

طراحی و بهینه سازی سیستمی ماهواره بر اساس شبه مدل

محدثه السادات سادات شیرازی

دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی، تهران، ایران

پرویز محمدزاده*

استادیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران، ایران

علی مظفری

استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر طوسی، تهران، ایران

چکیده

بهینه‌سازی طراحی مسائل واقعی فرآیندی پیچیده و چندموضوعی است. برای مثال، در طراحی ماهواره تعاملات پیچیده بین زیرسیستم‌ها، معیارهای طراحی متناقض، متغیرها و قیود طراحی، کاربرد روش‌های مرسوم بهینه سازی را برای اینگونه مسائل با مشکلات متعددی مواجه می‌سازد، بعلاوه جستجوی فضای طراحی جهت یافتن طراحی بهینه به اجرای تکرارهای زیاد مبتنی بر مدل‌های شبیه سازی زمان‌بر و کدهای تحلیل بین زیرسیستم های ماهواره وابسته است که این امر موجب طولانی شدن چرخه بهینه‌سازی طراحی سیستمی ماهواره می‌شود. برای عبور از این مشکلات، تحقیقات وسیعی در حوزه روش‌های طراحی و بهینه‌سازی چندموضوعی در حال انجام است. در این راستا این مقاله یک چارچوب بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی مبتنی بر شبه مدل با کارایی بالا در مقایسه با چارچوب‌های موجود ارائه می‌دهد. روش مذکور بر پایه بکارگیری روش امکان‌پذیری چندموضوعی، شبه مدل، طراحی آزمایش و الگوریتم بهینه‌سازی متوالی-درجه‌دو می‌باشد. روش پیشنهادی روی مسائل نمونه پیاده سازی و با سایر روش‌های موجود مقایسه می‌گردد، در ادامه پیاده سازی روش پیشنهادی در طراحی مفهومی ماهواره مینا ارائه شده است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که روش ارائه شده یک رویکرد موثر برای حل مسائل صنعتی می‌باشد. **واژه‌های کلیدی:** طراحی و بهینه سازی چند موضوعی، امکان‌پذیری چندموضوعی، شبه مدل، طراحی آزمایش، ماهواره.

Multi-disciplinary design Optimization based on metamodel

M. Sadat Shirazi

Department of Aerospace Engineering, K.N.T University, Tehran, Iran

P. Mohammad Zadeh

Faculty of New Sciences and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

A. Mozafari

Department of Aerospace Engineering, K.N.T University, Tehran, Iran

Abstract

The real-world design optimization problems are complex and multidisciplinary. For example, design of a satellite system involves complex interactions between various sub-systems with a large number of design variables and constraints that limits application of conventional design optimization methods to this class of problems. In addition, design search space of such problems can be large and non-convex involving simulation of several interacting disciplines and hence it is time consuming or difficult to rapidly evaluate trade-offs between various disciplines. To address these difficulties, several research works are focused on the multidisciplinary design optimization methods. In this respect, this paper presents and efficient multidisciplinary design optimization framework using metamodels. The proposed method extends multidiscipline feasible concept using metamodels, design of experiments (DoE) and sequential quadratic programming (SQP) for solving large scale design optimization problems such as satellite systems. The proposed method is compared with the existing methods using a number of benchmark problems. The proposed method is implemented on a remote sensing satellite system. The results obtained show that the proposed method provides an effective way of solving large-scale design optimization problems.

Keywords: Multi-disciplinary design optimization (MDO), multidiscipline feasible (MDF), metamodel, design of experiments (DoE), satellite systems.

فضایی می‌تواند شامل فضای جستجوی بزرگ که غالباً غیر محدب با کمینه‌های محلی زیاد و فضای طراحی بزرگ که مصالحه بین زیرسیستم‌ها را در فرآیند بهینه سازی سنتی با مشکلات مواجه می‌سازد. بهینه سازی شامل پیدا کردن بهترین، مطابق با معیارهای مشخص است.

در اوایل سالهای ۱۹۹۰ رویکرد جدیدی در طراحی و بهینه سازی چند موضوعی که به اختصار MDO نامیده می‌شود مورد توجه محققان در مراکز تحقیقاتی بخصوص در صنایع هوافضا قرار گرفت [۱ و ۲]. طراحی و بهینه سازی چند موضوعی در دو دهه اخیر از پیشرفت‌های قابل توجهی در مراکز تحقیقاتی و صنایع هوافضایی برخوردار بوده است که می‌توان به طراحی و بهینه سازی چند موضوعی ماهواره، هواپیما، ماهواره بر و دیگر دستاوردها در این راستا اشاره کرد. مفهوم اصلی

۱- مقدمه

طراحی و بهینه سازی چند موضوعی^۱ (MDO)، رویکرد سیستمی برای طراحی بهینه سیستم های مهندسی پیچیده با عناصر همبسته از موضوعات مختلف طراحی است. برای مثال در طراحی ماهواره موضوعات (زیر سیستم) مختلفی مانند ماموریت، سازه، محموله، تعیین کنترل و وضعیت، مخابرات و غیره در تداخل هستند و این امر فرآیند طراحی را زمان‌بر و پرهزینه می‌سازد. بنابراین روش‌های طراحی و بهینه سازی مرسوم برای اینگونه مسائل زمان‌بر بوده و تضمینی وجود ندارد به طراحی بهینه بینجامد، بعلاوه بهینه سازی طراحی سامانه‌های

^۱ Multidisciplinary Design Optimization

تعدد قیود و متغیرهای طراحی. این عوامل منجر به افزایش هزینه های محاسباتی و زمان چرخه طراحی می شود که این خود عامل استفاده محدود MDO در حل مسائل طراحی صنعتی میگردد. بر همین اساس استفاده از شبه مدل (مدل جایگزین) و یا پاسخ سطح جهت کاهش هزینه محاسباتی فرآیند طراحی و بهینه سازی چندموضوعی مورد توجه محققان در چند دهه اخیر قرار گرفته است. رویکرد اساسی روش شبه مدل اینست که مدل های پیچیده و زمانبر توسط یک مدل تقریبی که از نظر محاسباتی بسیار سریع است، جایگزین شود [۱۰]. چنین مدلی اغلب یک مدل تقریبی، پاسخ سطح، مدل جایگزین و یا شبه مدل نامیده می شود، که در این مقاله اصطلاح شبه مدل استفاده شده است.

روش ساخت شبه مدل برای اولین بار در سال ۱۹۵۱ توسط [۱۱] تشریح شده است. روش های متعددی برای ایجاد شبه مدل وجود دارد که مهمترین آنها عبارتند از رگرسیون چند جمله ای [۱۲]، کریجینگ [۱۳]، تابع پایه شعاعی [۱۴]، حداقل مربعات متحرک [۱۵]، شبکه عصبی [۱۶] و منطق فازی [۱۷]. در کارهای تحقیقاتی استفاده گسترده ای از مزایای شبه مدل ها در فرآیند بهینه سازی استفاده شده است به عنوان مثال، در مرجع [۱۸] بهینه سازی طراحی نازل موتور با استفاده از شبه مدل مبتنی بر روش کریجینگ انجام شده است. در این رویکرد شبه مدل برای دینامیک سیالات و امان محدود ساخته شده که در فرآیند MDO بکار گرفته شده است. بعلاوه کارهای متعددی در بکارگیری شبه مدل ها در چارچوب های بهینه سازی طراحی چند موضوعی از جمله CO [۱۹]، روش Bliss [۲۰] و CSSO وجود دارد.

