مجله مهندسی مکانیک، شماره پیاپی ۸۷، جلد ۴۹، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۸، صفحه ۱۰۱-۱۰۹

# 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 درحال انجام است. دراین راستا این مقاله یک چارچوب بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی مبتنی بر شبه مدل باکارایی 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 مبنا 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.

## ۱- مقدمه

طراحی و بهینه سازی چند موضوعی[1](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 پر هزینه می سازد. 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 فضایی می تواند شامل فضای جستجوی بزرگ که غالبا غیر محدب با کمینه‌های محلی زیاد و فضای طراحی بزرگ که مصالحه بین زیرسیستم ها را در فرآیند بهینه سازی سنتی با مشکلات مواجه می سازد. 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[۱و۲]. طراحی و بهینه سازی چند موضوعی در دو دهه اخیر از پیشرفت‌های قابل توجهی در مراکز تحقیقاتی و صنایع هوافضایی برخوردار بوده است که می توان به طراحی و بهینه سازی چند موضوعی ماهواره، هواپیما، ماهواره بر و دیگر دستاوردها در این راستا اشاره کرد. مفهوم اصلی

[1] Multidisciplinary Design Optimization

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: pmohammadzadeh@ut.ac.ir
تاریخ دریافت: ۹۶/۰۳/۰۴
تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۵/۲۲

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

چارچوب‌های طراحی و بهینه سازی چند موضوعی را می توان به دو دسته اصلی تقسیم کرد: دسته اول، روش های تک سطحی که شامل امکان‌پذیری چند موضوعی[۱] (MDF)[۴]، امکان‌پذیری تک موضوعی[۲] (IDF)[۵] و همه در یک زمان[۳] (AAO)[۶]است، در این روش‌ها فقط از یک الگوریتم بهینه سازی در فرایند بهینه سازی طراحی استفاده می گردد، به کارگیری روش‌های تک سطحی برای طراحی بهینه مسائل پیچیده و چند موضوعی بسیار زمان‌بر می باشد. روش AAO ساده‌ترین 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 روشIDF اگر تعداد متغیرهای مشترک نسبتا کم باشد، این روش قابل اجرا بوده و به نتایج قابل قبولی نیز می‌رسد. 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 بهینه‌سازی 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، روش‌های 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 روش‌ها مبتنی بر چندسطحی یا توزیعی بر اساس تفکیک سازی مساله طراحی و بهینه سازی پیچیده به زیر سیستم‌ها و در عین حال مدیریت کردن تداخل این زیر سیستم‌ها و هماهنگ کردن کوپلینگ‌های بین این زیر سیستم‌ها در سطح سیستمی می باشد. ویژگی های مهم این دسته از روش‌های MDO استفاده از چندین نوع مختلف الگوریتم بهینه سازی و امکانپذیر 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 بهینه‌ساز سراسری و مجموعه‌ای از بهینه‌سازها در سطح زیرسیستم‌ها سازمان‌دهی شده‌است. این روش برای بهبود متغیرهای طراحی مشترک و منفرد به طبقه‌بندی تحلیل گرها به دو دسته سطح سیستم و سطح زیرسیستم می‌پردازد. این روش برپایه روش‌های گرادیانی بوده و با استفاده از متغیرهای طراحی مشترک و منفرد، تابع هدف را با موفقیت بهینه می‌کند.

