مجله مهندسی مکانیک مدرس، فوق‌العاده اسفند 1393، دوره 14، شماره 13، ص‌ص 209-216

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیما با استفاده از مدل جایگزین زیرسامانه مخابرات به روش حداقل مربعات متحرک

مهران میرشمس[1*]، علی جعفرصالحی[2]

1- دانشیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
2- دانشجوی دکترا، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
* تهران، صندوق پستی 16765-3381، mirshams@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 31 اردیبهشت 1393
پذیرش: 12 تیر 1393
ارائه در سایت: 16 مهر 1393

کلید واژگان:
فضاپیما
بهینه‌سازی
مدل جایگزین
چارچوب بهینه‌سازی مشارکتی
الگوریتم ژنتیک

چکیده

بهینه‌سازی طراحی مفهومی سامانه‌های فضایی فرایندی پیچیده و چندموضوعی است به‌گونه‌ای که جستجوی فضای طراحی برای ارزیابی توابع هدف به‌طور چشمگیری به اجرای تکرارپذیر مدل‌های شبیه‌سازی و کدهای تحلیلی مربوط به زیرسامانه‌های مختلف (نظیر سازه، محموله، تامین انرژی، تعیین و کنترل وضعیت، مخابرات، مدیریت داده و فرمان) وابسته است. به‌کارگیری روش‌های متداول طراحی برای چنین مسئله پیچیده‌ای بسیار زمان‌بر بوده و هیچ تضمینی وجود ندارد که راه حل به‌دست آمده برای زیرسامانه‌های کوپل شده بهترین باشد و حتی ممکن است به طرح‌های غیر بهینه منجر شود. علاوه بر این، فضای جستجوی طراحی می‌تواند چند وجهی، غیر محدب با چندین نقطه بهینه محلی باشد که این موضوع سبب افزایش هزینه محاسباتی و نیز دشواری ارزیابی سریع گزینه‌های مختلف طراحی می‌شود. برای پرداختن به این موضوعات، در این مقاله روشی کارآمد مبتنی بر مدل جایگزین (سطح پاسخ) برای بهینه‌سازی چندموضوعی طراحی مفهومی یک فضاپیما با احتساب متغیرهای طراحی گسسته و پیوسته ارائه شده است. روش مذکور بر پایه به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک در سطح سامانه و زیرسامانه به‌عنوان بهینه‌ساز و مدل جایگزین به‌عنوان ابزاری موثر در کاهش هزینه محاسباتی در سطح زیرسامانه، در چارچوب بهینه‌سازی مشارکتی بنا شده است. نتایج به‌دست آمده از این مطالعه نشان می‌دهد که روش معرفی شده در این مقاله یک راه موثر برای بهبود بهره‌وری محاسباتی بهینه‌سازی طراحی مفهومی سامانه‌های پیچیده نظیر طراحی یک فضاپیما می‌باشد.

Spacecraft conceptual design optimization using moving least square surrogate model for communication subsystem

Mehran Mirshams[1*], Ali Jafarsalehi[2]

1- Department of Aerospace Engineering, Khaje Nasir Toosi University, Tehran, Iran
2- Department of Aerospace Engineering, Khaje Nasir Toosi University, Tehran, Iran
*P.O.B. 16765-3381 Tehran, Iran. mirshams@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 21 May 2014
Accepted 03 July 2014
Available Online 06 October 2014

Keywords:
Spacecraft
Optimization
Surrogate model
Collaborative Optimization (CO)
GA algorithms

ABSTRACT

Conceptual design optimization of spacecraft systems is a complex and multidisciplinary process. In this case evaluation of the objective functions relies heavily on running iterative simulation models and analysis codes between various subsystems (such as structures, payload, electrical power supply, attitude determination and control, communication, command and data handling).The conventional sequential optimization approaches to such a complex design problem is time consuming and does not guarantee to achieve the best compromise among the various competing coupled subsystems, and may even lead to non-optimal design. In addition, the design search space can be multi-modal, non-convex with multiple local minima and hence it is time consuming or difficult to rapidly evaluate trade-offs between various subsystems (disciplines). To address these issues, in this paper an efficient surrogate (response surface) model-based multidisciplinary spacecraft systems design optimization technique with discrete and continuous design variables is presented. The methodology is based on the utilization of genetic algorithms (GA) for both system level and discipline level as an optimizer. Surrogate-modeling as an efficient tool is also used to decrease computational cost in discipline (subsystem) level within a collaborative optimization (CO) framework. Results obtained in this study show that the method introduced in this paper provides an effective way of improving computational efficiency of a complex space system design such as conceptual design optimization of a spacecraft.

1- مقدمه

بهینه‌سازی طراحی فضاپیما فرایندی پیچیده و چندموضوعی است که بطور چشمگیری به اجرای تکرارپذیر مدل‌های شبیه‌سازی و کدهای تحلیلی مربوط به زیرسامانه‌های مختلف (به عنوان مثال، سازه، محموله، تامین انرژی، تعیین و

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
M. Mirshams, A. Jafarsalehi, Spacecraft conceptual design optimization using moving least square surrogate model for communication subsystem, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 13, pp. 209-216, 2015 (In Persian)

