	۴۲
۳۱۱/۷۱	X_{86}	-۷۰/۷۸	X_{85}	۴۳
۴۴۲/۳۵	X_{88}	۲۷۵/۸۸	X_{87}	۴۴
۵۱/۷۵	X_{90}	-۴۳۹/۴۵	X_{89}	۴۵
۲۹۱/۰۷	X_{92}	۱۶۶/۴۴	X_{91}	۴۶
۴۴۴/۵۹	X_{94}	۲۴۰/۳۳	X_{93}	۴۷
۳۹۱/۴۲	X_{96}	-۳۴۰/۵۹	X_{95}	۴۸
-۲۹۰/۶۱	X_{98}	۳۰۵/۹۲	X_{97}	۴۹
۵۱/۶۰	X_{100}	۳۳۳/۰۲	X_{99}	۵۰
۲۱۸/۲۲	X_{102}	۲۳۱/۳۳	X_{101}	۵۱
-۳۷۳/۴۱	X_{104}	۴۲/۰۱	X_{103}	۵۲
۳۱۲/۰۲	X_{107}	۱۵۴/۰۵	X_{106}	۵۳

هدف مسئله باید انتخاب گردد. در این تحقیق هدف مینیمم کردن ممان‌های اینرسی اصلی است که به صورت رابطه (۱) بیان می‌شود و قیود کنترلی از روابط (۲-۷) به دست می‌آید [۲۷]:

$$\min f(x) = I_{xx} + I_{yy} + I_{zz} \quad (۱)$$

$$g_1 = |x_m - x_e| - \delta x_e \leq 0 \quad (۲)$$

$$g_2 = |y_m - y_e| - \delta y_e \leq 0 \quad (۳)$$

$$g_3 = |z_m - z_e| - \delta z_e \leq 0 \quad (۴)$$

$$g_4 = |\theta_x - \theta_e| - \delta \theta_x \leq 0 \quad (۵)$$

$$g_5 = |\theta_y - \theta_e| - \delta \theta_y \leq 0 \quad (۶)$$

$$g_6 = |\theta_z - \theta_e| - \delta \theta_z \leq 0 \quad (۷)$$

$$g_7 = g(i,j) = -(x(2Q(i)-1) - x(2Q(j)-1))^2 - (x(2Q(i))-x(2Q(j)))^2 + (r(Q(i))+r(Q(j)))^2 \quad (۸)$$

$$\nabla V = \sum_{k=1}^k g_k(i,j) \leq 0 \quad (۹)$$

I_{xx} ممان اینرسی حول محور x ، I_{yy} ممان اینرسی حول محور y و I_{zz} ممان اینرسی حول محور z در مختصات سراسری است. روابط (۲) تا (۴) مربوط به تعادل استاتیکی ماهواره و روابط (۵) تا (۷) مربوط به مقدار خطای قابل قبول نسبت به مرکز جرم ماهواره در مختصات سراسری است [۲۷]. x_e و y_e مرکز جرم مورد انتظار ماهواره است که در این تحقیق (۰ و ۰) در نظر گرفته می‌شود چراکه مرکز جرم مخزن سوخت در این مختصات قرار دارد و حتی الامکان مرکز جرم این دو باید به هم نزدیک باشد. رابطه (۹) نشان می‌دهد که مجموع قیود هندسی هر سطح باید کوچکتر یا مساوی صفر باشد تا قید ارضا شود زیرا مقدار منفی رابطه نشان می‌دهد که دو جسم تداخلی ندارند. جواب بهینه‌سازی یک مدل نمونه به شرح جدول ۵ می‌باشد. همان‌طور که قبلاً گفته شد برای تولید نمونه‌های موردنیاز در تحلیل عدم قطعیت ۵۰ نمونه بهینه تولید شده است.

جدول ۵- جواب بهینه‌سازی یک مدل نمونه

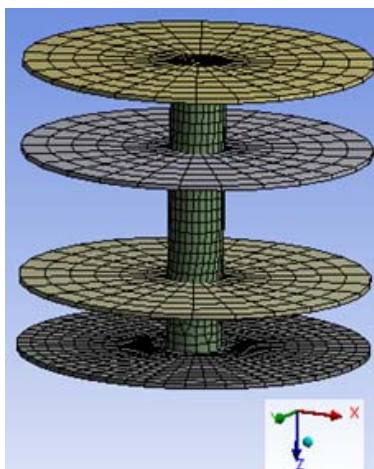
$Y_i(\text{mm})$	X_{2i}	$X_i(\text{mm})$	X_{2i-1}	i
-۲۲۸/۶۵	X_2	۲۶۶/۲۴	X_1	۱
-۳۱۲/۷۳	X_4	۱۳۰/۱۱۴	X_3	۲
-۱۴۰/۲۱	X_6	۸۹/۶۵	X_5	۳
-۱۲۳/۰۳	X_8	۱۱۳/۱۷	X_7	۴
-۲۸۷/۴۵	X_{10}	۱۶۷/۲۴	X_9	۵
-۱۱/۹۳	X_{12}	۱۸۵/۶۴	X_{11}	۶
-۲۳۶/۶۷	X_{14}	-۵۷/۵۶	X_{13}	۷
-۵۹/۴۵	X_{16}	۲۷۶/۵۵	X_{15}	۸
۸۷/۶۴	X_{18}	۱۴۰/۳۶	X_{17}	۹
۳۰۲/۵۵	X_{20}	-۲۱۸/۱۴	X_{19}	۱۰
۱۴۱/۹۹	X_{22}	۳۳۴/۲۳	X_{21}	۱۱