مهمترین مشکلات اساسی موجود در روش‌های دسته اول و دوم بهینه سازی چند موضوعی عبارتند: از کوپلینگ های بین زیرسیستم ها، هزینه های سنگین محاسباتی، تحلیل در هر زیرسیستم مربوطه، 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 جایگرین) 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 مدل‌های 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. روش‌های متعددی برای ایجاد شبه مدل وجود دارد که مهمترین آنها عبارتند از رگرسیون چند جمله‌ای[۷][۱۲]، کریگینگ[۸][۱۳]، تابع پایه شعاعی[۹][۱۴]، حداقل مربعات متحرک[۱۰][۱۵]، شبکه عصبی[۱۶] و منطق فازی[۱۷]. در کارهای تحقیقاتی استفاده گسترده‌ای 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 کریگینگ انجام شده است. در این رویکرد شبه مدل برای دینامیک سیالات و المان محدود ساخته شده که در فرآیند MDO بکارگرفته شده است. بعلاوه کارهای متعددی در بکارگیری شبه مدل ها در چارچوب‌های 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 چالش‌های موجود در پیاده سازی موفقیت آمیز MDO می توان به کوپلینگ بین زیرسیستم ها و زمان بر بودن فرایند 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 می‌دهد. در روش پیشنهادی شبه مدل زیر سیستم‌ها 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 امکان‌پذیری 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

[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

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 امکان‌پذیری چند موضوعی(MDF)

این روش، یکی از متداول ترین روش‌ها 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 بهینه‌سازی برای حل مسائل بهینه سازی چندموضوعی می باشد[۲۱].

در این روش یک بردار متغیرهای طراحی $\boldsymbol{x}$ به سیستم کوپل شده جهت تحلیل زیرسیستم ها داده می شود و در نتیجه تحلیل چندموضوعی[1] (MDA) انجام می گیرد که امکان‌پذیری چند موضوعی برای همه زیرسیستم‌ها صورت می پذیرد. بردار متغیرهای طراحی $\boldsymbol{x}$ 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 زیرسیستم‌های توسط متغیرهای مشترک کنترل می شود. متغیرهای مشترک از طریق ورودی و خروجی های زیرسیستم های مرتبط در هر تکرار بهینه سازی قابل محاسبه می‌باشد. بنابراین، حل سیستم چندموضوعی(چندین زیرسیستم) کوپل شده منجر به تحلیل چند زیرسیستم کامل می‌گردد بطوریکه مقادیر متغیرهای مشترک در همه زیرسیستم‌ها یکسان باشند[۲۲]. حل تحلیل چندموضوعی درچارچوب MDF با استفاده از مراحل گوس-سایدل انجام می‌گیرد که در محاسبات تابع هدف $\boldsymbol{f(x,y(x))}$ و قیود $\boldsymbol{g(x,y(x))}$ یک مسئله بهینه سازی طراحی در هر تکرار استفاده می شود. بنابراین فرمول سازی MDF را به شرح زیر بیان کرد:

$$\begin{aligned} &Minimize: && f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_{i,j}) \\ &subject\ to: && g(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_{i,j}) \le 0 \\ & && h(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_{i,j}) = 0 \\ & && x^l \le x \le x^u \end{aligned} \qquad (۱)$$

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

با توجه به اینکه MDF یکی از روش‌های اصلی برای حل مسائل بهینه سازی چندموضوعی می‌باشد 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 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[2] جهت تولید نقاط آزمایش طراحی به عنوان روشی کارآمد و اثبات شده استفاده شده است.

### ۲-۲- روشMDF برمبنای شبه مدل

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

$$\begin{aligned} &Minimize: && f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_{i,j}) \\ &subject\ to: && \tilde{g}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_{i,j}) \le 0 \\ & && \tilde{h}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_{i,j}) = 0 \\ & && x^l \le x \le x^u \end{aligned} \qquad (۲)$$

در اینجا $\boldsymbol{x}$ 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.

$$A(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}(x,y)) = \begin{bmatrix} A_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y_1}(\boldsymbol{x}),\dots,\boldsymbol{y_N}(\boldsymbol{x})) \\ A_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y_1}(\boldsymbol{x}),\dots,\boldsymbol{y_N}(\boldsymbol{x})) \\ A_3(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y_1}(\boldsymbol{x}),\dots,\boldsymbol{y_N}(\boldsymbol{x})) \\ \vdots \\ A_N(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y_1}(\boldsymbol{x}),\dots,\boldsymbol{y_N}(\boldsymbol{x})) \end{bmatrix} \qquad (۳)$$