Archive of SID
www.SID.ir

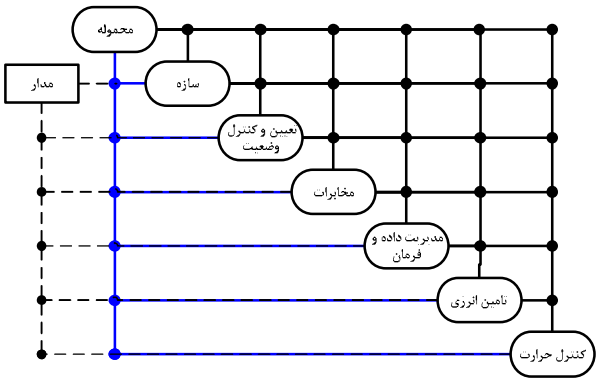
کنترل وضعیت، مخابرات، مدیریت داده و فرمان و غیره) وابسته است. به‌کارگیری روشهای متداول طراحی برای چنین مسئله پیچیده‌ای بسیار زمانبر بوده و هیچ تضمینی وجود ندارد که راه حل به‌دست آمده برای زیرسامانه‌های کوپل شده بهترین باشد و حتی ممکن است به طرح‌های غیر بهینه منجر شود. علاوه بر این، فضای جستجوی طراحی می‌تواند چند وجهی، غیرمحدب با چندین نقطه بهینه محلی بوده و این موضوع سبب افزایش هزینه محاسباتی و نیز دشواری ارزیابی سریع گزینه‌های مختلف طراحی شود. در طول دو دهه گذشته، بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی[1] به عنوان یک ابزار موثر برای غلبه بر مشکلات ذکر شده در بالا، با اقبال زیادی روبرو شده است[1]. در میان روش‌های بهینه‌سازی متداول، چارچوب‌های بهینه‌سازی دو سطحی نظیر بهینه‌سازی همزمان زیرفضا[2] [2]، بهینه‌سازی مشارکتی[3] [3] و سنتز دو سطحی سامانه یکپارچه[4] [4] از مشهورترین چارچوب‌های بهینه‌سازی دو سطحی می‌باشند. ویژگی‌های مهم این روش‌های حل عبارتند از: سطح قابل قبول فرایند مستقل تحلیل و بهینه‌سازی، سهولت اجرا در حل مسائل پیچیده، مقاومت[5] و بهرهموری محاسباتی (سخت افزاری و نرم افزاری) [۳،5]. در میان روش‌های مورد اشاره، در چارچوب بهینه‌سازی مشارکتی هر موضوع[6]، متغیرهای طراحی محلی مجموعه خود را کنترل نموده و در برابر ارضاء قیود محلی مربوط به خود پاسخگو می‌باشد درحالیکه برای کمینه سازی تابع هدف، از یک بهینه‌ساز در سطح سامانه استفاده می‌شود. این درجه بالا از استقلال موضوعی در CO منافع بالقوه قابل توجهی را از منظر آزادی در طراحی برای طراحان فراهم می‌آورد. به طور کلی برای تمام روش‌های MDO و CO به طور خاص، هزینه محاسباتی بالا برای تجزیه و تحلیل هر موضوع و تعداد زیاد متغیرهای طراحی، به‌عنوان نقطه ضعف مطرح می‌باشد. کوپلینگ ذاتی بین موضوعی و بالا بودن تعداد متغیرهای مربوط به هر موضوع علت افزایش تلاش محاسباتی در MDO در مقایسه با نگرش بهینه‌سازی یکپارچه[7] می‌باشد. برای بهینه‌سازی یک سامانه، کدهای تحلیلی مربوط به هر موضوع باید با یکدیگر در تعامل باشند. این مسئله سبب افزایش هزینه محاسباتی و بروز مشکل همگرایی شده و بنابراین موانعی را در برابر به‌کارگیری CO و دیگر چارچوب‌های MDO بر اساس مدل‌های شبیه‌سازی محاسباتی گسترده ایجاد می‌نماید[6]. بر همین اساس، استفاده از مدل‌های جایگزین[8] و یا تقریب در بهینه‌سازی به زمینه تحقیقاتی جذابی برای کاهش هزینه محاسباتی و حذف اغتشاش عددی مدل‌های شبیه‌سازی در فرایند بهینه‌سازی تبدیل شده است. رویکرد اساسی این است که مدل‌های پیچیده توسط یک مدل تقریبی که از لحاظ محاسباتی بسیار کارا است، جایگزین شود[7]. چنین مدلی اغلب یک مدل تقریبی و یا مدل جایگزین نامیده می‌شود.

چندین روش برای ایجاد مدل جایگزین وجود دارد که اهم آن‌ها عبارتند از: رگرسیون چند جمله‌ای[9] [8]، روش حداقل مربعات متحرک[10] [9]، کریگینگ[11] [10]، شبکه عصبی [11]، منطق فازی [12] و تابع پایه شعاعی[12][13]. در کارهای تحقیقاتی متعدد از مزایای کاربری مدل‌های جایگزین استفاده شده است. بطور مثال، در مرجع [14] بهینه‌سازی طراحی نازل موتور پیشران سفینه با استفاده از سطح پاسخ و روش کریگینگ انجام شده است. در این مسئله مدل‌های محاسباتی دینامیک سیالات و المان محدود برای طراحی به‌کار گرفته شده‌اند. در مرجع [15] از روش کریگینگ در طراحی خودرو برمبنای قابلیت اطمینان استفاده شده است. مرجع [16] مسئله بهینه‌سازی طراحی تیر یک سر درگیر در چارچوب مشارکتی را با استفاده از روش حداقل مربعات متحرک حل نموده است. مرجع [17] برای کمینه نمودن وزن درپوش فوقانی یک راکتور اتمی از روش مدلسازی جایگزین استفاده نموده است. همچنین بهینه‌سازی چند هدفه هواپیمای جت کوچک با استفاده از مدل سطح پاسخ در مرجع [18] به انجام رسیده است. هرچند بهره‌مندی از مزایای روش مدل‌های جایگزین با اقبال زیادی مواجه می‌باشد، کارهای تحقیقاتی محدودی مربوط به به‌کارگیری مدل سطح پاسخ در طراحی پروژه‌های فضایی منتشر شده است.

مطابق آنچه در ابتدای این بخش بدان اشاره شد، به‌کارگیری چارچوب‌های بهینه‌سازی دو سطحی در مسائل پیچیده طراحی مستلزم صرف هزینه محاسباتی بالایی است که با گسترده شدن ابعاد مسئله فرایند حل را با مشکل مواجه می‌نماید. بنابراین برای غلبه بر این مانع، مقاله حاضر روش بهینه‌سازی طراحی فضاپیما، دربرگیرنده متغیرهای گسسته و پیوسته طراحی را براساس مدل جایگزین ارائه می‌دهد. در رویه پیشنهادی برای حذف حلقه تکرار مربوط به طراحی زیرسامانه مخابرات که در بلوک طراحی مفهومی فضاپیما زمان محاسباتی زیادی را به خود اختصاص می‌دهد، از مدل جایگزین استفاده شده است. برای ایجاد مدل جایگزین از روش حداقل مربعات متحرک استفاده شده و مسئله برای بهینه‌سازی در چارچوب CO پیاده‌سازی شدشده است. در ادامه روش پیشنهادی و نحوه پیاده‌سازی آن در بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیما شرح داده می‌شود.

2- ارتباطات سامآن‌های در بهینه‌سازی طراحی فضاپیما

در طراحی چندموضوعی فضاپیما ابتدا ارتباطات سامآن‌های کلیه موضوعات درگیر در طراحی استخراج شده و متغیرها، پارامترها و قیود طراحی مربوط به هر موضوع/زیرسامانه بطور مستقل تعریف می‌شود. پس از تکمیل مدل طراحی هر زیرسامانه، متغیرهای کوپل بین زیرسامانه‌ها و ارتباط آن‌ها با قیود و توابع هدف در سطح زیرسامانه مشخص می‌شود. بدین منظور ماتریس ساختار طراحی به عنوان ابزاری موثر در استخراج روابط متقابل بین زیرسامانه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این ماتریس کلیه متغیرهای ورودی به هر زیرسامانه از سایر زیرسامانه‌ها و نیز متغیرها و پارامترهای خروجی از هر زیرسامانه به سایر زیرسامانه‌ها نشان داده می‌شود. با در دسترس بودن این ماتریس طراح قادر خواهد بود تا بلوک طراحی مفهومی را تشکیل داده و مسئله را براحتی فرمول‌بندی و حل نماید.



شکل 1 دیاگرام ارتباط‌های سامآن‌های در طراحی فضاپیما

1- Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
2- Concurrently Subspace Optimization (CSSO)
3- Collaborative Optimization (CO)
4- Bi-Level Integrated System Synthesis (BLISS)
5-Robustness
6- Discipline
7- All-At-Once (AAO)
8- Surrogated Models
9- Polynomial Regression
10- Moving Least Squares Method (MLSM)
11- Kriging
12- Radial Basis Function (RBF)

www.SID.ir
Archive of SID

با توجه به گستردگی ماتریس طراحی و نیز محدودیت فضا برای ارائه ماتریس کامل با ذکر پارامترها و متغیرهای طراحی تنها ارتباط سامآن‌های در طراحی فضاپیما به‌صورت دیاگرام کلی در شکل 1 نشان داده شده است.