جدول ۶ مقادیر ممان‌ها بدست آمده از الگوریتم تجمع ذرات را

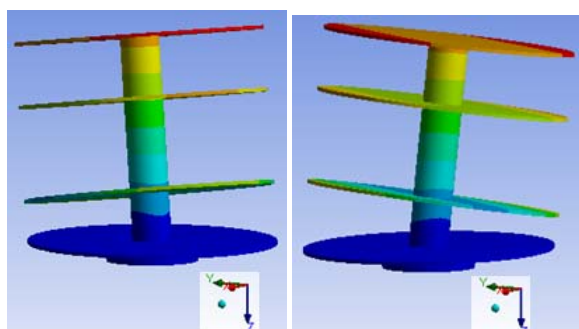
نشان می‌دهد.

جدول ۶ فرکانس طبیعی برای مود اول تا ششم را برای مدل اول

نشان می‌دهد.

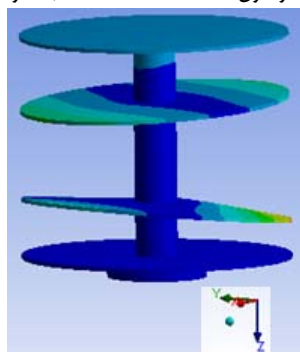


شکل ۳- مش بندی مدل نمونه



ب- مود دوم

الف- مود اول



ج- مود سوم

شکل ۴- تحلیل مودال نمونه

جدول ۶ فرکانس طبیعی برای مود اول تا ششم را برای مدل اول

نشان می‌دهد.

جدول ۶- مقادیر فرکانس طبیعی ماهواره

فرکانس طبیعی [HZ]	مود	فرکانس طبیعی [HZ]	مود
۲۱/۱۲	۴	۱۰/۱۰۴	۱
۲۲/۵۱	۵	۱۰/۳۳۷	۲
۲۲/۸۱	۶	۱۹/۶۳۲	۳

جدول ۶- مقادیر بدست‌آمده

واحد	پارامتر	مقادیر
$Kg.m^2$	I_{xx}	۲۸۵/۴۸
$Kg.m^2$	I_{yy}	۲۷۹/۷۵
$Kg.m^2$	I_{zz}	۱۳۸/۳۰
$Kg.m^2$	I_{xy}	-۱/۱۲۵
$Kg.m^2$	I_{xz}	۰/۴۸
$Kg.m^2$	I_{yz}	۲/۷۰
-	θ_x	۰/۱۵
-	θ_y	۰/۰۵۶
-	θ_z	۰/۱۲۱
-	ΔV	۰

مرحله دوم: مدل‌سازی عدم قطعیت

همان‌طور که گفته شد فرآیند بهینه‌سازی برای گرفتن خروجی‌های مجزا ۵۰ بار تکرار شده است. عدد ۵۰ مبنای کار شبیه‌سازی این تحقیق است و با شبیه‌سازی ۵۰ مدل میزان تغییرات و همگرایی شبیه‌سازی سنجیده خواهد شد. علت استفاده از الگوریتم‌های تکاملی و در اینجا الگوریتم تجمع ذرات نیز تولید نمونه‌های بهینه مستقل است. الگوریتم تجمع ذرات به دلیل استفاده از جستجوی تصادفی در هر اجرای کد، جواب منحصر به فردی را ارائه می‌دهد که مبنای شبیه‌سازی این تحقیق است. پیکره‌بندی بدنه ماهواره و جرم و ابعاد اجزای ماهواره ثابت است و تنها مختصات مرکز جرم اجزا در صفحه متغیر است. در این قسمت مقدار Z مرکز جرم اجزاء ثابت فرض شده است. برای سادگی تحلیل مودال و کاهش تعداد المان‌ها در تحلیل المان محدود به جای مدل‌سازی کامل اجزا از جرم متمرکز برای هر جزء استفاده شده است که به هر یک از سطوح اعمال می‌شود [۳۲]. مدل میرا نیست و به دلیل آنکه درجه آزادی ماتریس جرمی و سختی بستگی به تعداد المان دارد، هرچه تعداد المان‌ها بیشتر باشد، درجه آزادی و تعداد درایه‌های ماتریس جرمی و سختی بیشتر می‌شود. این افزایش درجه آزادی تأثیر قابل توجهی بر زمان و حافظه محاسباتی شبیه‌سازی مونت کارلو دارد به طوری که بدون ساده‌سازی مسئله، به یک رایانه قدرتمند نیاز است. برای مثال بدون ساده‌سازی ماتریس جرمی و سختی دارای درجه آزادی بیش از ۵۰۰۰۰ بود و پس از ساده‌سازی با استفاده از المان شیل این درجه آزادی به میزان ۱۴۵۲۸ تقلیل یافت به همین علت مطالعه مش انجام شد تا کمترین مقدار المان برای تحلیل به دست آید، این مطالعه در بخش نتایج تشریح شده است. شکل ۳ مش‌بندی یک مدل نمونه را نشان می‌دهد.