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 فرمول‌بندی 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:

$$\begin{aligned} y_i &= A_i(x,y_i) \\ \tilde{y}_i &= A_i(x,\tilde{y}_i) \end{aligned} \qquad (۴)$$

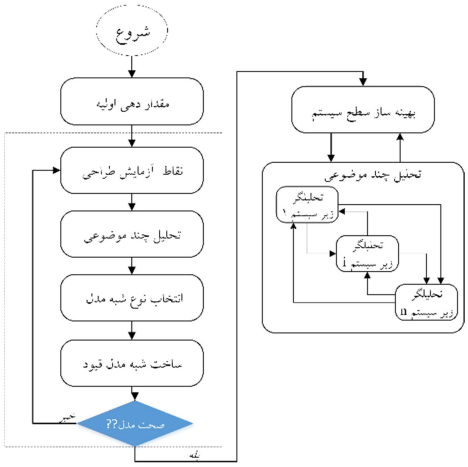
در اینجا $(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y_i})$ بردار متغیرهای ورودی به زیرسیستم i و $A_i$ تحلیل سهیم زیرسیستم i که به عنوان مدول تحلیل در تحلیل سیستمی کل بکار گرفته می شود. $\tilde{\boldsymbol{y}}_i$ شبه مدل بردار متغیر کوپلینگ است.

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

[1] Multi Discipline Analysis

[2] Latin Hyper Cube

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 بخش های ساخت شبه مدل انتخاب روش تولید نقاط آزمایش طراحی است که تاثیر مستقیم روی دقت و اثربخشی شبه مدل دارد. روش های متعددی جهت ساخت شبه مدل وجود دارد که عبارتند از: روش طراحی فاکتوریل[1]، طراحی فاکتوریل کسری[2]، طراحی مرکب مرکزی[3]، لاتین هایپرکیوب وغیره[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 فاکتوریل‌کامل(یا فاکتوریل‌کسری)، با اضافه نمودن نقاطی به منظور افزایش تطبیق شبه‌مدل 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($2n_{dv}$)، با طراحی فاکتوریل کامل، ترکیب می‌شود. به عنوان نمونه برای ساخت مدل های 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 $\tilde{y}$ و قیود طراحی $\tilde{g}(x)$ استفاده شده است.

- ساخت شبه مدل

دقت شبه مدل ها مستقیما بر فرآیند طراحی بهینه تاثیر بسزایی دارد. روش های متعددی برای افزایش دقت محاسباتی و کارایی شبه مدل ها وجود دارد. یکی از موثرترین روش ها کاهش متوالی فضای جستجوی طراحی است.

در این مقاله از روش رگراسیون 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[4](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 امکان‌پذیر 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 اورده 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.

$$R^2 = 1 - \sum_{i=1}^{m}(y_i - \hat{y}_i)^2 \Big/ \sum_{i=1}^{m}(y_i - \bar{y}_i)^2 \qquad (۵)$$

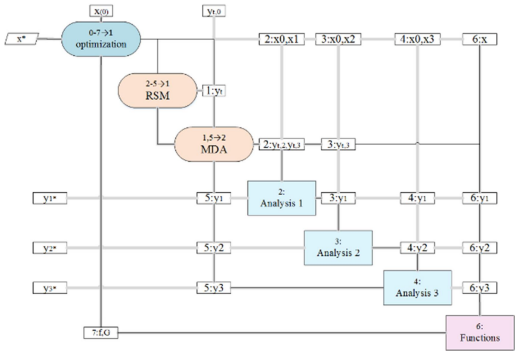
در این رابطه، $\bar{y}$ میانگین مقادیر بدست آمده از تابع اصلی، m تعداد نقاط برای ارزیابی صحت شبه مدل و $\hat{y}_i$ مقدار برآورد شده (پیش بینی شده) برای مقدار بدست آمده از تابع اصلی $f$ می باشد.