در شکل 1 الزامات ماموریتی از طریق محموله فضاپیما[1] که در این مسئله دوربین تصویربرداری می‌باشد، به زیرسامانه‌های سازه[2]، تعیین و کنترل وضعیت[3]، مخابرات[4]، مدیریت داده و فرمان[5]، تامین انرژی[6] و کنترل حرارت[7] منتقل می‌شود. همانطور که در دیاگرام ارتباطات سامآن‌های نشان داده شده است الزمات و نیازمندی‌های طراحی سبب می‌شود تا تعاملات گسترده‌ای بین کلیه زیرسامانه‌های طراحی وجود داشته باشد. بطور مثال، محدودیت مربوط به فضای قرارگیری فضاپیما در محفظه بار[8] پرتابگر که به‌عنوان قید زیرسامانه سازه در مسئله ظاهر می‌شود، بر روی مساحت پنل‌های خورشیدی (زیرسامانه تامین انرژی)، ممآن‌های اینرسی (زیرسامانه تعیین و کنترل وضعیت)، جانمایی آنتن‌های مخابراتی (زیرسامانه مخابرات)، جانمایی رایانه مرکزی (زیرسامانه مدیریت داده و فرمان) و توزیع دما و سطح رادیاتور (زیرسامانه حرارت) اثرگذار می‌باشد. این ارتباط‌ها در شکل 1 بخوبی مشهود است. همچنین برای محاسبه پارامترهای طراحی نظیر مدت زمان روز و شب مداری، زمان دید در ایستگاه زمینی، زوایای تابش خورشیدی، حداقل زاویه فراز خورشید و اغتشاشات مداری که در انجام محاسبات مربوط به هر زیرسامانه مورد نیاز می‌باشند، بلوک طراحی مدار[9] نقش بسزایی دارد که در دیاگرام ارتباط‌های سامآن‌های این نقش با خطوط ارتباطی نشان داده شده است.

3- شرح مسئله بهینه‌سازی طراحی

3-1- تابع هدف، قیود و متغیرهای طراحی

در مسئله بهینه‌سازی طراحی این تحقیق، کمینه نمودن جرم فضاپیما به‌عنوان تابع هدف مطرح می‌باشد که این منظور با ارزیابی ویژگی‌های ماموریتی در قالب تعریف متغیرهای پیوسته طراحی برای محموله تصویربرداری، و نیز ارزیابی گزینه‌های مختلف طراحی برای هر زیرسامانه به‌صورت تعریف متغیرهای گسسته و تحت قیود طراحی شامل: عرض نوار تصویربرداری، ابعاد سازه، میزان پایداری وضعیت، قطر آنتن، نرخ تولید داده، سطح پنل خورشیدی، سطح رادیاتور و غیره محقق می‌شود. در جدول 1 تابع هدف، متغیرهای طراحی به‌همراه قیود ارائه شده است.

مطابق دیاگرام ارتباط‌های سامان‌های (شکل 1) به‌دلیل وجود کوپلینگ بین زیرسامانه‌ها، متغیرهای مشترک بین آن‌ها وجود دارد که متغیرهای طراحی مربوط به هر زیرسامانه در جدول 2 ارائه شده است. مسئله طراحی دربرگیرنده دوازده متغیر طراحی (گسسته و پیوسته) است که از این دوازده متغیر طراحی دو متغیر مربوط به مشخصات ماموریتی (محموله تصویربرداری) و سایر متغیرها مبین گزینه‌های طراحی مربوط به زیرسامانه‌ها می‌باشند. شرح متغیرهای پیوسته و گسسته طراحی، به‌همراه حدود بالا و پایین هر کدام در جدول 3 ارائه شده است.

همان‌طور که از جدول 3 ملاحظه می‌شود، متغیرهای طراحی X_1 وX_2 پیوسته بوده که بین زیر سامانه‌های محموله و مدیریت داده و فرمان مشترک می‌باشند. X_3 وX_4 متغیرهای طراحی مربوط به سازه وX_5 و X_6 متغیرهای طراحی مربوط به زیرسامانه تعیین و کنترل وضعیت هستند. متغیرهای طراحی X_7وX_8 مربوط به زیرسامانه مخابرات و X_9، X_{10}، X_{11} متغیرهای طراحی زیرسامانه تامین انرژی می‌باشند. متغیر طراحی X_{12} نیز مربوط به زیرسامانه کنترل حرارتی است.

چنان‌چه در ابتدای این بخش بیان شد، هدف از مسئله مورد مطالعه در این تحقیق دستیابی به یک طرح بهینه از لحظ جرمی برای یک فضاپیمای مبنا می‌باشد.

جدول 1 تابع هدف و قیود طراحی مربوط به مسئله بهینه‌سازی

تابع هدف طراحی: کمینه‌سازی جرم فضاپیما		
قیود طراحی		
اختصار	شرح	واحد
SW	پهنای تصویر	km
St_w	عرض سازه	m
St_l	طول سازه	m
S_{tab}	پایداری	Deg/sec
D_{ant}	قطر آنتن	m
DR	نرخ تولید داده	Mbps
A_{sa}	مساحت پنل خورشیدی	m^2
A_{rad}	مساحت رادیاتور	m^2
متغیرهای طراحی		
اختصار	شرح	واحد
$Alpha$	زاویه فراز محموله	deg
GSD	توان تفکیک پذیری دوربین	km
$X_{discrete}$	گزینه‌های فناوری	-

جدول 2 متغیرهای طراحی مربوط به زیرسامانه‌ها

زیرسامانه	شرح	اختصار	واحد
محموله	مدت زمان ارتباط زمینی	$D_{downlink}$	min
	نرخ تولید داده	DR	Bps
	زمان سایه	ECT	min
	زمان دید مجدد	RT	Day
	جرم محموله	M_{pl}	Kg
	توان محموله	P_{pl}	W
تامین انرژی	مساحت پنل خورشیدی	A_{sa}	m^2
	دمای قابل قبول	EPS_{temp}	℃
	جرم بر واحد سطح پنل	SP_{mass}	kg/m^2
	جرم المآن‌های تامین انرژی	EPS_{mass}	kg
سازه	ممان اینرسی	Moi	$kg.m^2$
	جرم سازه	M_{st}	kg
	حجم داخلی	InV	m^3
	ابعاد هندسی	Dim_x	m
تعیین و کنترل وضعیت	توان زیرسامانه	$ADCS_p$	W
	جرم زیرسامانه	$ACDS_{mass}$	kg
	محدوده‌های دمایی	$ADCS_{temp}$	℃
	نرخ داده واحد الکترونیک	$ADCS_{DR}$	bps
مخابرات	جرم ذخیره ساز مدیریت داده و فرمان	$Comm_{st}$	Mbyte
	توان مدیریت داده و فرمان	$Comm_p$	W
	پوشش مخابراتی	RF_{cov}	Percent
	جرم زیرسامانه مخابرات	$Comm_{mass}$	kg
کنترل حرارت	کل سطح	TH_{area}	m^2
	توان زیرسامانه	TH_{power}	W