۳-۳- مرحله سوم: تحلیل مودال

در این مرحله تحلیل مودال برای هر کدام از مدل‌ها انجام گرفت که نتایج سه مود اول در شبیه‌سازی مسئله موردنظر است. مودهای یک تا سه یکی از مدل‌های نمونه در شکل ۴ آورده شده است.

مطالعه مش مدل نمونه

ماتریسی متقارن و غیرصفر تعریف می‌شود. در تئوری احتمالات ماتریس تصادفی ماتریسی است که برخی یا همه مقادیر آن تصادفی است، در نتیجه مقادیر ویژه آن نیز تصادفی است و هدف از استفاده این تئوری، مطالعه توزیع احتمالاتی این مقادیر ویژه تصادفی است. این ماتریس به منظور بررسی رشد عدم قطعیت‌هایی که در مدل‌های سازه‌ای (نه پارامترها) وجود دارد معرفی شد. از آنجا که داده‌های تحقیق حاضر برای شبیه‌سازی، مقادیر ماتریس جرمی و سختی است که از تحلیل مودال به دست آمده، برای به دست آوردن توزیع احتمالاتی از ماتریس تصادفی ویشارت استفاده شده است. هدف از این شبیه‌سازی به دست آوردن مقادیر ویژه ماتریس جرمی و سختی شبیه‌سازی شده در تکرار کافی برای رسیدن به همگرایی در پارامترهای آماری و به دست آوردن توزیع احتمالاتی و تابع چگالی احتمال آن است.

برای شبیه‌سازی مونت کارلوی ماتریس ویشارت به دو پارامتر P و Σ نیاز است. Σ یک ماتریس با مقادیر تصادفی و P تعداد اعداد تصادفی است که بر اساس آن ماتریس تولید می‌شود. P و Σ از روابط (۱۱) و (۱۲) به دست می‌آیند [۲۹]:

$$p = n + I + \theta_G \quad (11)$$

$$\Sigma = \bar{G} / \theta_G \quad (12)$$

n درجه آزادی ماتریس است. $\bar{G} = \{\bar{M}, \bar{C}, \bar{K}\}$ ماتریسی است که از المان محدود به دست آمده و به طور کلی برابر با $\bar{G} \equiv \{\bar{M}, \bar{C}, \bar{K}\}$ می‌باشد. در این تحقیق این ماتریس به صورت میانگین ماتریس جرمی استفاده شده و ماتریس سختی ثابت است. θ_G یک پارامتر در شبیه‌سازی است و از رابطه (۱۳) به دست می‌آید:

$$\theta_G = \frac{1}{\sigma_G} \left\{ 1 + \frac{\{\text{Trace}(\bar{G})\}^2}{\text{Trace}(\bar{G}^2)} - (n+I) \right\} \quad (13)$$

$$\text{for } G = \{M, C, K\}$$

σ_G پارامتر پراکنندگی است که برای متغیر ماتریسی از رابطه (۱۴) به دست می‌آید:

$$\sigma_G^2 = \frac{E[\|G-E[G]\|_F^2]}{\|E[G]\|_F^2} \quad (14)$$

اندیس F نشان‌دهنده نرم فوربنیوس است و E بیانگر مقدار میانگین است. نرم فوربنیوس یک نرم ماتریسی است. در رابطه (۱۴) ابتدا تفاضل هر کدام از ماتریس‌های M و C و K از میانگین به دست می‌آید و پس از گرفتن نرم فوربنیوس هر کدام میانگین کل به دست می‌آید، به طور مثال برای ماتریس جرمی داریم:

$$B_j = \|M_i - \bar{M}\|_F^2 \text{ for } i = 1, 2, \dots, 50 \text{ and } j = 1, 2, \dots, 50 \quad (15)$$

$$j = 1, 2, \dots, 50$$

$$\sigma_G^2 = \frac{E[B_1, B_2, \dots, B_j]}{\|\bar{M}\|_F^2}$$

برای اعتبارسنجی تحلیل مودال، حساسیت مدل بر تعداد المان‌ها و درصد خطای ایجاد شده بررسی شده است. معمولاً با تعداد مش پیش فرض نرم‌افزار جواب تقریبی خوبی به دست می‌آید و با ریزتر کردن المان‌ها دقت تحلیل بالاتر می‌رود. به دلیل زمان‌بر بودن و سنگین بودن محاسبات در استخراج ماتریس سختی و جرمی و شبیه‌سازی مونت کارلو، تعداد پیش فرض نرم‌افزار در حل مودال استفاده و با مطالعه مش درصد خطای قابل قبول در حل محاسبه شد. تعداد المان‌ها ۲۵۵۵ و فرکانس مود اول ۱۰/۱۰۴ است. درصد خطا از رابطه (۲) به دست می‌آید:

$$(10) \quad \text{خطا} = (\text{مقدار اندازه‌گیری شده} - \text{مقدار قابل قبول}) / \text{مقدار قابل قبول} \times 100$$