با توجه به مطالبی که به آنها اشاره شد، بکارگیری چارچوب های بهینه سازی طراحی چند موضوعی در مسائل پیچیده همانند ماهواره مستلزم صرف هزینه محاسباتی بالایی است. علیرغم تحقیقات گسترده در این حوزه از مهمترین چالش های موجود در پیاده سازی موفقیت آمیز MDO می توان به کوپلینگ بین زیرسیستم ها و زمان بر بودن فرآیند بهینه سازی طراحی اشاره کرد. بنابراین برای عبور از این موانع، مقاله حاضر روش بهینه سازی طراحی سیستمی چند موضوعی مبتنی بر شبه مدل ارائه می دهد. در روش پیشنهادی شبه مدل زیر سیستم ها ساخته شده و در چارچوب MDF با استفاده از الگوریتم بهینه سازی متوالی مرتبه دو^{۱۱} (SQP) پیاده سازی شده است که دقت و سرعت روش پیشنهادی بر روی مسائل نمونه پیاده سازی و مقایسه گردیده که نتایج بدست آمده نشان می دهد سرعت محاسباتی حدود ۳۰ درصد نسبت به چارچوب کلاسیک امکان پذیری چندموضوعی (بدون شبه مدل) سریع تر انجام می گیرد. در انتها روش پیشنهادی در طراحی سیستمی در یک ماهواره نمونه با هشت زیرسیستم پیاده سازی شده است.

۲- روش تحقیق: بهینه سازی سیستمی بر اساس

MDO بر پایه تفکیک سازی سیستم های مهندسی به مجموعه ای از زیر سیستم ها با پیچیدگی کمتر و کوچکتر است که کل سیستم در دو سطح سیستمی و زیرسیستم ها و هماهنگی بین آنها توسط الگوریتم بهینه سازی انجام می گیرد که به عنوان چارچوب MDO معروف است [۳].

چارچوب های طراحی و بهینه سازی چند موضوعی را می توان به دو دسته اصلی تقسیم کرد: دسته اول، روش های تک سطحی که شامل امکان پذیری چند موضوعی^۱ (MDF) [۴]، امکان پذیری تک موضوعی^۲ (IDF) [۵] و همه در یک زمان^۳ (AAO) [۶] است، در این روش ها فقط از یک الگوریتم بهینه سازی در فرآیند بهینه سازی طراحی استفاده می گردد، به کارگیری روش های تک سطحی برای طراحی بهینه مسائل پیچیده و چند موضوعی بسیار زمان بر می باشد. روش AAO ساده ترین چارچوب جهت حل مسائل طراحی و بهینه سازی چند موضوعی است، اما از معایب این روش غیر قابل اجرا بودن آن برای مسائل طراحی بزرگ صنعتی است که اغلب دارای پیچیدگی های زیادی هستند. در روش IDF اگر تعداد متغیرهای مشترک نسبتا کم باشد، این روش قابل اجرا بوده و به نتایج قابل قبولی نیز می رسد. یکی از مهمترین مزایای روش MDF سادگی این روش است، محدود بودن تعداد متغیرهای طراحی در این روش محدود نبوده و اجرای این روش تا زمانی که نیاز به جداسازی نباشد آسان است. هر چند، اگر فرآیند بهینه سازی متوقف شود حل بهینه موجود است ولو آنکه جواب بدست آمده جواب بهینه اصلی نباشد. امروزه در طراحی چندموضوعی، بیشتر تحقیقات در راستای تکمیل روش MDF است.

دسته دوم، روش های چند سطحی دربرگیرنده بهینه سازی مشارکتی^۴ (CO) [۷]، بهینه سازی همزمان زیر سیستم^۵ (CSSO) [۸]، روش سیستم یکپارچه دوسطحی^۶ (Bliss) [۹] است، اساس این دسته روش ها مبتنی بر چندسطحی یا توزیعی بر اساس تفکیک سازی مساله طراحی و بهینه سازی پیچیده به زیر سیستم ها و در عین حال مدیریت کردن تداخل این زیر سیستم ها و هماهنگ کردن کوپلینگ های بین این زیر سیستم ها در سطح سیستمی می باشد. ویژگی های مهم این دسته از روش های MDO استفاده از چندین نوع مختلف الگوریتم بهینه سازی و امکان پذیر ساختن طراحی توزیعی در یک چارچوب بهینه سازی طراحی می توان نام برد. به عنوان مثال، Bliss روشی چندسطحی و تکرار شونده است که در دو گروه بهینه ساز سراسری و مجموعه ای از بهینه سازها در سطح زیرسیستم ها سازمان دهی شده است. این روش برای بهبود متغیرهای طراحی مشترک و منفرد به طبقه بندی تحلیل گرها به دو دسته سطح سیستم و سطح زیرسیستم می پردازد. این روش برپایه روش های گرادایانی بوده و با استفاده از متغیرهای طراحی مشترک و منفرد، تابع هدف را با موفقیت بهینه می کند.

مهمترین مشکلات اساسی موجود در روش های دسته اول و دوم بهینه سازی چند موضوعی عبارتند: از کوپلینگ های بین زیرسیستم ها، هزینه های سنگین محاسباتی، تحلیل در هر زیرسیستم مربوطه،

¹ Multi Discipline Feasible

² Individual Discipline Feasible

³ All At Once

⁴ Collaborative Optimization

⁵ Concurrent Sub Space Optimization

⁶ Bi Level Integrated System Synthesis

⁷ Polynomial Regression

⁸ Kriging

⁹ Radial Basis Function (RBF)

¹⁰ Moving Least Squares Method

¹¹ Particle Swarm Optimization

شبه مدل می باشد، از این رو ساخت شبه مدل قیود طراحی به عنوان مهمترین عامل جهت افزایش دقت محاسباتی، در نظر گرفته می شود همچنین باید در نظر داشت، شبه مدل ساخته شده از قیود طراحی $(\tilde{g}(x, y_{i,j}))$ باید رفتاری بسیار شبیه به قید اصلی $(g(x, y_{i,j}))$ داشته باشد. یکی از مهمترین بخش های ساخت شبه مدل انتخاب روش تولید نقاط آزمایش طراحی است که تاثیر مستقیم روی دقت و اثربخشی شبه مدل دارد. در این مقاله از روش لاتین هایپر کیوب^۲ جهت تولید نقاط آزمایش طراحی به عنوان روشی کارآمد و اثبات شده استفاده شده است.