1- Payload
2- Structure
3- Attitude Determination and Control System (ADCS)
4- Communication
5- Command and Data Handling (C&DH)
6- Energy Production System (EPS)
7- Thermal control
8- Fairing
9- Orbit

www.SID.ir
Archive of SID

جدول 3 مشخصه متغیرهای گسسته و پیوسته طراحی

متغیر	شرح	محدوده پایین	مبنا	محدوده بالا	نوع
X_1	زاویه فراز محموله(درجه)	86/2	87/5	88/8	پیوسته
X_2	تفکیک پذیری زمینی (متر)	25	30	50	پیوسته
X_3	گزینه‌های مواد	0	0	1	گسسته
X_4	گزینه‌های پیکربندی	0	1	2	گسسته
X_5	گزینه‌های تعیین وضعیت	0	1	2	گسسته
X_6	گزینه‌های کنترل وضعیت	0	2	4	گسسته
X_7	گزینه‌های آنتن	0	1	2	گسسته
X_8	گزینه‌های مدولاسیون	0	1	2	گسسته
X_9	گزینه‌های رگولاسیون	0	0	1	گسسته
X_{10}	گزینه‌های سلول خورشیدی	0	2	2	گسسته
X_{11}	گزینه‌های باطری	0	1	2	گسسته
X_{12}	گزینه‌های پوشش حرارتی	0	2	4	گسسته

جدول 4 گزینه‌های طراحی مطرح برای هر زیرسامانه

متغیر	گزینه های فناوری
X_3	آلومینیوم، استیل
X_4	4 وجهی، 6 وجهی، استوآن‌های
X_5	حسگر خورشیدی، مغناطیس سنج، حسگر افق، ژایرو، GPS
X_6	بوم گرادیان جاذبه، گشتاوردهنده مغناطیسی، چرخ ممنتومی، چرخ واکنشی
X_7	آنتن مخروطی، آنتن مارپیچ، آنتن سهموی بازتابشی
X_8	QPSK, FSK, BPSK
X_9	PPT, DET
X_{10}	سیلیکونی، گالیوم_ آرسنایید، چند پیوندی
X_{11}	نیکل_کادمیوم، نیکل_ هیدروژن، لیتیوم_یون
X_{12}	اپوکسی سفید، لعاب سفید، تفلون، آلومینیوم، رنگ مشکی

این هدف با ارزیابی متغیرهای پیوسته ماموریتی و نیز متغیرهای گسسته طراحی مربوط به گزینه‌های مطرح برای هر زیرسامانه دنبال می‌شود. گزینه‌های طراحی مطرح برای هر زیرسامانه که با ارضاء قیود مربوطه قادر به تحقق اهداف ماموریتی مربوط به خود می‌باشند، در جدول 4 ارائه شده‌اند.

3-2- فرمول‌بندی مسئله بهینه‌سازی طراحی

در این بخش، فرمول‌بندی مسئله بهینه‌سازی شامل روابط حاکم بر محاسبه متغیرهای اصلی طراحی که در قیود ظاهر شده‌اند، تابع هدف، و قیود ارائه می‌شود.

میزان پهنای تصویر، SW محموله تصویربرداری مطابق رابطه (1) محاسبه می‌شود:

$$SW=2\lambda\sqrt{\frac{(R_e+H)^3}{\mu}} \quad (1)$$

بر مبنای توان تفکیک پذیری محموله، پهنای تصویر، زمان و وضوح تصویر، نرخ تولید داده مطابق رابطه (2) محاسبه می‌شود:

$$DR=\frac{(N_{\text{pixel}}\times Bit_{\text{pixel}}\times V_g)}{GSD} \quad (2)$$

قطر آنتن برای ارسال داده نیز با استفاده از رابطه (3) قابل محاسبه است.

$$D_{\text{ant}}=2\times\frac{\Phi\times F_l}{C\times B_{\text{width}}} \quad (3)$$

توان مصرفی مورد نیاز برای انجام ماموریت از پنل‌های خورشیدی تامین می‌شود که مساحت آن از رابطه (4) به‌دست می‌آید:

$$A_{\text{sa}}=\frac{P_{\text{sa}}}{P_{\text{EoI}}} \quad (4)$$

مساحت رادیاتور برای برقراری تعادل حرارتی نیز از رابطه (5) حاصل می‌شود:

$$A_{\text{rad}}=\frac{E_{\max}}{(\sigma)\times(\varepsilon)\times(T_{\text{allow}})^4} \quad (5)$$

دقت پایداری برای دریافت تصویر با وضوح مناسب اهمیت فراوان دارد و از روابطه (6) تا (8) محاسبه می‌شود:

$$S_{\text{tab}}=\frac{\alpha}{t_{\text{int}}} \quad (3)$$

$$t_{\text{int}}=\frac{GSD}{V_g} \quad (4)$$

$$\alpha=\frac{GSD\times Drift\,\%}{H} \quad (5)$$

در روابط (1) الی (8)، R_e شعاع زمین، H ارتفاع مداری ماهواره، μ ثابت گرانش زمین، λ زاویه مرکزی زمین،P_{sa} توان مورد نیاز مصرفی، P_{EOL} توان تولیدی پنل خورشیدی در آخر ماموریت، η ضریب عددی مربوط به نوع آنتن، F_l فرکانس لینک مخابراتی، C سرعت نور، B_{width} پهنای بیم، N_{pixel} تعداد پیکسل، Bit_{pixel} تعداد بیت هر پیکسل، V_g سرعت رد زمینی، E_{max} حداکثر انرژی داخلی، σ ثابت استفن بولتزمن، ε ضریب تشعشع، T_{allow} حداکثر دمای قابل قبول و Drift میزان انحراف قابل قبول (مقدار تجربی است و معمولا حدود ده درصد درنظر گرفته می‌شود) می‌باشد.

در این مسئله، تابع هدف که بایستی کمینه شود جرم فضاپیما است که از حاصل جمع جرم محاسبه شده برای هر زیرسامانه به‌دست می‌آید. قیودC_1 الی C_9 مربوط به زیرسامانه‌ها بوده و به‌دلیل استفاده از چارچوب مشارکتی در این تحقیق، قیود سازگاری نیز به مسئله افزوده می‌شوند (مرجع [19] را ببینید). مطابق توضیحات، فرمول‌بندی مسئله مطابق رابطه (9) می‌باشد:

$$\text{Minimize } F(X)=\sum_{n=1}^{7}(m_n) \quad (9)$$

همچنین قیود مربوط به زیرسامانه‌ها در روابط (10) تا (18) ارایه شده‌اند:

$$C_1=SW\geq 25 \quad (10)$$

$$C_2=SW\leq 50 \quad (11)$$

$$C_3=St_w<0.8D_{\text{fair}} \quad (12)$$

$$C_4=St_l<0.7l_{\text{fair}} \quad (13)$$

$$C_5=S_{\text{tab}}<0.1P_{\text{size}} \quad (14)$$

$$C_6=D_{\text{ant}}\leq 0.26\ D_{\text{fair}} \quad (15)$$

$$C_7=DR\leq 9 \quad (16)$$

$$C_8=A_{\text{sa}}\leq 1.2 \quad (17)$$

$$C_9=A_{\text{rad}}\leq Rad_{\text{allow}} \quad (18)$$

در روابط (10) تا (18)$F(X)$ جرم فضاپیما و C_1 الی C_9 قیود نامساوی به‌ترتیب مربوط به زیرسامانه‌های محموله، سازه، تعیین و کنترل وضعیت، مخابرات، مدیریت فرمان و داده، تامین توان و کنترل حرارت، می‌باشند. D_{fair} و l_{fair} بترتیب قطر و طول لفافه بوده، P_{size} اندازه پیکسل و Rad_{allow} سطح مجاز رادیاتور می‌باشد. روابط بالا از ماموریت و نیازمندی‌های طراحی استخراج شده و مستقل از چارچوب‌های بهینه‌سازی مطرح می‌باشد. روابط مورد استفاده در طراحی سامانه‌فضایی به‌همراه توضیحات مشروح در مرجع [20] ارائه شده است.