مقدار خطا در این مدل برابر است با:

$$\frac{(10.104 - 10.015)}{10.015} \times 100 = 0.88\%$$

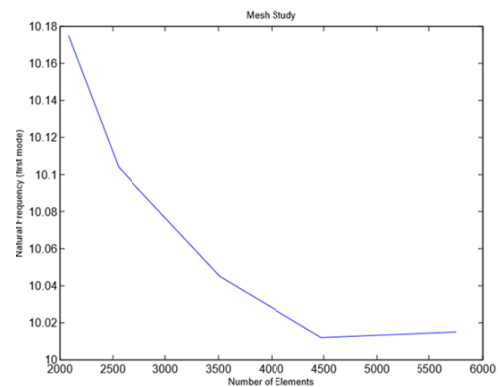
همان‌طور که ملاحظه می‌شود مقدار خطا کمتر از ۱ درصد است.

جدول ۷ تغییرات فرکانس طبیعی مود اول با تغییر المان‌ها را نشان می‌دهد:

جدول ۷- تغییرات فرکانس طبیعی مود اول با تغییر المان

تعداد المان (n)	۲۰۸۱	۲۵۵۵	۳۵۱۳	۴۴۷۴	۵۷۵۳
مود اول (Hz)	۱۰/۱۷۵	۱۰/۱۰۴	۱۰/۰۴۵	۱۰/۰۱۲	۱۰/۰۱۵

شکل ۵ بیانگر نمودار تغییرات مود اول بر اساس تعداد المان است که با افزایش تعداد المان به سمت همگرایی و کاهش تغییرات پیش می‌رود.



شکل ۵- نمودار تغییرات مود اول بر اساس تعداد المان

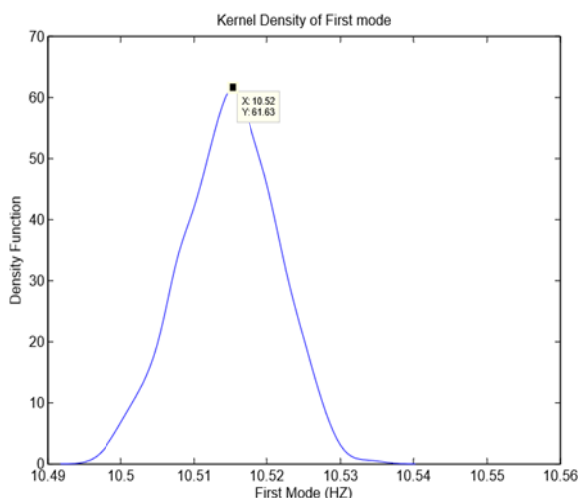
شبیه‌سازی مقادیر فرکانس طبیعی

در این بخش با استفاده از مقادیر ماتریس جرمی و سختی استخراج شده و با استفاده از تئوری ماتریس تصادفی ویشارت [۲۹] شبیه‌سازی عدم قطعیت در مسئله صورت می‌پذیرد. ماتریس ویشارت نوعی توزیع احتمالاتی در فضای ماتریسی است که برای متغیرهای تصادفی

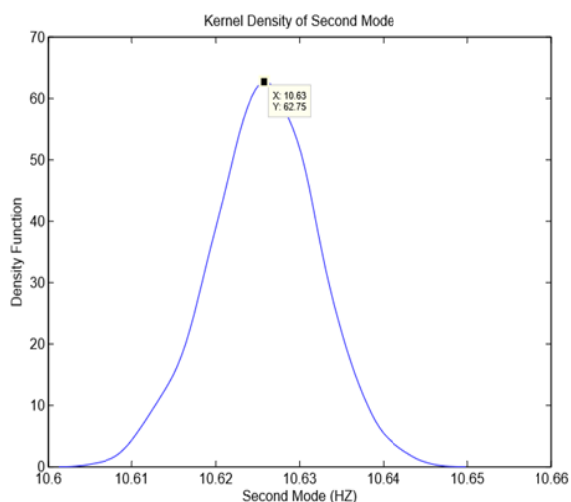
مقدار کمی است. مقدار مود اول و دوم تقریباً برابرند که علت آن تقارن سازه و داشتن سطح مقطع دایروی است اما این دو مود هر دو اتفاق می‌افتند. شکل ۷ نمودارهای تابع چگالی احتمال مود اول و دوم و سوم را نشان می‌دهد. هر سه نمودار نشان می‌دهد که توزیع تقریباً نرمال است و میانگین مود اول ۱۰/۵۱ و انحراف معیار ۰/۰۰۶۴ است. مقدار مود نشان داده‌شده در شکل ۷، ۱۰/۵۲ است. از آنجاکه مود و میانگین تقریباً یکی است توزیع تقریباً نرمال است.