۲-۲- روش MDF بر مبنای شبه مدل

فرمولساز روش پیشنهادی MDF بر مبنای شبه مدل به صورت زیر می باشد:

$$\begin{aligned} \text{Minimize:} & f(x, y_{i,j}) \\ \text{subject to:} & \tilde{g}(x, y_{i,j}) \leq 0 \\ & \tilde{h}(x, y_{i,j}) = 0 \\ & x^l \leq x \leq x^u \end{aligned} \quad (2)$$

در اینجا x بردار متغیر طراحی محلی، f تابع هدف، \tilde{g} و \tilde{h} به ترتیب مدل های شبیه سازی شده قیود تساوی و غیر تساوی هستند، $y_{i,j}$ متغیر مشترک از زیر سیستم i به زیر سیستم j است.

$$A(x, y(x, y)) = \begin{bmatrix} A_1(x, y_1(x), \dots, y_N(x)) \\ A_2(x, y_1(x), \dots, y_N(x)) \\ A_3(x, y_1(x), \dots, y_N(x)) \\ \vdots \\ A_N(x, y_1(x), \dots, y_N(x)) \end{bmatrix} \quad (3)$$

در اینجا N تعداد زیرسیستم ها است که رابطه بین زیرسیستم ها و کوپلینگ بین آنها رو نشان می دهد.

فلوچارت روش پیشنهادی ترکیبی MDF بر مبنای شبه مدل در شکل ۱ نشان داده شده است. در فرمول بندی MDF، هر زیرسیستم بر مبنای تحلیل بین زیرسیستم ها استوار است. متغیرهای ورودی هر زیرسیستم شامل متغیرهای محلی، متغیرهای سراسری (سیستمی)، متغیرهای کوپلینگ و تعدادی پارامتر ثابت می باشد. تمام خروجی های زیرسیستم i شامل اطلاعاتی است که از این زیرسیستم خارج و وارد زیرسیستم های دیگر می شود. می توان این اطلاعات را به صورت تابعی از متغیرهای طراحی و کوپلینگ به صورت زیر تعریف کرد:

$$\begin{aligned} y_i &= A_i(x, y_i) \\ \tilde{y}_i &= A_i(x, \tilde{y}_i) \end{aligned} \quad (4)$$

در اینجا (x, y_i) بردار متغیرهای ورودی به زیرسیستم i و A_i تحلیل سهمیم زیرسیستم i که به عنوان مدول تحلیل در تحلیل سیستمی کل بکار گرفته می شود. \tilde{y}_i شبه مدل بردار متغیر کوپلینگ است.

در اینجا جهت تحلیل همزمان زیر سیستم ها در راستای تحلیل رفتار و ساخت پاسخ سطح متغیرهای کوپلینگ (\tilde{y}_i) و در نتیجه شبه مدل قیود طراحی (\tilde{g}_i) در سطح سیستمی و زیرسیستمی استفاده می شود. باید در نظر داشت، شبه مدل ساخته شده از قیود طراحی $(\tilde{g}(x, y_{i,j}))$ باید رفتاری بسیار شبیه به قید اصلی $(g(x, y_{i,j}))$ داشته باشد. در این بخش نیز جهت ساخت شبه مدل و بدست آوردن مقادیر متغیرهای مشترک از روش گوس-سایدل استفاده می شود. برای رسیدن به دقت بالای توابع پاسخ سطح، باید این نکات را مد نظر قرار

شبه مدل

این بخش فرمول سازی روش پیشنهادی چارچوب بهینه سازی طراحی چند موضوعی مبتنی بر شبه مدل را ارائه می دهد. سازماندهی فرآیند بهینه سازی و اجزای اصلی چارچوب پیشنهادی در شکل ۱ نشان داده شده و توضیحات آن در بخش های ذیل توضیح داده شده است.

۲-۱- روش امکان پذیری چند موضوعی (MDF)

این روش، یکی از متداول ترین روش ها برای حل مسائل بهینه سازی چند موضوعی می باشد، این روش برای اولین بار در مرجع [۴] ارائه شده است. فرمول سازی روش MDF که از یک بهینه سازی بر اساس فقط یک الگوریتم بهینه سازی برای حل مسائل بهینه سازی چندموضوعی می باشد [۲۱].

در این روش یک بردار متغیرهای طراحی x به سیستم کوپل شده جهت تحلیل زیرسیستم ها داده می شود و در نتیجه تحلیل چندموضوعی^۱ (MDA) انجام می گیرد که امکان پذیری چند موضوعی برای همه زیرسیستم ها صورت می پذیرد. بردار متغیرهای طراحی x در فرمول سازی MDF شامل متغیرهای محلی (تاثیر متغیر فقط در یک زیر سیستم) و مشترک (تاثیر متغیر در بیش از یک زیرسیستم) می شود. کوپلینگ مابین زیرسیستم های توسط متغیرهای مشترک کنترل می شود. متغیرهای مشترک از طریق ورودی و خروجی های زیرسیستم های مرتبط در هر تکرار بهینه سازی قابل محاسبه می باشد. بنابراین، حل سیستم چندموضوعی (چندین زیرسیستم) کوپل شده منجر به تحلیل چند زیرسیستم کامل می گردد بطوریکه مقادیر متغیرهای مشترک در همه زیرسیستم ها یکسان باشند [۲۲]. حل تحلیل چندموضوعی در چارچوب MDF با استفاده از مراحل گوس-سایدل انجام می گیرد که در محاسبات تابع هدف $f(x, y(x))$ و قیود $(g(x, y(x)))$ یک مسئله بهینه سازی طراحی در هر تکرار استفاده می شود. بنابراین فرمول سازی MDF را به شرح زیر بیان کرد:

$$\begin{aligned} \text{Minimize:} & f(x, y_{i,j}) \\ \text{subject to:} & g(x, y_{i,j}) \leq 0 \\ & h(x, y_{i,j}) = 0 \\ & x^l \leq x \leq x^u \end{aligned} \quad (1)$$

در اینجا، x بردار متغیر طراحی، f تابع هدف، g و h به ترتیب قیود طراحی نامساوی و مساوی و $y_{i,j}$ بردار متغیر مشترک (خروجی از زیر سیستم i به زیرسیستم j) است.

با توجه به اینکه MDF یکی از روش های اصلی برای حل مسائل بهینه سازی چندموضوعی می باشد ولی یکی از معایب اصلی روش MDF هزینه محاسباتی بسیار بالای آن است. هزینه محاسباتی روش MDF بخاطر اینست که در هر تکرار بهینه سازی بایستی MDA کامل در فرآیند بهینه سازی انجام بگیرد، بنابراین رسیدن به همگرایی با استفاده از این روش مستلزم صرف زمان بالای محاسباتی در حل مسائل پیچیده صنعتی می باشد.

در نتیجه جهت کاهش هزینه محاسباتی از شبه مدل استفاده می شود. دقت چارچوب پیشنهادی به شدت وابسته به دقت ساختار

¹ Multi Discipline Analysis

² Latin Hyper Cube

جستجوی طراحی است.

در این مقاله از روش رگرسیون چند جمله‌ای جهت ساخت شبه مدل قیود طراحی و متغیرهای مشترک استفاده شده است. در این روش از توابع تقریب درجه ۲ در ساده ترین حالت و درجات بالاتر جهت افزایش دقت تابع تقریب استفاده می شود، هرچند استفاده از این روش به دقت ساخت تابع تقریب بسیار وابسته است از این رو در این مقاله از روش محدوده متحرک جهت افزایش ساخت شبه مدل استفاده شده است.