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 امده نزدیک به ۱ باشد. در اغلب مقالات از این روش جهت بررسی صحت شبه مدل استفاده می شود.

- *ماتریس ساختار طراحی گسترده*

ماتریس ساختاز طراحی گسترده یا X-DSM یکی از روش‌ها مورد استفاده در طراحی سیستمی است که برای ارائه زیرسیستم ها و کوپلینگ بین زیر سیستم ها و درنتیجه برجسته کردن طراحی ساختاری به روش نوین اطلاق می‌شود. از ویژگی های آن می توان 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 اورده شده است.

[1] Factorial Design
[2] Fractional Factorial Design
[3] Central Composite Design
[4] Moving Least Square Method




**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 برگیرنده 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 $y_{12}$ و $y_{21}$ و تابع هدف F و قیود نامساوی $g_1$ و $g_2$ است.

$$
\begin{aligned}
&Minimize\ F = {x_2}^2 + x_3 + y_{12} + e^{-y_{21}}\\
&Where: y_{12} = {x_1}^2 + x_2 + x_3 - 0.2y_{21}\\
&y_{21} = \sqrt{y_{12}} + x_1 + x_3\\
&Subject\ to: g_1 = 1 - \frac{y_{12}}{3.16} \le 0\\
&g_2 = \frac{y_{21}}{24} - 1 \le 0\\
&-10 \le x_1 \le 10\\
&0 \le x_2 \le 10\\
&0 \le x_3 \le 10\\
&initial\ point:\\
&x = [1{,}5{,}2]\\
&y_{12} = 10\ , y_{21} = 4
\end{aligned}
\qquad (۶)
$$

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

$$x = [1.9776, 0, 0]$$

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

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

| 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 |

### ۳-۲- 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. متغیر های طراحی و قیود حاکم بر این متغیر ها در جدول ۲ نشان داده شده است. فرمولسازی این مسئله به صورت زیر است:

$$
\begin{aligned}
&\text{Minimize}: f(x) = 0.7854x_1x_2^2(3.3333x_3^2 + 14.9334x_3 - 43.0934)\\
&-1.508x_1(x_6^2 + x_7^2) + 7.4777(x_6^3 + x_7^3)\\
&-0.7854(x_4x_6^2 + x_5x_7^2)\\
&\text{subject to:}\quad g_1 = \frac{27}{x_1x_2^2x_3} - 1 \le 0\\
&g_2 = \frac{397.5}{x_1x_2^2x_3^2} - 1 \le 0\\
&g_3 = \frac{1.93x_4^3}{x_2x_6^4x_3} - 1 \le 0\\
&g_4 = \frac{1.93x_5^3}{x_2x_7^4x_3} - 1 \le 0\\
&g_5 = \frac{1}{110x_6^3}\sqrt{(\frac{745x_4}{x_2x_3})^2 + 16.9\times10^6} - 1 \le 0\\
&g_6 = \frac{1}{85x_7^3}\sqrt{(\frac{745x_5}{x_2x_3})^2 + 157.5\times10^6} - 1 \le 0\\
&g_7 = \frac{x_2x_3}{40} - 1 \le 0\\
&g_8 = \frac{5x_2}{x_1} - 1 \le 0\\
&g_9 = \frac{x_1}{12x_2} - 1 \le 0\\
&g_{10} = \frac{1.5x_7 + 1.9}{x_4} - 1 \le 0\\
&g_{11} = \frac{1.1x_7 + 1.9}{x_5} - 1 \le 0
\end{aligned}
\qquad (۷)
$$

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**

| متغیر ها | 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 | Cm | 7.3 | 8.3 |
| $x_5$ | فاصله بین یاتاقان ۲ | Cm | 7.3 | 8.3 |
| $x_{l3}$ | قطر شفت ۱ | Cm | 2.9 | 3.9 |
| $x_{l4}$ | قطر شفت ۲ | Cm | 5 | 5.5 |
| $f$ | تابع هدف | Kg | - | - |

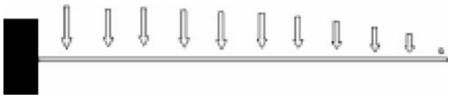
این مسئله بهینه سازی با استفاده از روش پیشنهادی MDF با استفاده از شبه مدل پیاده سازی شده و در جدول (۳) در مقایسه با سایر چارچوب های طراحی و بهینه سازی چند موضوعی نمایش داده شده است.