3-3- پیاده‌سازی مسئله در چارچوب مشارکتی با استفاده از مدل جایگزین

چارچوب بهینه‌سازی مشارکتی با هدف برطرف‌سازی نیازهای طراحی و به‌ویژه به‌کارگیری در بهینه‌سازی مسائل چندموضوعی، ابداع شد. اساس این چارچوب بر روی این ایده استوار است که می‌توان با به‌کارگیری متغیرهای کمکی از نیازمندی‌های مربوط به تطابق بین موضوعات (رشته‌ها) کاست. چارچوب بهینه‌سازی مشارکتی جزء روش‌های دوسطحی در بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی است. این چارچوب به دو سطح سامانه و سطح زیرسامانه تقسیم شده به‌گونه‌ای که به ازای هر زیرسامانه یک بهینه‌ساز درنظر

Archive of SID

www.SID.ir

گرفته شده تا عملیات لازم برای طراحی آن زیرسامانه را انجام دهد و نیز یک بهینه‌ساز سامان‌های نیز در راس تمام زیرسامانه‌ها قرار دارد. از مزیت‌های اصلی این چارچوب نسبت به روش‌های سنتی می‌توان به کاهش چشمگیر مقدار اطلاعات مورد نیاز مربوط به تعاملات میان زیرسامانه‌ها، حذف چرخه‌های تکرار[1] بسیار بزرگ، امکان استفاده از بهینه‌سازهای مختلف متناسب با هر زیرسامانه توسط گروه‌های تخصصی مختلف، امکان تحلیل موازی و قدرتمند بودن[2] طراحی و همچنین سهولت پیاده‌سازی این چارچوب در صنایع به‌دلیل مطابقت ذاتی‌ای که با ساختارهای صنعتی داراست، اشاره نمود[21- 23].

نحوه پیاده‌سازی مسئله در چارچوب مشارکتی برای مشخص شدن روابط محاسباتی به‌صورت کلی در شکل 2 نشان داده شده است. مطابق شکل، تابع هدف به‌همراه متغیرهای طراحی در سطح سامانه تعریف شده و یک بهینه‌ساز در سطح سامانه وظیفه کمینه‌سازی تابع هدف تحت قیود مربوط به خود را برعهده دارد. نکته قابل ذکر اینکه متغیرهای طراحی در سطح سامانه در چارچوب مشارکتی (شکل 2) به فرم استاندارد Z نشان داده شده‌اند زیرا این متغیرها در هر حلقه تکرار بهینه‌ساز، با معادل خود در سطح زیرسامانه‌ها ارزیابی می‌شوند. بنابراین در سطح سامانه $F(z)$ تابع هدف مسئله یعنی کمینه سازی جرم فضاپیما، Z بردار متغیرهای طراحی در سطح سامانه (جدول 3) و g_i قیود سطح سامانه و تابع هدف مربوط به زیرسامانه‌های 1 الی N می‌باشد. در سطح زیرسامانه نیز هر بلوک با استفاده از بهینه‌ساز محلی خود تابع هدف مربوطه را تحت قیود محلی مربوط به خود کمینه می‌نماید. به همین منظور هر زیرسامانه متغیر محلی خود را برای انجام محاسبات به تحلیل‌گر ارسال نموده و جواب بهینه را تحت قیود محلی در یک حلقه بهینه‌سازی به‌دست می‌آورد. مقدار تابع هدف به ازای جواب بهینه، برای ارزیابی به سطح سامانه ارسال می‌شود. برای زیرسامانه iام، g_i تابع هدف، C_i بردار قیود محلی و X_i بردار متغیرهای محلی مربوط به آن می‌باشد. در مورد زیرسامانه 1 در شکل 2 که مربوط به زیرسامانه مخابرات می‌باشد، در بخش تحلیل‌گر، برای انجام امور محاسباتی از مدل جایگزین استفاده شده است. نحوه ایجاد و به‌کارگیری مدل جایگزین یا مدل سطح پاسخ[3] در بخش 3-4 شرح داده شده است.

3-4- ایجاد مدل جایگزین در طراحی

مسئله بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیمای مبنا در چارچوب مشارکتی پیاده‌سازی شد (شکل 2). مطابق آنچه در بخش مقدمه بیان شد، به‌دلیل پیچیدگی مسئله طراحی در سامانه‌های فضایی، کوپلینگ ذاتی بین موضوعی و بالا بودن تعداد متغیرها و پارامترهای طراحی، هزینه محاسباتی بالا بوده و نیز به‌دلیل حذف کوپلینگ‌های بین موضوعی در CO همگرایی به کندی صورت می پذیرد. علاوه بر موارد ذکر شده، وجود حلقه‌های متداخل تکرار در روند بهینه‌سازی طراحی از عوامل بسیار موثر در افزایش زمان محاسباتی می‌باشد.

در شکل 3 حلقه‌های محاسباتی موجود در مسئله نشان داده شده است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، فرایند طراحی با اجرای سه حلقه تکرار متداخل شکل می‌گیرد. حلقه سراسری مربوط به بهینه‌ساز، حلقه تکرار مربوط به طراحی مفهومی و حلقه داخلی مربوط به طراحی زیرسامانه مخابرات که درون حلقه طراحی جای گرفته است.

ماهیت تکرار شونده این حلقه‌های طراحی همراه با تعداد زیادی از متغیرها و همچنین نوع گسسته و پیوسته بودن این متغیرهای طراحی، سبب می‌شود که طراحی مفهومی فضاپیما بسیار زمانبر و پر هزینه باشد. بر همین اساس استفاده از مدل‌های سطح پاسخ به‌عنوان ابزاری مناسب برای غلبه بر این مشکلات محاسباتی، همواره مورد توجه طراحان سامانه‌های پیچیده قرار دارد. ایجاد مدل‌های جایگزین مناسب این امکان را برای طراحان فراهم می‌آورد تا با حفظ دقت لازم در جواب‌ها، در زمان طراحی و در نتیجه هزینه‌های محاسباتی کاهش چشمگیری ایجاد نمایند. همانطور که در مقدمه بیان شد، روش‌های متنوعی برای ایجاد مدل‌های جایگزین پیشنهاد شده‌اند که در این تحقیق از روش حداقل مربعات متحرک استفاده شده است.