جدول ۸- مقادیر شبیه‌سازی شده فرکانس طبیعی و انحراف معیار مود اول تا سوم

انحراف معیار	میانگین فرکانس طبیعی [HZ]	مود اول
۰/۰۰۶۴	۱۰/۵۱۴۸	مود اول
۰/۰۰۶۳	۱۰/۶۲۵۸	مود دوم
۰/۰۱۲۶	۱۹/۹۵۰۳	مود سوم



الف- مود اول

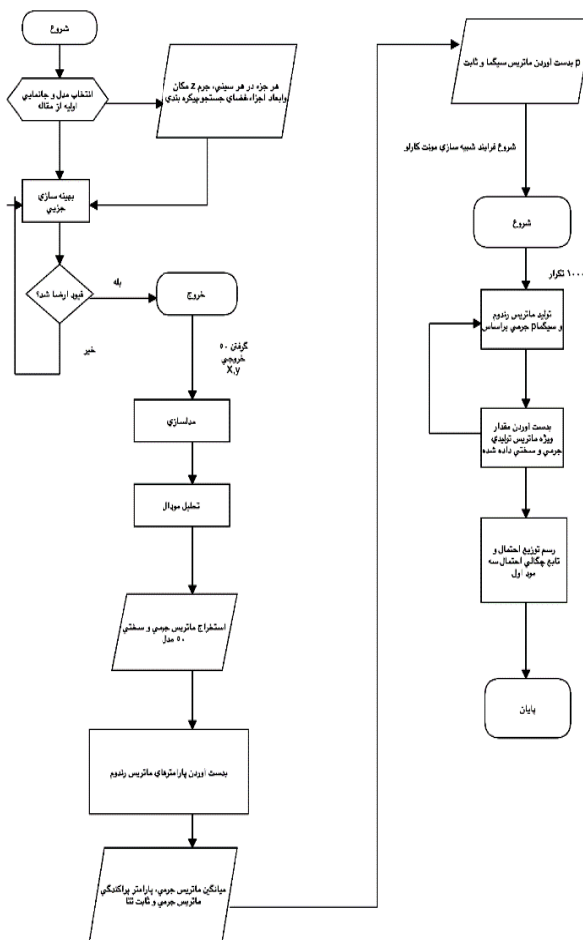


ب- مود دوم

شکل ۷- تابع چگالی احتمال

ضریب پراکندگی برای تعداد مدل‌های ۳۰،۴۰ و ۵۰ به دست آمد که مقادیر آن‌ها به ترتیب ۰/۰۰۲۳، ۰/۰۰۲۳ و ۰/۰۰۲۲ است. در نتیجه تغییرات ضریب پراکندگی برای ماتریس‌های جرمی بسیار کم است و می‌توان گفت انتخاب ۵۰ مدل برای شبیه‌سازی کافی است.

شکل ۶ دیاگرام الگوریتم پیشنهادی فرایند شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.



شکل ۶- نمودار الگوریتم پیشنهادی

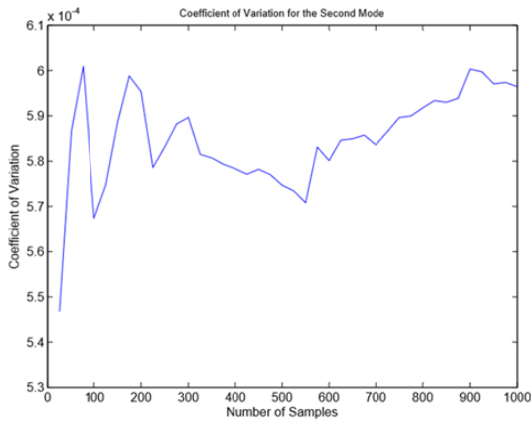
نتایج و بحث

در این قسمت نتایج حاصل از شبیه‌سازی فرکانس طبیعی ارائه شده است.

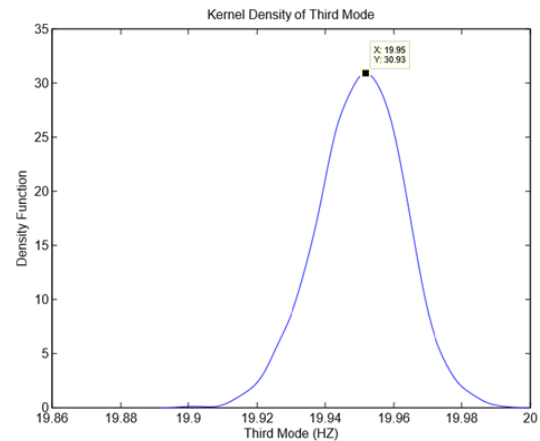
نتایج شبیه‌سازی مونت کارلو

مقادیر به دست آمده از شبیه‌سازی مونت کارلو برای مود اول، دوم و سوم فرکانس طبیعی و انحراف معیار هر کدام در جدول ۸ آورده شده است.