روش حداقل مربعات متحرک (MLSM)

در این مقاله روش MLSM به عنوان یکی از موفق ترین و دقیق ترین روش ها در کاهش فضای طراحی حول نقطه بهینه و حذف نواحی که امکان وجود بهینه محلی در آن بسیار پایین است، انتخاب شده است. روش پیشنهادی در برگیرنده دو سطح در ساخت شبه مدل است: شبه مدل سراسری جهت شناسایی ناحیه امکان پذیر و غیر امکان پذیر و روش MLSM جهت جستجوی دقیق تر در نواحی امکان پذیر. در هر دو سطح از فرآیند ساخت شبه مدل، از طراحی مرکب مرکزی و چندوجهی مکعبی در ساخت شبه مدل های y_i و $g_i(x, y_i)$ استفاده شده است [۱۹].

بررسی دقت و صحت شبه مدل

مقدار R^2 در معادله (۵) جهت بررسی صحت شبه مدل آورده شده است که بیان کننده نسبت تغییرات مقادیر y_i حول مقدار میانگین آن \bar{y} می باشد. روش مذکور، از ترکیب روابط واریانس و میانگین مربعات خطا، استفاده می کند.

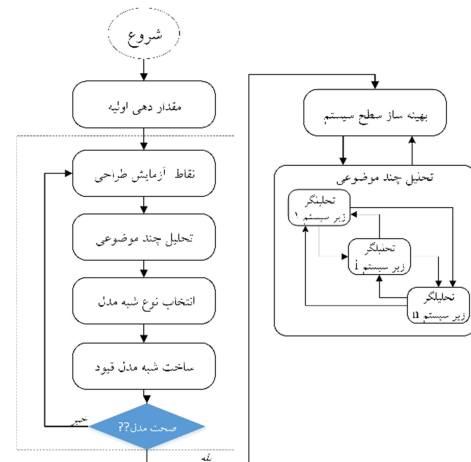
$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^m (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^m (y_i - \bar{y}_i)^2} \quad (5)$$

در این رابطه، \bar{y} میانگین مقادیر بدست آمده از تابع اصلی، m تعداد نقاط برای ارزیابی صحت شبه مدل و \hat{y}_i مقدار برآورد شده (پیش بینی شده) برای مقدار بدست آمده از تابع اصلی f می باشد. مقدار R^2 بین ۰ و ۱ تغییر می کند، که مقدار ۱ به معنی انطباق کامل شبه مدل ساخته شده بر مدل اصلی می باشد، مقدار ۰ نیز به معنی انطباق بد است در نتیجه باید نتایج بدست آمده نزدیک به ۱ باشد. در اغلب مقالات از این روش جهت بررسی صحت شبه مدل استفاده می شود.

ماتریس ساختار طراحی گسترده

ماتریس ساختار طراحی گسترده یا X-DSM یکی از روش‌ها مورد استفاده در طراحی سیستمی است که برای ارائه زیرسیستم‌ها و کوپلینگ بین زیر سیستم‌ها و در نتیجه برجسته کردن طراحی ساختاری به روش نوین اطلاق می‌شود. از ویژگی‌های آن می‌توان به این موارد اشاره کرد: ۱- ارائه حجم زیاد اطلاعات به شکل ساده، فشرده و مشهود، ۲- طراحی بهتر و توسعه سیستم‌های پیچیده مهندسی، ۳- قابلیت تجزیه و تحلیل سیستم به صورت تخصصی، ۴- طبیعت گرافیکی سبک نمایش، ۵- نمایش جریان متغیرها در هر زیرسیستم [۱۶۹]. XDSM روش MDF بر مبنای شبه مدل در شکل ۲ آورده شده است.

داد: (۱) انتخاب مناسب نقاط طراحی آزمایش، (۲) استفاده از مدل تقریبی مناسب و (۳) تطبیق ناحیه متحرک برای کنترل دقت و هزینه ساخت شبه مدل.



شکل ۱- فلوچارت MDF بر مبنای شبه مدل

انتخاب آزمایش نقاط طراحی

یکی از مهمترین بخش‌های ساخت شبه مدل انتخاب روش تولید نقاط آزمایش طراحی است که تاثیر مستقیم روی دقت و اثربخشی شبه مدل دارد. روش‌های متعددی جهت ساخت شبه مدل وجود دارد که عبارتند از: روش طراحی فاکتوریل^۱، طراحی فاکتوریل کسری^۲، طراحی مرکب مرکزی^۳، لاتین هایپرکیوب و غیره [۲۳].

در این مقاله از روش طراحی مرکب مرکزی (CCD) جهت تولید نقاط آزمایش طراحی به عنوان روشی کارآمد و اثبات شده استفاده شده است. می‌توان بیان داشت، این روش طراحی، روشی برای تقویت طراحی فاکتوریل دو سطحی می باشد، این تعداد نقاط، کمتر از فاکتوریل کامل ۳ سطحی است.

این روش، برای تقویت طرح فاکتوریل کامل (یا فاکتوریل کسری)، با اضافه نمودن نقاطی به منظور افزایش تطبیق شبه مدل و بالا بردن دقت، بکار می‌رود. در این روش، پاسخ‌های تابع در نقطه مرکز فضای طراحی (n_c) و همچنین در دو نقطه در راستای محور هرمتغیر ($2n_{ax}$)، با طراحی فاکتوریل کامل، ترکیب می‌شود. به عنوان نمونه برای ساخت مدل‌های درجه ۲، روش طراحی مرکب مرکزی، پیشنهاد بهتری نسبت به طراحی فاکتوریل در سه سطح می‌باشد [۲۴].

در این مقاله، از روش طراحی مرکب مرکزی جهت ساخت نقاط آزمایش طراحی متغیرهای مشترک \bar{y} و قیود طراحی $g(x)$ استفاده شده است.

ساخت شبه مدل

دقت شبه مدل‌ها مستقیماً بر فرآیند طراحی بهینه تاثیر بسزایی دارد. روش‌های متعددی برای افزایش دقت محاسباتی و کارایی شبه مدل‌ها وجود دارد. یکی از موثرترین روش‌ها کاهش متوالی فضای