رجوع به شکل 3 نشان می‌دهد در حلقه تکرار مربوط به طراحی مفهومی فضاپیما، یک حلقه تکرار محاسباتی برای طراحی زیرسامانه مخابرات قرار دارد که زمان محاسباتی زیادی را در ترکیب با حلقه طراحی مفهومی به خود اختصاص می‌دهد. بنابراین جایگزینی این حلقه با مدل‌های جایگزین، روش مناسبی در کاهش هزینه‌های محاسباتی می‌باشد. دستیابی به این هدف طی مراحل شش گانه‌ی زیر محقق شده است:

مرحله 1 : با توجه به ورودی‌های مسئله، نقطه‌ای که مقرر است تابع حول آن نقطه تخمین زده شود انتخاب می‌شود. مرحله 2: مقدار اولیه‌ای برای ضریب همبستگی تعریف شده و نقاط آزمایش به تعداد مناسب برمبنای دقت مطلوب انتخاب می‌شوند. مرحله 3: در این مرحله، متغیرهای مدنظر یعنی نوع آنتن و مدولاسیون از متغیرهای گسسته ، انتخاب می‌شوند. متغیرهای طراحی مختلفی وجود دارند که قطر فرستنده آنتن را تحت تاثیر قرار می‌دهند. در این میان توان تفکیک پذیری دوربین و زاویه فراز محموله، متغیرهای طراحی سطح سامانه می‌باشند که به‌عنوان ورودی زیرسامانه مخابرات مورد استفاده قرار می‌گیرند. بدیهی است استفاده هم‌زمان از متغیرهای گسسته و پیوسته می‌تواند سبب بروز مشکل در ایجاد مدل سطح پاسخ شود. به‌منظور غلبه بر این مشکل، در ساخت مدل جایگزین در این مقاله، با بهره‌گیری از رابطه بین توان تفکیک پذیری دوربین و زاویه فراز محموله، متغیر نرخ تولید داده مبنای ایجاد مدل قرار داده شده است (رابطه (2))، نرخ تولید داده اثر مستقیم بر توان فرستنده و قطر آنتن دارد، بنابراین از آن در ایجاد مدل سطح پاسخ استفاده شده است. مرحله 4: در این مرحله، توان فرستنده و قطر آنتن برای نقاط آزمایش تعریف شده در مرحله 2 محاسبه می‌شود.

مرحله 5: در این مرحله، قیود مربوط به قطر آنتن و توان فرستنده ارزیابی میمشوند. پس از ارضاء این قیود، برای تقریب تابع اصلی از یک تابع چند جمله‌ای استفاده می‌شود. براین اساس ضرایب تابع تقریب تعیین می‌شوند. مرحله 6: مقادیر مربوط به تابع تقریب و تابع اصلی با استفاده از نقاط جدید طراحی که به‌صورت تصادفی تولید شده‌اند، ارزیابی می‌شوند. چنانچه خطا بیش از حد قابل قبول (بر اساس معیار R^2) باشد ضریب تقرب بین صفر و یک تغییر نموده و چنانچه نتیجه مطلوب حاصل نشود، تعداد نقاط آزمایش افزایش داده خواهد شد. این فرایند تا رسیدن به‌دقت مطلوب تکرار می‌شود. مدل ایجاد شده آنگاه در حلقه درونی جایگزین حلقه تکرار زیرسامانه مخابرات می‌شود. شکل 4 ارزیابی دقت مدل را برای نقاط طراحی انتخابی نشان می‌دهد.

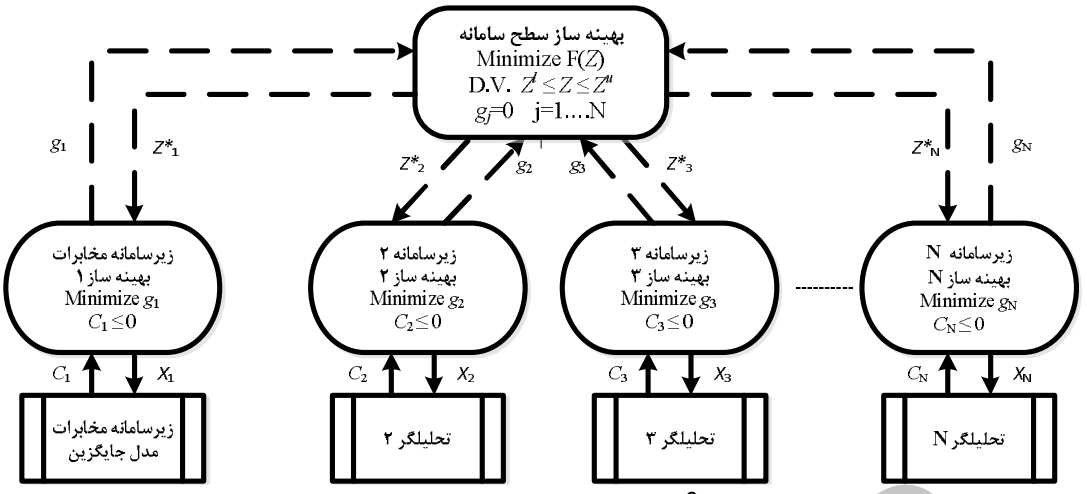
دقت مدل بر اساس معیار R^2 مطابق رابطه (19) سنجیده می‌شود:

$$R_{\text{Squre}} = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{N}(y_i - \hat{y}_i)}{\sum_{i=1}^{N}(y_i - \bar{y}_i)} \qquad (19)$$

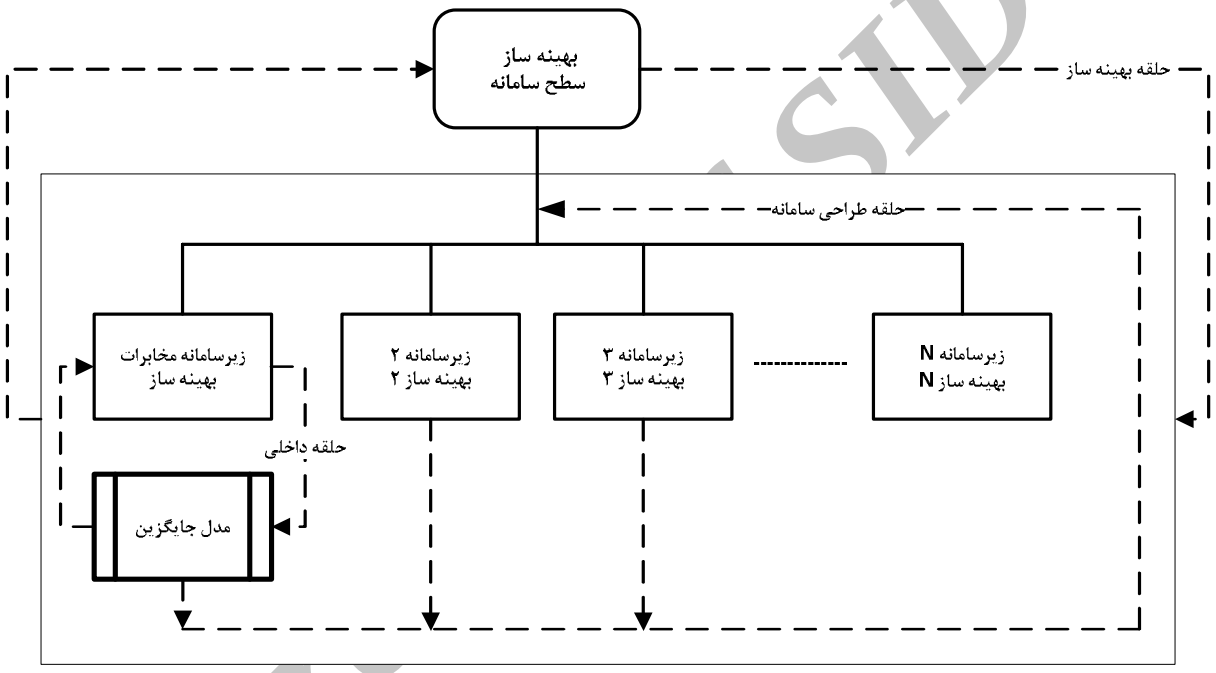
در رابطه مذکور y_i مقدار تابع تخمین، $\hat{y}_i$ مقدار تابع اصلی و $\bar{y}_i$ مقدار متوسط تابع در نقطه انتخابی i می‌باشد. با مقایسه مقادیر حاصله از مدل اصلی و شبه مدل به ازای نقاط طراحی انتخابی مقدار R^2 حدود 0/998 به‌دست آمد که دقت مناسبی بوده و برای این دقت، میانگین خطا حدود 2/7 درصد می‌باشد.