**جدول۳- نتایج پیاده سازی گیربکس در روش پیشنهادی و سایر روش‌های MDO**

| روش | تابع هدف $f(x)$ | تعداد فراخوانی تابع هدف | $\varepsilon_f$ |
|---|---|---|---|
| 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: تیرکامپوزیتی یک سردرگیر

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 $\delta_{max}$، بیشینه تنش خمشی در تیر کامپوزیتی $\sigma_{max}$ و الزامات هندسی که عمق تیر $h$ جهت جلوگیری از کمانش 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(جدول۴).



**شکل۳- تیر کامپوزیتی یک سردرگیر**

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

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}h}{2I} = \frac{3P_0L^2}{2wh^2} = \frac{P_0L^2h}{8I} \quad (۸)$$

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

$$q(z) = P_0(1-\frac{\varepsilon^2}{l^2}) \quad (۹)$$

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

$$\vartheta_f + \vartheta_m = 1 \quad (۱۰)$$

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

$$weight = ALP$$
$$Where \;\; A = \frac{12I}{h^2}(mm^2), L = 1000mm \quad (۱۱)$$
$$\rho = \rho_m + \vartheta_f(\rho_f - \rho_m)$$

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 روش‌های MDO در تیر کامپوزیتی یک سر درگیر مقایسه شده است.

$$g_1(I,h) = \frac{\sigma_{max}}{\sigma^*} = \frac{P_0L^2h}{8I\sigma^*} \le 1$$
$$g_2(I,\vartheta_f) = \frac{\delta_{max}}{\delta^*} = \frac{19q_0L^4}{360EI\delta^*}$$
$$= \frac{19P_0L^4}{360I[E_m + \vartheta_f(E_f - E_m)]\delta^*} \le 1 \quad (۱۲)$$
$$g_3(I,h) = \frac{h}{10w} = \frac{h^4}{120I} \le 1$$

**جدول ۴- مشخصات تیر کامپوزیتی**

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

**جدول ۵- نتایج پیاده سازی تیر یک سردرگیر در روش پیشنهادی و سایر روش‌های 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 |

## ۳-۴- ماهواره سنجشی

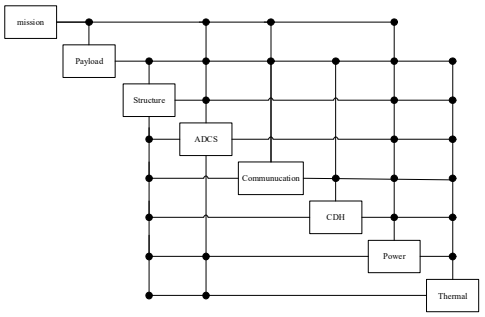
این بخش با درنظر گرفتن یک ماهواره سنجشی مبنا، مبادرت به پیاده سازی چارچوب پیشنهادی و مقایسه با روش های AAO و MDF کلاسیک( بدون شبه مدل) و در خصوص کارآمدی روش پیشنهادی در طراحی ماهواره بررسی شده است. در این پژوهش هشت زیر سیستم برای ماهواره در نظر گرفته شده است که عبارتند از: ماموریت، سازه و مکانیزم، محموله، 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 فضایی را بر عهده دارد. |
| سازه و مکانیزم | زیرسیستم سازه و مکانیزم، وظیفه محاسبه وزن ماهوار با احتساب سایز، 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) اساسا" 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، تلرانس 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 سیستم ها 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 (۱۲) می توان جرم کل ماهواره را محاسبه نمود:

$$M_{sat} = M_{Payload} + M_{Comm} + M_{CDH} + M_{ADCS} + M_{Power} + M_{thermal} + M_{Str} \quad (۱۲)$$