¹ Factorial Design

² Fractional Factorial Design

³ Central Composite Design

⁴ Moving Least Square Method

۲-۳- نمونه مطالعاتی ۲: گیربکس خودرو

این مسئله به طراحی جعبه دنده، که به عنوان یکی از بهترین مسائل نمونه در زمینه طراحی و بهینه سازی چند موضوعی است، می پردازد [۲۶]. جعبه دنده دارای دو زیر سیستم دنده و شفت می باشد. مسئله بهینه با کاهش وزن به عنوان تابع هدف و تنش، کرنش و قیود هندسی به عنوان قیود طراحی مطرح شده است. متغیرهای طراحی و قیود حاکم بر این متغیرها در جدول ۲ نشان داده شده است. فرمولسازی این مسئله به صورت زیر است:

$$\text{Minimize } f(x) = 0.7854x_1x_2^2(3.3333x_3^2 + 14.9334x_3 - 43.0934)$$

$$-1.508x_1(x_6^2 + x_7^2) + 7.4777(x_6^3 + x_7^3)$$

$$-0.7854(x_4x_6^2 + x_5x_7^2)$$

$$\text{subject to: } g_1 = \frac{1}{27}x_1x_2^2x_3 - 1 \leq 0$$

$$g_2 = \frac{397.5}{x_1x_2^2x_3} - 1 \leq 0$$

$$g_3 = \frac{1.93x_4^3}{x_2x_6^4x_3} - 1 \leq 0$$

$$g_4 = \frac{1.93x_5^3}{x_2x_7^4x_3} - 1 \leq 0$$

$$g_5 = \frac{1}{110x_6^3} \sqrt{\left(\frac{745x_4}{x_2x_3}\right)^2 + 16.9 \times 10^6} - 1 \leq 0 \quad (7)$$

$$g_6 = \frac{1}{85x_7^3} \sqrt{\left(\frac{745x_5}{x_2x_3}\right)^2 + 157.5 \times 10^6} - 1 \leq 0$$

$$g_7 = \frac{x_2x_3}{40} - 1 \leq 0$$

$$g_8 = \frac{5x_2}{x_1} - 1 \leq 0$$

$$g_9 = \frac{x_1}{12x_2} - 1 \leq 0$$

$$g_{10} = \frac{1.5x_7 + 1.9}{x_4} - 1 \leq 0$$

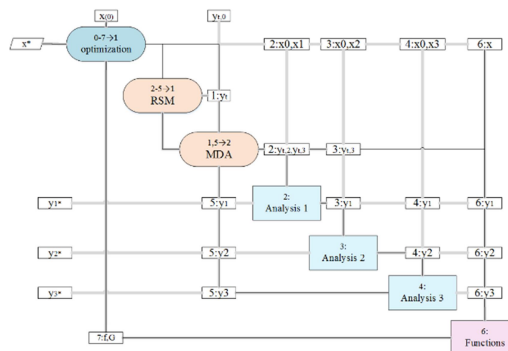
$$g_{11} = \frac{1.1x_7 + 1.9}{x_5} - 1 \leq 0$$

در اینجا، $f(x, z)$ تابع هدف، $g_i (i = 1, \dots, 11)$ قیود، x بردار متغیر طراحی است.

جدول ۲- متغیرهای طراحی کاهنده سرعت

متغیرها	توضیحات	واحد	محدوده	
			کمینه	بیشینه
x_1	قطر جعبه دنده	Cm	2.6	3.6
x_2	مدول دنده ها	Cm	0.7	0.8
x_3	تعداد دندانه های چرخ دنده	-	17	28
x_4	فاصله بین یاتاقان ۱	8 Cm	7.3	8.3
x_5	فاصله بین یاتاقان ۲	Cm	7.3	8.3
x_{13}	قطر شفت ۱	Cm	2.9	3.9
x_{14}	قطر شفت ۲	Cm	5	5.5
f	تابع هدف	Kg	-	-

این مسئله بهینه سازی با استفاده از روش پیشنهادی MDF با استفاده از شبه مدل پیاده سازی شده و در جدول (۳) در مقایسه با سایر چارچوب های طراحی و بهینه سازی چند موضوعی نمایش داده شده است.



شکل ۲- XDSM روش MDF بر مبنای شبه مدل

۳- نمونه مطالعاتی

جهت اعتبار سنجی و مقایسه عملکرد و دقت روش پیشنهادی با دیگر روش های MDO، سه مسئله نمونه مورد بررسی قرار گرفته است. در این مسائل از الگوریتم برنامه ریزی درجه دو متوالی استفاده شده است. عملکرد روش پیشنهادی با دیگر روش های طراحی و بهینه سازی چند موضوعی در نمونه تحلیلی با تعداد فراخوانی تابع هدف سنجیده می شود. تعداد کل بازخوانی در برگزیده تعداد بازخوانی تابع هدف در سطح زیر سیستم ها و سطح سیستم است. مسائل نمونه در زیر شرح داده شده است.

۳-۱- نمونه مطالعاتی ۱: تحلیلی

در این جا برای مقایسه روش های ذکر شده، به حل یک مسئله نمونه با ساختار تحلیلی که مرجع [۲۵] آن را طراحی کرده است، می پردازیم. این مسئله دارای سه متغیر مستقل x_1 ، x_2 و x_3 و دو متغیر مشترک y_{21} و y_{12} و تابع هدف F و قیود نامساوی g_1 و g_2 است.

$$\text{Minimize } F = x_2^2 + x_3 + y_{12} + e^{-y_{21}}$$

$$\text{Where: } y_{12} = x_1^2 + x_2 + x_3 - 0.2y_{21}$$

$$y_{21} = \sqrt{y_{12} + x_1 + x_3}$$

$$\text{subject to: } g_1 = 1 - \frac{y_{12}}{3.16} \leq 0$$

$$g_2 = \frac{y_{21}}{24} - 1 \leq 0$$

$$-10 \leq x_1 \leq 10$$

$$0 \leq x_2 \leq 10$$

$$0 \leq x_3 \leq 10$$

initial point :

$$x = [1, 5, 2]$$

$$y_{12} = 10, y_{21} = 4$$

در مرجع شماره [۲۵] نتایج به صورت زیر آمده است:

در جدول (۱) دقت و سرعت محاسباتی روش پیشنهادی (تعداد فراخوانی تابع هدف) با دیگر روش های MDO مقایسه شده است.

جدول ۱- روش MDF بر مبنای شبه مدل و روش های کلاسیک

روش	متغیرها			تابع هدف $f(x)$	تعداد فراخوانی تابع هدف
	x_1	x_2	x_3		
MDF	1.9776	0	0	3.1834	480
IDF	1.9776	0	0	3.1834	232
AAO	1.9786	0	0	3.1831	1060
MDF-RSM	1.9776	0	0	3.1835	211

بیشینه تنش و تغییر شکل تیر کامپوزیتی را می توان به صورت زیر محاسبه نمود:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}h}{2I} = \frac{3P_0L^2}{2wh^2} = \frac{P_0L^2h}{8I} \quad (8)$$

در اینجا بار سهموی $P(\epsilon)$ روی تیر به صورت زیر تعریف می شود:

$$q(z) = P_0(1 - \frac{\epsilon^2}{L^2}) \quad (9)$$

ممان اینرسی مرتبه دوم $I = \frac{wh^2}{12}$ و رابطه بین کسر حجمی الیاف ϑ_f و کسر حجمی ماتریس ϑ_m در علم کامپوزیت به صورت زیر بیان می شود:

$$\vartheta_f + \vartheta_m = 1 \quad (10)$$

از این رو تابع هدف که وزن تیر کامپوزیتی است به صورت زیر نشان داده می شود:

$$\begin{aligned} weight &= ALP \\ Where \ A &= \frac{12I}{h^2} (mm^2), L = 1000mm \\ \rho &= \rho_m + \vartheta_f(\rho_f - \rho_m) \end{aligned} \quad (11)$$

قیود به صورت زیر تعریف می شوند:

در جدول (۵) مقدار تابع هدف و متغیرهای طراحی در روش پیشنهادی MDF بر مبنای شبه مدل با دیگر روش های MDO در تیر کامپوزیتی یک سر درگیر مقایسه شده است.

$$\begin{aligned} g_1(I, h) &= \frac{\sigma_{max}}{\sigma^*} = \frac{P_0L^2h}{8I\sigma^*} \leq 1 \\ g_2(I, \vartheta_f) &= \frac{\delta_{max}}{\delta^*} = \frac{19q_0L^4}{360EI\delta^*} \\ &= \frac{19P_0L^4}{360I[E_m + \vartheta_f(E_f - E_m)]\delta^*} \leq 1 \end{aligned} \quad (12)$$

$$g_3(I, h) = \frac{h}{10w} = \frac{h^4}{120I} \leq 1$$

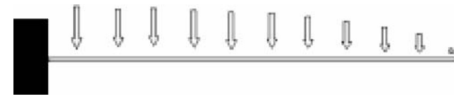
جدول ۳- نتایج پیاده سازی گیربکس در روش پیشنهادی و سایر

روش های MDO

روش	تابع هدف $f(x)$	تعداد فراخوانی تابع هدف	ϵ_f
MDF	2994.3632	756	0.00003566
IDF	2994.5276	318	0.00001923
AAO	2995.2934	1202	0.00027497
MDF-RSM	2995.6027	574	0.00037826

۳-۳- نمونه مطالعاتی ۳: تیر کامپوزیتی یک سر درگیر

در اینجا یک تیر کامپوزیتی پیوسته و یک سر درگیر تحت بار سهموی گسترده قرار گرفته است که در مرجع [۱۹] برای اولین بار مطرح گردید. هدف مینیمم کردن وزن تیر یک سر درگیر کامپوزیتی تحت بار سهموی است. قیود طراحی شامل محدودیت در بیشینه تغییر شکل در سر آزاد تیر δ_{max} ، بیشینه تنش خمشی در تیر کامپوزیتی σ_{max} و الزامات هندسی که عمق تیر h جهت جلوگیری از کماتش پیچشی جانبی از ده برابر عرض آن w کمتر باشد. اطلاعات مربوط به این تیر در جدول ۱ آمده است. با در نظر گرفتن این اطلاعات می توان مسئله بهینه سازی طراحی را فرموله کرد (جدول ۴).



شکل ۳- تیر کامپوزیتی یک سر درگیر

جدول ۴- مشخصات تیر کامپوزیتی

پارامترهای طراحی			متغیرهای طراحی				
توضیحات	واحد	مقدار	توضیحات	واحد	مقدار اولیه	مقدار	
						کمینه	بیشینه
بار سهموی گسترده P_0	N/mm	1	ممان اینرسی مرتبه دوم $I = x_1$	mm ⁴	2.25E4	3.3E3	20.833E4
طول تیر L	mm	1000					
مدول الاستیسیته الیاف E_f	N/mm ²	2.3E5	عمق تیر $h = x_2$	mm	30	20	50
مدول الاستیسیته ماتریس E_m	N/mm ²	3.45E3					
چگالی حجمی الیاف ρ_f	N/mm ³	1.72E-5	کسر حجمی الیاف $\vartheta_f = x_3$	-	0.785	0.4	0.9063
چگالی حجمی ماتریس ρ_m	N/mm ³	1.2E-5					
محدودیت تنش σ^*	N/mm ²	166.667	-	-	-	-	-
محدودیت جابجایی δ^*	mm	12.9387	-	-	-	-	-

جدول ۵- نتایج پیاده سازی تیر یک سر درگیر در روش پیشنهادی و سایر روش های MDO

متغیرها	توضیحات	واحد	طراحی اولیه	AAO	MDF	IDF	MDF-RSM
x_1	ممان اینرسی مرتبه دوم	mm ⁴	2.25e4	3.361e4	3.361e4	3.361e4	3.347e4
x_2	طول تیر	m	30	44.814	44.814	44.814	44.791
x_3	کسر حجمی الیاف	-	0.785	0.5205	0.5205	0.5205	0.5207
قیود							
g_1	حد مجاز کرنش	-	0	0	0	0	-0.0036
g_2	حد مجاز تنش	-	-0.7	0	0	0	-0.0020
g_3	الزامات هندسی	-	-0.0005	0	0	0	-0.0036
تابع هدف							
M_{beam}	وزن تیر	N	4.8246	2.9535	2.9535	2.9535	2.94464

(۱۲) می توان جرم کل ماهواره را محاسبه نمود:

$$M_{sat} = M_{Payload} + M_{Comm} + M_{CDH} + M_{ADCS} + M_{Power} + M_{thermal} + M_{Str}$$

- قیود طراحی ماهواره مبنا

قیود زیرسیستم‌های مختلف ماهواره مبنا در جدول ۷ آورده شده‌اند:

جدول ۷- قیود زیرسیستم‌های مختلف ماهواره مبنا

قیود طراحی			
نماد	توضیح	مقدار	
		بیشینه	کمینه
g ₁	زمان در سایه بودن	≤ 25	min
g ₂ & g ₃	مدت زمان انتقال داده به ایستگاه زمینی	5	15
g ₄ & g ₅	مجموع مساحت سطوح	50	150
g ₆	زمان دید مجدد	≤ 3	m ²
g ₇	دقت نشانه‌روی	≤ 3	N. m ²
g ₈	دیبیل مغناطیسی ماهواره	≤ 0.3	deg
g ₉	نرخ انتقال داده	≥ 9	---
g ₁₀	بهره گیرنده	≥ 30	---
g ₁₁	حداقل توان تولیدی	≤ 100	w

- متغیرهای طراحی

متغیرهای طراحی که شامل متغیرهای محلی و متغیرهای کوپلینگ می باشد به تفکیک زیرسیستم‌ها در جدول ۸ و جدول ۹ آورده شده است.

جدول ۸- متغیرهای طراحی مستقل

متغیرهای طراحی			
نماد	توضیح	کران پایین	کران بالا
X ₁	ارتفاع ماهواره	۴۰۰	۹۰۰
X ₂	ارتفاع فضای فیرینگ	۰/۵	۱
X ₃	قطر فضای فیرینگ	۰/۵	۱
X ₄	پهنای گستره دید محموله	۱۰	۵۰
X ₅	حاشیه اطمینان	۰/۴	۰/۶
X ₆	ضریب اطمینان	۱/۲	۲
X ₇	ضریب تکنولوژی	۱	۲
X ₈	حاشیه اطمینان سازه	۲	۲/۵
X ₉	فاکتور بازتابش	۰/۴	۰/۸
X ₁₀	انحراف از راستای محور نندیر	۱	۲
X ₁₁	حاشیه نسبت سیگنال به نویز	۳	۵
X ₁₂	فرکانس ارسال اطلاعات	۱	۳
X ₁₃	نرخ انتقال داده	۰/۱	۰/۵
X ₁₄	قطر آنتن	۰/۵	۰/۳