1- Large iteration-loops
2- Robustness
3- Response Surface Model (RSM)

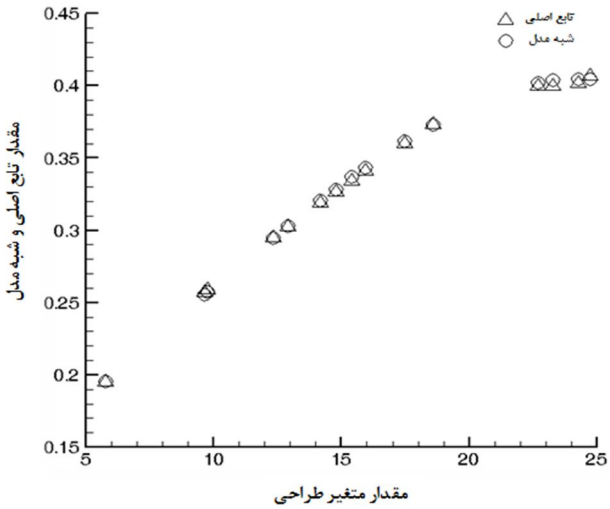
www.SID.ir
Archive of SID



شکل 2 نحوه پیاده سازی مسئله در چارچوب مشارکتی



شکل 3 حلقه‌های تکرار در بهینه‌سازی طراحی



شکل 4 مقایسه مقادیر حاصل از مدل اصلی و شبه مدل به ازای نقاط انتخابی برای متغیر طراحی

4- نتایج

در بخش 3 مسئله طراحی چند موضوعی فضاپیما تشریح و فرمول‌بندی مسئله در قالب یک مسئله بهینه‌سازی ارائه شد. آنگاه مسئله مورد تحقیق در چارچوب مشارکتی پیاده‌سازی شده و در ادامه با توجه به بالا بودن زمان محاسباتی اجرای مسئله در چارچوب مشارکتی، مدل سطح پاسخ به‌عنوان ابزاری توانمند در کاهش هزینه‌های محاسباتی با حفظ دقت ارائه شد.

در این بخش نتایج حاصله از حل مسئله بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیما با استفاده از مدل سطح پاسخ ارائه شده است. ابتدا مسئله بهینه‌سازی طراحی بدون به‌کارگیری مدل جایگزین، از روش متداول بهینه‌سازی یکپارچه و با استفاده از الگوریتم ژنتیک به‌عنوان بهینه‌ساز حل شد که نتایج در جدول 5 ارائه شده است.

در این مسئله تابع هدف، کمینه‌سازی جرم فضاپیما تحت قیود طراحی و سایر مشخصات ارائه شده در بخش 3 در نظر گرفته شده است. در ادامه مسئله مذکور در چارچوب مشارکتی پیاده‌سازی و حل شد که نتایج در جدول 6 ارائه شده است.

www.SID.ir

جدول 5 نتایج بهینه‌سازی طراحی با استفاده از روش AAO

	متغیرها/تابع هدف	نتایج حاصله از روش AAO
متغیرهای طراحی	X_1	88/6
	X_2	0/5
	X_3	آلومینیوم
	X_4	استوانه ای
	X_5	حسگر خورشیدی، حسگرمغناطیسی، GPS
	X_6	گشتاوردهنده مغناطیسی،چرخ واکنشی
	X_7	QHA
	X_8	FSK
	X_9	DET
	X_{10}	چند پیوندی
	X_{11}	لیتیم_ یون
	X_{12}	رنگ مشکی
تابع هدف	وزن فضاپیما(kg)	42/5

جدول 6 مقایسه نتایج حاصله از حل مسئله بهینه‌سازی طراحی با استفاده از چارچوب‌های AAO و CO

	گزینه ها/ چارچوب	AAO	CO
گزینه های فناوری	مواد سازه اصلی	آلومینیوم	آلومینیوم
	پیکربندی سازه	استوآن‌های	استوآن‌های
	حسگرهای تعیین وضعیت	حسگر خورشیدی، حسگرمغناطیسی، GPS	حسگر خورشیدی، حسگرمغناطیسی، GPS
	عملگرهای کنترل وضعیت	گشتاوردهنده مغناطیسی، چرخ واکنشی	گشتاوردهنده مغناطیسی، چرخ واکنشی
	نوع آنتن	QHA	QHA
	مدولاسیون	FSK	FSK
	روش تنظیم توان	DET	DET
	نوع سلول خورشیدی	چند پیوندی	چند پیوندی
	نوع باطری	لیتیم_ یون	لیتیم_ یون
	پوشش حرارتی	رنگ مشکی	تفلون
سطح سامانه	مشخصات سامانه	AAO	CO
	وزن فضاپیما (kg)	43/3	42/5
	توان تفکیک پذیری(m)	50	50

جدول 7 ارزیابی نتایج حاصله از حل مسئله بهینه‌سازی طراحی با استفاده از مدل جایگزین

زیرسامانه	جرم زیرسامانه		درصد خطا
	با استفاده از مدل جایگزین	بدون استفاده از مدل	
حرارت	0/845	0/847	0/2
تامین انرژی	8/730	8/90	1/93
مخابرات	9/930	10/59	6/6
تعیین و کنترل وضعیت	9/952	9/953	0
سازه	9/577	9/649	0/7
مدیریت داده و فرمان	3/863	3/891	0/7
محموله	0/710	0/799	7/8
نتایج	با مدل	بدون مدل	درصد خطا
تابع هدف	33/1	32/86	0/6
وزن فضاپیما(kg)	44/56	43/607	2/2
توان تفکیک پذیری(m)	50	50	0
زمان محاسبات (دقیقه)	5032	23012	

مقایسه نتایج تطابق قابل قبولی مابین نتایج حاصله از اجرای هر دو روش را نشان می‌دهد. مطابق آنچه در ابتدای همین بخش بیان شد، حل مسئله در چارچوب مشارکتی نیازمند صرف هزینه محاسباتی قابل توجهی است که لازم است با به‌کارگیری ابزار مناسب نسبت به رفع این مشکل اقدام نمود. بر همین اساس برای حذف حلقه تکرار موجود در محاسبات مربوط به زیرسامانه مخابرات (شکل 3) از مدل سطح پاسخ استفاده شده است. نتایج حاصل برای تخمین جرم هر زیرسامانه که در جدول 7 ارائه شده است علاوه بر تطابق قابل قبول نتایج، کاهش حدود پنج برابری در زمان محاسباتی را نشان می‌دهد.