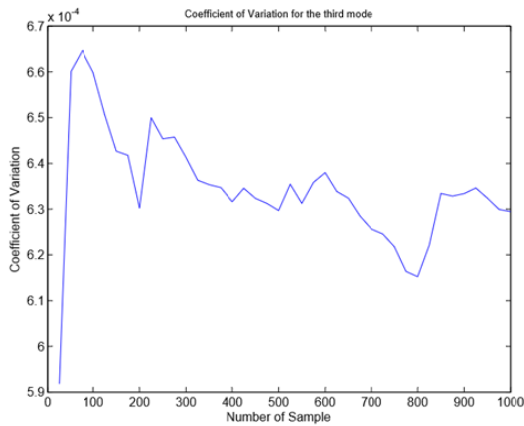
نتایج نشان می‌دهد تغییرات فرکانس طبیعی نسبت به تغییرات جانمایی بهینه ارائه شده ناچیز است و انحراف معیار برای هر سه مود



ب- مود دوم



ج- مود سوم



ج- مود سوم

شکل ۸- نمودار ضریب تغییرات

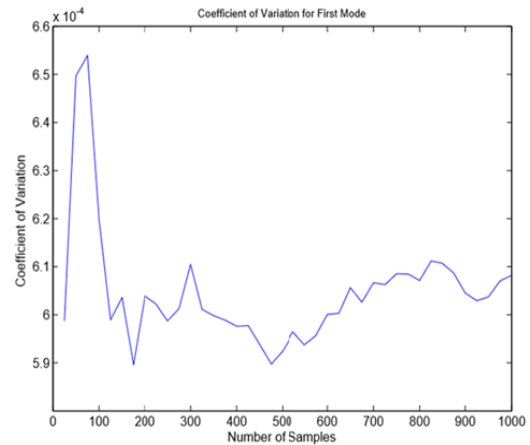
نتیجه گیری نهایی

هدف از انجام این تحقیق، پیش‌بینی تغییرات فرکانس طبیعی ماهواره با لحاظ عدم قطعیت در مقادیر جانمایی بهینه است. به همین منظور با استفاده از الگوریتم PSO بهینه‌سازی جانمایی در یک ماهواره نمونه انجام شد و از آنجاکه در این الگوریتم جستجو به صورت تصادفی است، ۵۰ جواب مختلف به‌عنوان خروجی طراحی جانمایی گرفته شد. بر این اساس، مدل‌سازی المان محدود نمونه‌ها انجام گرفت و علاوه بر تحلیل مودال، ماتریس سختی و جرمی به‌عنوان ورودی‌های تصادفی استخراج گردید. شبیه‌سازی یک ماتریس تصادفی جدید بر اساس ماتریس‌های ورودی انجام گرفت و مقادیر ویژه تصادفی آن به دست آمد و در نهایت بر روی این مقادیر ویژه تصادفی که همان فرکانس طبیعی است، مطالعه انجام گرفت. نتایج نشان داد که توزیع احتمالاتی فرکانس طبیعی مدل ارائه‌شده حاصل از متغیرهای تصادفی تولیدی نرمال است. این شبیه‌سازی با رویکرد تئوری ماتریس تصادفی و یشارت انجام گرفت.

ادامه شکل ۷- تابع چگالی احتمال

صحت‌سنجی نتایج

در اینجا نسبت انحراف معیار به میانگین برای اطمینان از درستی انتخاب تعداد تکرار به‌عنوان معیار همگرایی نتایج انتخاب شده است که به آن ضریب تغییرات گویند. شکل ۸ نمودار ضریب تغییرات مود اول تا سوم نسبت به جمعیت نمونه‌ها را نشان می‌دهد. با توجه به نمودار، به ازای افزایش ۱۰۰ نمونه در جمعیت نمونه‌ها کمتر از ۱ درصد تغییرات در ضریب تغییرات وجود دارد. با بررسی نمودارها مشاهده می‌شود که نوسانات و تغییرات در نمودار در تعداد تکرارهای کمتر، بیشتر است اما هرچه تعداد تکرار افزایش داده می‌شود، این نوسانات کاهش پیدا کرده و ضریب تغییرات به یک عدد مشخص همگرا می‌شود. در مود اول با افزایش تکرار ضریب تغییرات به عدد 6×10^{-4} ، در مود دوم به عدد 6×10^{-4} و در مود سوم به عدد $6/3 \times 10^{-4}$ بین ۸۰۰ تا ۱۰۰۰ تکرار همگرا شده‌اند. در این نمودار می‌توان گفت ۸۰۰ تکرار برای همگرایی نتیجه کافی است. با توجه به بررسی معیار همگرایی، نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو قابل اعتماد است.