۳-۴- ماهواره سنجشی

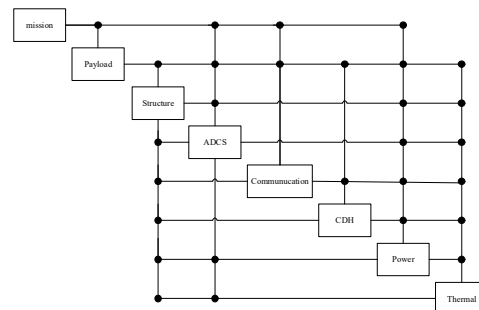
این بخش با در نظر گرفتن یک ماهواره سنجشی مبنا، مبادرت به پیاده سازی چارچوب پیشنهادی و مقایسه با روش های AAO و MDF کلاسیک (بدون شبه مدل) و در خصوص کارآمدی روش پیشنهادی در طراحی ماهواره بررسی شده است. در این پژوهش هشت زیر سیستم برای ماهواره در نظر گرفته شده است که عبارتند از: ماموریت، سازه و مکانیزم، محموله، کنترل وضعیت و موقعیت، مخابرات، انتقال داده و فرامین، توان الکتریکی و حرارت. عملکرد هر یک از زیرسیستم‌ها در جدول ۶ شرح داده شده است [۲۷].

جدول ۶- عملکرد هر یک از زیر سیستم های ماهواره

زیر سیستم ها	عملکرد
ماموریت	زیرسیستم ماموریت، وظیفه تحلیل و طراحی ماموریت بر طبق الزامات ماموریت فضای را بر عهده دارد.
سازه و مکانیزم	زیرسیستم سازه و مکانیزم، وظیفه محاسبه وزن ماهوار با احتساب سازه، شکل و مواد بکار رفته در ساخت سازه را بر عهده دارد.
محموله	زیر سیستم محموله در ماهواره تصاویر مادون قرمز ارسالی از زمین را جهت تعیین مکان های مورد نیاز، دریافت می کند.
تعیین کنترل و وضعیت	زیرسیستم کنترل وضعیت و موقعیت دقت الزامات نقطه گذاری، روش های نقطه گذاری و متدهای پایداری را بررسی و تعیین می کند.
مخابرات	سیستم مخابرات (سنجش و فرمان از راه دور) اساساً دربرگیرنده خطوط ارتباطی پروسه محاسبه بودجه و تخمین وزن و توان مصرفی با استفاده از اعضای معمول تشکیل دهنده ماهواره است.
انتقال داده و فرامین	زیرسیستم انتقال داده و فرامین پیچیدگی روابط بین زیرسیستمی را تعیین می کند. این پیچیدگی به توابع، ساختار، سیستم های سخت افزاری، ترانس خطا و دیگر ابزارها جهت تخمین وزن و توان مصرفی سیستم وابسته است.
توان الکتریکی	زیرسیستم توان در ماهواره مسئول تولید، تنظیم و توزیع توان به سایر زیرسیستم ها است.
حرارت	زیرسیستم حرارت، محدوده دمای ماکزیمم اجزای ماهواره و بدترین دمای سرد/گرم محاسبه شده را مقایسه می کند و این اطلاعات جهت فعال/غیر فعال کردن سیستم کنترل دما به سیستم مهندسی ارسال می گردد.

- ماتریس ساختار طراحی

ماتریس طراحی ماهواره را برای بیان هر چه بهتر ارتباط بین زیر سیستم‌ها در شکل ۴ می آوریم.



شکل ۴- ماتریس ساختار طراحی ماهواره

- تابع هدف ماهواره مبنا

تابع هدف جرم کل ماهواره بوده که مجموعی از جرم‌های مربوط به زیرسیستم‌های سازه، کنترل دما، توان الکتریکی، کنترل وضعیت و موقعیت، داده و فرامین، مخابرات و محموله است. با استفاده از رابطه‌ی

همواره دو موضوع اصلی دقت و سرعت انجام محاسبات در طراحی و بهینه سازی چندموضوعی مورد بحث می باشد. با توجه به نتایج ارائه شده در جدول شماره ۱۰، مشاهده می شود این روش از دقت خوبی برخوردار بوده که به روش ساخت شبه مدل وابسته است. همچنین زمان انجام محاسبات در روش پیشنهادی نسبت به روش MDF حدوداً ۳۰ درصد کاهش داشته است که این خود صرفه جویی قابل توجهی در هزینه محاسباتی بخصوص در مسائل المان محدود می باشد.

۴- نتیجه گیری

در این مقاله، یک روش طراحی و بهینه سازی سیستمی بر اساس شبه مدل ارائه شد. روش پیشنهادی MDF بر اساس شبه مدل جهت کاهش هزینه محاسباتی و زمان چرخه طراحی و بهینه سازی معرفی و با استفاده از ماتریس ساختار طراحی گسترده به بیان چگونگی پیاده سازی این روش در طراحی سیستمی پرداخته است. عملکرد محاسباتی و دقت روش پیشنهادی روی نمونه مطالعاتی پیاده شده است و با دیگر روش ها مقایسه گردید. نتایج بدست آمده نشان می دهد که سرعت محاسباتی روش پیشنهادی بالاتر از روش های مرسوم IDFAAO، ، MDF(بدون شبه مدل) است. روش پیشنهادی در طراحی سیستمی یک ماهواره مینا با زیرسیستم های سازه، کنترل حرارت، توان الکتریکی، تعیین کنترل و وضعیت، داده و فرامین، مخابرات و محموله پیاده شد و با دیگر روش ها مقایسه گردید. نتایج بدست آمده نشان می دهد روش پیشنهادی در طراحی و بهینه سازی سیستمی ماهواره از نظر دقت همانند دیگر روش های تک سطحی MDO بوده ولی از نقطه نظر سرعت محاسباتی بسیار سریعتر از روش های مذکور می باشد. بنابراین روش ارائه شده در این مقاله می تواند یک رویکرد موثر در طراحی سیستمی مسائل پیچیده مثل ماهواره فراهم می سازد.

۵- مراجع

- [1] Ahn J., Kwon J., An efficient strategy for reliability-based multidisciplinary design optimization using BLISS. Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization; 31(5): 363-72, 2006.
- [2] Yu X., Du X., Reliability-based multidisciplinary optimization for aircraft wing design, Structure and Infrastructure Engineering, 2(3-4):277-89, 2006.
- [3] Haftka R. T., Sobieszczanski-Sobieski J., and Padula S. L., On Options for Interdisciplinary Analysis and Design Optimization, Structural Optimization, Vol. 4, 1992, pp. 65-74. DOI:10.1007/BF01759919.
- [4] Allison J., Complex system optimization: a comparison of analytical target cascading, collaborative optimization and other formulations, Ph.D. thesis, University of Michigan, USA, 2004.
- [5] Cramer E., Dennis J., Frank P., Lewis R., Shubin G., Problem formulation for multidisciplinary optimization. SIAM J Optim 4, pp: 754-776, 1994.
- [6] Balling R., Sobieszczanski-Sobieski J., Optimization of coupled systems: a critical overview of approaches." NASA/ICASE Report, pp 94-100, 1994.
- [7] Braun R. D. and Kroo I. M., Development and Application of the Collaborative Optimization Architecture in a Multidisciplinary Design Environment", In: Alexandrov, N. M., and Hussaini, M. Y., editors, Multidisciplinary Design Optimization: State-of-the-Art, Philadelphia, SIAM, 1997.
- [8] Sobieszczanski-Sobieski J., Optimization by decomposition: a step from hierarchic to non-hierarchic systems, NASA Technical Report CP-3031, 1988.