- 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 | واحد |
| $g_1$ | زمان در سایه بودن | $\leq 25$ | *min* |
| $g_2$ & $g_3$ | مدت زمان انتقال داده به ایستگاه زمینی | 15 5 | *min* |
| $g_4$ & $g_5$ | مجموع مساحت سطوح | 150 50 | *day* |
| $g_6$ | زمان دید مجدد | $\leq 3$ | $m^2$ |
| $g_7$ | دقت نشانه‌روی | $\leq 3$ | $N.m^2$ |
| $g_8$ | دیپل مغناطیسی ماهواره | $\leq 0.3$ | *deg* |
| $g_9$ | نرخ انتقال داده | $\geq 9$ | --- |
| $g_{10}$ | بهره گیرنده | $\geq 30$ | --- |
| $g_{11}$ | حداقل توان تولیدی | $\leq 100$ | w |

- متغیرهای طراحی

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

**جدول ۸- متغیرهای طراحی مستقل**

| متغیرهای طراحی | | | | |
|---|---|---|---|---|
| نماد | توضیح | کران پایین | کران بالا | واحد |
| $X_1$ | ارتفاع ماهواره | ۴۰۰ | ۹۰۰ | *km* |
| $X_2$ | ارتفاع فضای فیرینگ | ۰/۵ | ۱ | *m* |
| $X_3$ | قطر فضای فیرینگ | ۰/۵ | ۱ | *m* |
| $X_4$ | پهنای گستره دید محموله | ۱۰ | ۵۰ | *km* |
| $X_5$ | 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 ندیر | ۱ | ۲ | *deg* |
| $X_{11}$ | حاشیه نسبت سیگنال به نویز | ۳ | ۵ | ---- |
| $X_{12}$ | فرکانس ارسال اطلاعات | ۱ | ۳ | *GHz* |
| $X_{13}$ | نرخ انتقال داده | ۰/۱ | ۰/۵ | *MBit* |
| $X_{14}$ | قطر آنتن | ۰/۰۵ | ۰/۳ | *m* |

**جدول ۹- متغیرهای کوپلینگ**

| زیر سیستم ها | ۱-ماموریت | 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 | -2.987 | -2.777 |
| $g_8$ | *deg* | -0.18 | -0.184 | -0.184 | -0.184 |
| $g_9$ | --- | -0.99 | -0.947 | -0.946 | -1.001 |
| $g_{10}$ | --- | -7.81 | -17.360 | -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 |

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 حدودا 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 روش‌های مرسوم IDF،AAO ، MDF(بدون شبه مدل) است. روش پیشنهادی در طراحی سیستمی یک ماهواره مبنا با زیرسیستم‌های سازه، کنترل حرارت، توان الکتریکی، تعیین کنترل و وضعیت ، داده و فرامین، مخابرات و محموله پیاده شد و با دیگر روش‌ها مقایسه گردید. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد روش پیشنهادی در طراحی و بهینه‌سازی سیستمی ماهواره از نظر دقت همانند دیگر روش‌های تک سطحی MDO بوده ولی از نقطه نظر سرعت محاسباتی بسیار سریعتر از روش‌های مذکور می‌باشد. بنابراین روش ارائه شده در این مقاله می تواند یک رویکرد موثر در طراحی سیستمی مسائل پیچیده مثل ماهواره فراهم می‌سازد.

## 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.

قالب پیش‌نویس مجلهٔ مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز (لطفاً این نوشته، در فایل ارسالی حذف نشود)

[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 researches geologiques et minieres, 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.