الف- مود اول

- [7] Fakoor, M., M. Taghinejad and A. Kosari, "Review of Method for Optimal Layout of Satellite Components," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 9, 2013, pp. 126-37.
- [8] Sun, Z., H., Teng, Z. Liu, "Several Key Problems in Automatic Layout Design of Spacecraft Modules," *Progress in Natural Science*, Vol.13, No. 11, 2003, pp. 801-8.
- [9] Qian, Z.Q., H.F., Teng and Z.G. Sun, "Human-computer Interactive Genetic Algorithm and Its Application to Constrained Layout Optimization," *Chinese Journal of Computers-Chinese Edition*, Vol. 24, 5, 2001, pp. 553-9.
- [10] Peer, S.K., D.K. Sharma, "Human-computer Interaction Design with Multi-Goal Facilities Layout Model," *Computers & Mathematics with Applications*, Vol. 56, No.9, 56, 2008, pp. 2164-74.
- [11] Huo, J.Z., 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, 2009, pp. 101-11.
- [12] Chen, Y., H.F. Teng, "Coevolutionary Algorithm with Coarse-to-Fine Grain Strategy and Its Application to Layout Design of Satellite Module." *Journal of Dalian University of Technology*, Vol. 6, 2010.
- [13] Xu, Y. C., F.M. Dong, Y. Liu, R.B. Xiao and M. Amos, "Ant Colony Algorithm for the Weighted Item Layout Optimization Problem," arXiv preprint arXiv:1001.4099. 2010.
- [14] Teng, H.F., Y., Chen, W., Zeng, Y.J., Shi and Q.H. Hu, "A Dual-system Variable-Grain Cooperative Coevolutionary Algorithm: Satellite-Module Layout Design." *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol. 14, No.3, 2009, pp. 438-55.
- [15] Fakoor, M., M. Taghinezhad, A. Kosari and M. Mohamadzade, "Layout Design Optimization of Communication Satellite According to Functional Constraints," *The 21th Annual International Conference on Mechanical Engineering*, Iran, Tehran 2013.
- [16] Qin, Z. and Y.G. Liang, "A Study on the Particle Swarm Optimization with Adaptive Weight Constrained Layout Optimization," *The 8th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC)*, IEEE, Vol. 1, 2016, pp. 283-287.
- [17] Li, Z., Y. Zeng, Y. Wang, L. Wang and B. Song, "A Hybrid Multi-Mechanism Optimization Approach for the Payload Packing Design of a Satellite Module," *Applied Soft Computin.*, Vol. 45, 2016, pp. 11-26.
- [18] Yang, J., X. Chen and W. Yao, "A Rectangular Cuboid Satellite Module Layouts Method Based on Integer Optimization," *The 6th International Conference on Advanced Design and Manufacturing Engineering (ICADME 2016)*, Atlantis Press 2017.
- [19] Liu, J.F. and L. Hao, G. Li, Y. Xue, Z.X. Liu and J. Huang, "Multi-objective Layout Optimization of a Satellite Module Using The Wang-Landau Sampling Method with Local Search," *Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering*, Vol. 17, No. 6, 2016, pp. 527-542.
- [20] Daneshjou, K., M. Arjomandi and H. Shahrabi, "FARAGAM Algorithm in Satellite Layout," *Proceeding 6th Asia-Pacific Conference on Multilateral Cooperation in Space Technology and Applications*, 2001.
- [21] Fakoor, M., S.M., Ghoreishi and H. Sabaghzadeh, "Spacecraft Component Adaptive Layout Environment (SCALE): an Efficient Optimization Tool," *Advances in Space Research*. Vol.58, No. 9, 2016, pp. 1654-1670.

در این تحقیق با توجه به الگوریتم به کاررفته، توزیع احتمالاتی فرکانس طبیعی نرمال است. با استفاده از الگوریتم ارائه شده در طراحی جانمایی ماهواره، می توان ریسک و هزینه را کاهش داد، چراکه می توان تغییرات فرکانس طبیعی را پیش بینی و در نتیجه از تداخل آن با فرکانس طبیعی پرتابگر، که موجب پدیده رزونانس می گردد، جلوگیری کرد. پیشنهاد نویسندگان این مقاله در ادامه این تحقیق، بررسی طراحی مقاوم و قابلیت اطمینان در فاز بعدی است.

به طور کلی نوآوری های تحقیق ارائه شده به شرح زیر است:

۱- بررسی این مسئله که تا چه حد جواب های بهینه جانمایی که همان تغییرات مکان اجزای ماهواره است، روی تغییرات فرکانس طبیعی تأثیر دارد.