5- نتیجه گیری

در این مقاله چارچوب بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیما مبتنی بر مدل جایگزین مورد مطالعه قرار گرفته و روش پیشنهادی برروی فضاپیمای مبنا با هدف کمینه‌سازی جرم فضاپیما پیاده‌سازی شد. بدین منظور ابتدا مدل طراحی مفهومی فضاپیما در قالب یک مسئله بهینه‌سازی با تابع هدف، قیود و پارامترهای طراحی مشخص سازماندهی شده و سپس مسئله طراحی در چارچوب بهینه‌سازی متداول (چارچوب AAO) پیاده‌سازی و حل شد. آنگاه مسئله طراحی متناسب با چارچوب بهینه‌سازی مشارکتی بازنویسی و با همان تابع هدف، قیود و پارامترهای طراحی بطور مجدد حل شد. مقایسه نتایج حاصل از هر دو روش در تطابق خوبی با یکدیگر قرار داشته و روش به‌کارگرفته شده را صحه‌گذاری نمود. در ادامه با توجه به وجود حلقه‌های محاسباتی متداخل در مسئله بهینه‌سازی تعریف شده و نیز زمانبر بودن فرایند محاسباتی در روش مشارکتی، از روش مدل جایگزین برای حذف یکی از حلقه‌های محاسباتی استفاده شد. در ایجاد مدل جایگزین بایستی به دو نکته انتخاب نقاط آزمایش و انتخاب تابع تقریب توجه نمود. در این تحقیق از روش حداقل مربعات متحرک بدین منظور استفاده شد. آنگاه تابع تقریب حاصله با استفاده از معیار R^2 ارزیابی شده و در مدل بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیما جایگزین حلقه محاسباتی مربوط به زیرسامانه مخابرات شد.

مدل نهایی بهینه‌سازی مشارکتی طراحی مفهومی با استفاده از مدل جایگزین با به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک به‌عنوان بهینه‌ساز اجرا شد. در حل این مسئله، اختلاف کمتر از 1 کیلوگرم برای جرم محاسبه شده در دو تکرار متوالی به‌عنوان معیار همگرایی در حلقه طراحی مفهومی تعریف شد. همچنین در الگوریتم ژنتیک معیارهای متداول نظیر تعداد دفعات تولید جمعیت (تعداد نسل) و میانگین میزان اختلاف مقادیر تابع هدف در تکرارهای آخر ملاک حصول جواب نهایی قرار گرفت. نتایج ارائه شده نشان می‌دهد که درجه بالایی از دقت و صحت در یک مدل بهینه‌سازی طراحی مفهومی فضاپیما مبتنی بر مدل جایگزین قابل حصول می‌باشد علاوه بر اینکه می‌توان زمان محاسباتی را به میزان قابل توجهی کاهش داد.

6- مراجع

[1] M. Mohammadian, A. Fereidoon, Multi objective optimization of sandwich panels using particle swarm algorithm, *Modares Mechanical Engineering,* Vol.14, No. 1, pp. 74-82, 2014. (In Persian)

[2] J. Sobieszczanski-Sobieski, Optimization by Decomposition: A Step from Hierarchic to Non-Hierarchic Systems, *Second NASA / Air Force Symposium on Recent Advances in Multidisciplinary Analysis and Optimization,* Hampton, VA, NASA – CP – 3031, 1988.

[3] I. Kroo, Distributed Multidisciplinary Design And Collaborative Optimization, *VKI lecture series on Optimization Methods & Tools for Multicriteria/Multidisciplinary Design,* November 15-19, 2004.

[4] J. Sobieszczanski-Sobieski, T. D. Altus, M. Phillips, R. Sandusky, Bi-level integrated system synthesis for concurrent and distributed processing, *AIAA Journal,* Vol. 41, No. 10, October 2003.

Archive of SID

www.SID.ir

[5] N. M. Alexandrov, R. M. Lewis, Analytical and Computational Aspects of Collaborative optimization, *National Aerospace and Space Administration, Langley Research Center,* Hampton, Virginia, April 2000.

[6] R. D. Braun, P. Gage, I. Kroo, Sobieski, Implementation and Performance Issues in Collaborative Optimization, In *6thAIAA/NASA/USAF/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization,* Bellevue, WA, 1996.

[7] M. Y. Ahmed, N. Qin, Surrogate-Based Aerodynamic Design Optimization: Use of Surrogates in Aerodynamic Design Optimization, *13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY*, ASAT- 13, May 26 – 28, 2009.

[8] R. H. Myers, A. Montgomery, *Response Surface Methodology, Process and Product Optimization Using Designed Experiments,* John Wiley and Sons, New York, NY. 2002.

[9] K. K. Choi, B. D. Youn, R. J. Yang, Moving least square method for reliability-based design optimization," In *Proc. 4th World Cong. Structural & Multidisciplinary Optimization,* Dalian, 2001.

[10] T. W. Simpson, T. M. Mauery, J. J. Korte, F. Mistree, Kriging Metamodels for Global Approximation in Simulation-Based Multidisciplinary Design Optimization, *AIAA Journal,* Vol. 39, No. 12, pp. 2233-2241, 2001.

[11] D. E. Rumelhart, B. Widrow, M. A. Lehr, The Basic Ideas in Neural Networks, *Communications of the ACM,* Vol. 37, No. 3, pp. 87-92, 1994.

[12] T. J. Ross, *Fuzzy Logic with Engineering Applications,* 2nd ed., John Wiley & Sons. New York, NY. 2004.

[13] D. B. McDonald, W. J. Grantham, W. L. Tabor, M. J. Murphy, Global and local optimization using radial basis function response surface models, *Applied Mathematical Modeling,* Vol. 31, pp. 2095–2110, 2007.

[14] 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.

[15] K. K. Choi, B. Youn, R. J. Yang, Moving Least Squares Method for Reliability-Based Design Optimization, *Fourth World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization,* Dalian, China, June 4-8, 2001.

[16] P. M. Zadeh, V. V. Toropov, A. S. Wood, Use of Moving Least Squares Method in Collaborative Optimization, *6th World Congresses of Structural and Multidisciplinary Optimization, Rio de Janeiro, Brazil,* 30 May - 03 June 2005.

[17] V. P. Raja, M. Ramu, P. R. Thyla, M. Gunaseelan, Application Of Metamodel Based On Classical And Space Filling Experimental Design In Design Optimization, *ANNALS OF FACULTY ENGINEERING HUNEDOARA – International Journal Of Engineering,* ISSN 1584-2665, 2011.

[18] T. Kumano, S. Jeong, S. Obayashi, Multidisciplinary Design Optimization of Wing Shape for a Small Jet Aircraft Using Kriging Model, *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,* Reno, Nevada, 9-12 January 2006.

[19] A. Jafarsalehi, P. M. Zadeh, M. Mirshams, Collaborative optimization of Remote Sensing Small Satellite Mission Using Genetic Algorithms, *IJST, Transaction of Mechanical Engineering,* Vol.36, No. M2, pp.117-128, 2012.

[20] J. R. Wertz and Larson, *Space Mission Analysis and Design*. In:3thed., Microcosm, Torrance, California, USA, 1999.

[21] R. D. Braun, I. M. Kroo, Development and Application of the Collaborative Optimization Architecture in a Multidisciplinary Design Environment, Multidisciplinary Design Optimization: State of the Art, edited by N. Alexandrov and M.Y. Hussaini, *Proceedings of the ICASE/NASA Langley Workshop on Multidisciplinary Design Optimization,* Hampton, Virginia, pp. 98-116, 1997.

[22] J. Allison, M. Kokkolaras, M. Zawislak, P. Y. Papalambros, On the Use of Analytical Target Cascading and Collaborative Optimization for Complex System Design, *6th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization Rio de Janeiro,* 30 May–03 June, Brazil 2005.

[23] J. Allison, *Complex System Optimization: A Review of Analytical Target Cascading, Collaborative Optimization, and Other Formulations,* A master's thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Mechanical Engineering in The University of Michigan 2004.

Archive of SID

www.SID.ir