جدول ۹- متغیرهای کوپلینگ

۱- زیر سیستم ها	۲- محموله	۳- سازه	۴- تعیین کنترل و وضعیت	۵- مخابرات	۶- انتقال داده و فرامین	۷- توان الکتریکی	۸- حرارت الکتریکی
۱	4y _{1,2}	-	2y _{1,4}	2y _{1,5}	-	5y _{1,7}	-
۲	-	1y _{2,3}	-	2y _{2,5}	1y _{2,6}	1y _{2,7}	1y _{2,8}
۳	-	-	2y _{3,4}	-	-	1y _{3,7}	2y _{3,8}
۴	1y _{4,1}	-	1y _{4,3}	-	-	1y _{4,7}	1y _{4,8}
۵	-	1y _{5,3}	-	-	1y _{5,6}	1y _{5,7}	1y _{5,8}
۶	-	-	1y _{6,3}	-	-	1y _{6,7}	1y _{6,8}
۷	1y _{7,1}	-	1y _{7,3}	-	-	-	7y _{7,8}
۸	-	-	1y _{8,3}	-	-	-	-

در جدول ۱۰ نتایج پیاده سازی روش فوق بر روی ماهواره سنجشی نمایش داده شده است.

جدول ۱۰- نتایج پیاده سازی روش پیشنهادی در ماهواره سنجشی

اطلاعات ماهواره			نوع چارچوب بهینه سازی		
متغیر طراحی	واحد	مقدار اولیه	AAO	MDF	MDF-RSM
x ₁	Km	500	497.53	497.53	494.56
x ₂	m	0.8	0.50	0.500	0.500
x ₃	m	0.6	1.000	1.00	1.00
x ₄	Km	30	10.00	10.00	10.50
x ₅	---	0.4	0.40	0.40	0.40
x ₆	---	1.2	1.20	1.20	1.22
x ₇	---	1	1.00	1.00	1.00
x ₈	---	2.2	2.00	2.00	2.10
x ₉	---	0.5	0.60	0.60	0.60
x ₁₀	deg	1	1.00	1.00	1.00
x ₁₁	---	4	3.00	3.00	3.05
x ₁₂	GHz	1.5	3.00	3.00	3.06
x ₁₃	Mbit	0.1	0.20	0.20	0.21
x ₁₄	m	0.1	0.30	0.30	0.30
قیود					
g ₁	min	-4.97	-4.926	-4.926	-4.547
g ₂	min	-7.63	-7.658	-7.658	-6.765
g ₃	min	-2.36	-2.341	-2.341	-2.341
g ₄	day	973.07	-15.372	-15.372	-15.755
g ₅	day	-1079	-84.627	-84.627	-83.865
g ₆	m ²	-1.64	-1.585	-1.585	-1.585
g ₇	N.m ²	-2.99	-2.985	-2.985	-2.777
g ₈	deg	-0.18	-0.184	-0.184	-0.184
g ₉	---	---	-0.99	-0.947	-1.001
g ₁₀	---	---	-7.81	-17.360	-16.120
g ₁₁	w	-22.15	-22.047	-22.047	-21.865
تابع هدف					
M _{satellite}	Kg	56.566	52.3489	52.3489	52.8293
Time	Second	---	33.66	47.74	30.87

- [9] Sobieszczanski-Sobieski J., Agte J., Sandusky R., Bi-Level Integrated System Synthesis (BLISS), NASA/TM-208715, 1998.
- [10] Hill W.J. and Hunter W.G., A review of response surface methodology: a literature survey, *Techno Metrics*, Vol. 1, No. 4, pp. 571, 1966.
- [12] Box G.E.P. and Wilson K.B., On the experimental Attainment of optimum conditions (with discussion), *Journal of Royal Statistical Society*, Vol. B13, pp. 1-45, 1951.
- [13] Matheron G. *Traite de Geostatistique Appliquee*, memoires du bureau de recherches geologiques et minières, no. 14 editions technip, paris (pp.57-59) , 1962.
- [14] powell m. j. d. Radial basis function for multivariable interpolation: A review, In: mason, j. c.: cox, m. g., algorithms for approximation, Oxford University press, 1987.
- [15] Atiken A.C. "On least squares and linear combinations of observations." *Proceedings of Royal Society of Edinburgh*, 55:42-48, 1935.
- [16] Rumelhart D. E., Widrow B., Lehr M. A., The Basic Ideas in Neural Networks, *Communications of the ACM*, Vol. 37, No. 3, pp. 87-92, 1994.
- [17] Ross T. J., *Fuzzy Logic with Engineering Applications*, 2nd ed., John Wiley& Sons. New York, NY. 2004.
- [18] T. W. Simpson, T. M. Mauery, J. J. Korte, F. Mistree, Comparison Of Response Surface and Kriging Models For Multidisciplinary Design Optimization, *AIAA Journal*, Vol. 98, 1998.
- [19] Zadeh, P.M., Toropove V.V, Wood, A.S., Use of global approximation in the collaborative optimization framework, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2004.
- [20] Zadeh P.M., Shirazi M.S., Multidisciplinary Design Optimization Architecture to Concurrent Design of Satellite Systems, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2016.
- [21] Gang, C., Min, X., Zi-ming W., Si-Lu, C., "Multidisciplinary design optimization of RLV reentry trajectory, In: 13th AIAA/CIRA international space planes and hypersonic systems and technologies. Capua, Italy, 2005.
- [22] Duranté N., Dufour A., Pain V., Multidisciplinary analysis and optimization approach for the design of expendable launchers, In: 10th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference. Albany, New-York, USA, 2004.
- [23] Simpson, T.W., J. Peplinski, T.J. Mitchell and J.K. Allen. On the use of statistics in design and the implications for deterministic computer experiment." In: *Proceedings of the ASME, DETC97/DTM-3881, design theory and methodology—DTM'97*. Sacramento, CA; 1997.
- [24] Zadeh P.M, Mehmani A. and Sadat Shirazi M., Multidisciplinary Design Optimization Using Variable Fidelity Modeling: Application to a Wing Based on High Fidelity Models". *ASMDO conference*, Paris; 2010.
- [25] Perez R. E., Liu H. H. T. and Behdinan K., Evaluation of Multidisciplinary Optimization Approaches for Aircraft Conceptual Design, *Proceedings of the 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Albany, NY, Aug. 2004, AIAA 2004-4537.
- [26] Nathan P. Tedford and Joaquim R.R.A. Martins, "Benchmarking MDO algorithms", *Optim Eng*, 2010, DOI 10.1007/s11081-009-9082-6.
- [27] Wertz J. and Larson W.J.. *Space Mission Analysis and Design*. Kluwer Academic Pub Vol. 8, 1999.