۲- ارائه الگوریتمی برای تحلیل عدم قطعیت فرکانس طبیعی شامل چهار مرحله که به ترتیب عبارت است از: ۱- بهینه سازی جانمایی با لحاظ قیود، ۲- تولید خروجی های تصادفی با استفاده از الگوریتم بهینه سازی، ۳- مدل سازی از روی نمونه های تصادفی با استفاده از روش اجزای محدود و تحلیل مودال آن ها، ۴- استخراج ماتریس سختی و جرمی برای شبیه سازی مونت کارلو و به دست آوردن توزیع احتمالاتی فرکانس طبیعی

۳- استفاده از کاربرد تئوری ماتریس تصادفی و بشارت در تحلیل عدم قطعیت فرکانس طبیعی در مسئله جانمایی برای اولین بار

تشکر و قدردانی

از پژوهشگاه فضایی ایران برای حمایت های مادی و معنوی برای تحقق اهداف این تحقیق قدردانی می کنیم.

مراجع

- [1] Barrientos, F.A., I.Y., Tumer and D.G., Ullman, *Design Teams, Complex Systems and Uncertainty*, 2007.
- [2] Malak Jr RJ and C.J. Paredis, *Modeling Design Concepts under Risk and Uncertainty Using Parameterized Efficient Sets*. SAE International Journal of Materials and Manufacturing. Vol. 1, No. 1, 2009, pp. 339-52.
- [3] Ferebee M.J. and C.L. Allen, "Optimization of Payload Placement on Arbitrary Spacecraft," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 28, No. 5, 1991, pp. 612-4.
- [4] Boissonnat, J.D., E., de Lange and M. Teillaud, "Slicing Minkowski sums for satellite antenna layout," *Computer-Aided Design*, Vol. 30, No. 4, 1998, pp. 255-65.
- [5] Yishou, W., T. Hongfei, "Knowledge Fusion Design Method: Satellite Module Layout," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 22, No. 1, 2009, pp. 32-42.
- [6] Fakoor, M., Taghinezhad M. "Layout and Configuration Design for a Satellite with Variable Mass Using Hybrid Optimization Method," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 230, No. 2, 2016, pp. 360-77.

- Residual Magnetic Flux Density of Micro-and Nano-Satellites," *Acta Astronautica*, 2018.
- [29] Kim, J., J.C. Yoon and B.S. Kang, "Finite Element Analysis and Modeling of Structure with Bolted Joints," *Applied Mathematical Modelling*, Vol. 31, No. 5, 2007, pp. 895-911.
- [30] Adhikari, S., M.I. Friswell, K. Lonkar and A. Sarkar, "Experimental Case Studies for Uncertainty Quantification in Structural Dynamics," *Probabilistic Engineering Mechanics*, Vol. 24, No. 4, pp.473-92.
- [31] Adhikari, S., "Uncertainty Propagation in Linear Systems: an Exact Solution Using Random Matrix Theory, In 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007 Apr, p. 1957.
- [32] Adhikari, S., A. Sarkar, "Uncertainty in Structural Dynamics: Experimental Validation of a Wishart Random Matrix Model," *Journal of Sound And Vibration*, Vol. 323, No. 3-5, 2009, pp. 802-25.
- [33] Adhikari, S., "Wishart random matrices in probabilistic structural mechanics," *Journal of engineering mechanics*, 2008, No. 134, Vol. 12, pp.1029-44.
- [34] Adhikari, S., "Generalized Wishart Distribution for Probabilistic Structural Dynamics," *Computational Mechanics*, Vol. 45, No. 5, pp. 495-511.
- [35] Ley, W., K. Wittmann and W. Hallmann, editors. *Handbook of Space Technology*, John Wiley & Sons, 2009.
- [22] Qin, Z., Y.G., Liang and J.P., Zhou, "An Optimization Tool For Satellite Equipment Layout," *Advances In Space Research*, Vol. 61, No. 1, 2018, pp. 223-34.
- [23] Jun, T. and E. Feng, *The Global Optimal Solution to the Three-Dimensional Layout Optimization Model with Behavioral Constraints*," *Journal of Applied Mathematics and Computing*, Vol. 15, No. 1-2, 2004, pp. 313-21.
- [24] Cuco, A.P., F.L. de Sousa and A. J. Neto, "A Multi-Objective Methodology for Spacecraft Equipment Layouts," *Optimization and Engineering*, Vol. 16, No. 1, 2015, pp. 165-81.
- [25] Lau, V., F. Luis de Sousa, R. Luiz and et. al., "A Multidisciplinary Design Optimization Tool for Spacecraft Equipment Layout Conception," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 6, No. 4, 2014, pp. 431-46.
- [26] Chen, X., W. Yao, Y. Zhao, X. Chen and X. Zheng, "A Practical Satellite Layout Optimization Design Approach Based on Enhanced Finite-Circle Method," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 58, No. 6, 2018, pp. 2635-53.
- [27] Fakoor, M., P.M., Zadeh and H.M. Eskandari, "Developing an Optimal Layout Design of a Satellite System by Considering Natural Frequency and Attitude Control Constraints," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 71, 2017, pp. 172-88.
- [28] Chen, X., S. Liu, T. Sheng, Y. Zhao, W. Yao. "The Satellite Layout Optimization Design Approach for Minimizing The