Journal of Computational Methods in Engineering
Journal homepage: https://jcme.iut.ac.ir/
ISSN: 2228-7698 EISSN: 2423-5741

Original Article

Development of an Integrated Framework for Configuration Design of Composite Space Capsule

Hassan Naseh, Hadiseh Karimaei* and Mohammad Lesani Fadafan

Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran.

Abstract: In this study, the multidisciplinary design optimization of a space capsule was investigated, with a focus on structural material and geometric features. Design disciplines, including geometry, aerodynamics, trajectory, heating, and structure, were considered. To reduce the computational cost, surrogate models were created using the Kriging method, and multi-disciplinary optimization was performed with the single-level All-At-Once framework and a genetic algorithm. The single-objective problems included mass minimization, volumetric efficiency maximization, ballistic coefficient minimization, longitudinal static stability maximization, structural deformation minimization, internal volume maximization, structural frequency maximization, and structural buckling strength maximization. In addition, a dual-objective problem was defined to simultaneously optimize the two main objectives, namely mass and structural rigidity. These results were validated by flight testing of the on native capsule. The results showed that using carbon-epoxy composite as the shell material was preferable to other materials (6061 aluminum and glass-epoxy composite) in all structural optimizations. Furthermore, increasing the thickness of the layers by 5% improved the structural rigidity, and weight reduction of up to 8% was possible without any loss in mechanical performance. These results demonstrate that by choosing the correct geometry and adjusting the thickness of the layers, a more efficient design for lightweight and strong composites can be achieved. The proposed framework can be used as a practical guide in the design of future space capsules, reducing structural weight, increasing stability, and improving their overall performance

Keywords: Space capsule, Multidisciplinary optimization, Surrogate model, Carbon-epoxy composite, Glass-epoxy composite.

* Corresponding Author: karimaei@ari.ac.ir

How to Cite: Naseh Hassan, Karimaei Hadiseh, Lesani Fadafan Mohammad, Development of an integrated framework for configuration design of composite space capsule, Journal of Computational Methods in Engineering.

Copyright © 2025 Isfahan University of Technology, Published by Isfahan University of Technology press. This work is licensed under a Creative Commons Attribution-Noncommercial 4.0 International license (https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/). Non-commercial uses of the work are permitted, provided the original work is properly cited.

نشریه روش‌های عددی در مهندسی
صفحه خانگی نشریه: https://jcme.iut.ac.ir/
شاپا: ۷۶۹۸-۲۲۲۸ شاپا الکترونیکی: ۵۷۴۱-۲۴۲۳

مقاله پژوهشی

توسعه چارچوب یکپارچه برای طراحی پیکربندی کپسول فضایی کامپوزیتی

حسن ناصح، حدیثه کریمائی* و محمد لسانی فدافن

پژوهشگاه هوافضای وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده– در این مطالعه، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یک کپسول فضایی با تمرکز بر جنس سازه و ویژگی‌های هندسی مورد بررسی قرار گرفت. موضوعات طراحی شامل هندسه، آیرودینامیک، مسیر، گرمایش و سازه در نظر گرفته شدند. برای کاهش هزینه محاسباتی، مدل‌های جایگزین با استفاده از روش کریجینگ ایجاد شده و بهینه‌سازی چندموضوعی با چارچوب تک‌سطحی همه در یک مرحله و الگوریتم ژنتیک انجام شد. مسائل تک‌هدفه شامل کمینه‌سازی جرم، بیشینه‌سازی راندمان حجمی، کمینه‌سازی ضریب بالستیک، بیشینه‌سازی پایداری استاتیکی طولی، کمینه‌سازی تغییرشکل سازه‌ای، بیشینه‌سازی حجم داخلی، بیشینه‌سازی فرکانس سازه و بیشینه‌سازی مقاومت کمانشی سازه بودند. همچنین در تکمیل آن یک مسئله دوهدفه برای بهینه‌سازی هم‌زمان دو هدف اصلی یعنی جرم و صلابت سازه تعریف شد. این نتایج با آزمون پروازی کپسول بومی صحه‌گذاری شدند. نتایج نشان داد که استفاده از کامپوزیت کربن–اپوکسی به‌عنوان جنس پوسته، در تمام بهینه‌سازی‌های سازه‌ای بر سایر مواد (آلومینیوم ۶۰۶۱ و کامپوزیت شیشه–اپوکسی) برتری دارد. علاوه بر این، افزایش ضخامت لایه‌ها تا ۵٪ موجب بهبود صلابت سازه شد، و کاهش وزن تا ۸٪ بدون افت عملکرد مکانیکی امکان‌پذیر شد. نتایج نشان می‌دهد با انتخاب هندسه بهینه و تنظیم مناسب ضخامت لایه‌ها می‌توان به طراحی کارآمدتری برای کامپوزیت‌های سبک و مقاوم دست یافت. چارچوب پیشنهادی می‌تواند به‌عنوان یک راهنمای عملی در طراحی کپسول‌های فضایی به کار رود و با کاهش وزن سازه، افزایش پایداری و بهبود عملکرد کلی آن‌ها همراه باشد.

واژه‌های کلیدی: کپسول فضایی، بهینه‌سازی چندموضوعی، مدل جایگزین، کامپوزیت کربن–اپوکسی، کامپوزیت شیشه–اپوکسی

*: نویسنده مسئول، رایانامه: karimaei@ari.ac.ir

حق انتشار این مستند، متعلق به دانشگاه صنعتی اصفهان است. ۱۴۰۳ ©.
این مقاله تحت گواهی زیر منتشر شده و هر نوع استفاده غیرتجاری از آن مشروط بر استناد صحیح به مقاله و با رعایت شرایط مندرج در آدرس زیر مجاز است:
Creative Commons Attribution-Noncommercial 4.0 International license (https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/).

فهرست علائم

سطح مرجع پسا	A_{ref}	ضریب اطمینان	SF
ضریب پسا	C_D	شعاع سپر حرارتی	R
ضریب برآ	C_L	ضریب تعیین	R^2
ضریب گشتاور پیچ	C_m	ریشه میانگین مربعات خطای نسبی	$RRMSE$
قطر بیشینه	D	شعاع جانبی	r
قطر کمینه	d	شعاع زمین	R_E
تغییرشکل سازه‌ای بیشینه	Def	ضخامت پوسته	t_f
مدول یانگ	E	دمای دیواره آدیاباتیک	T_{aw}
فرکانس طبیعی اول سازه	f	دمای دیواره	T_w
نیروی اعمالی	$F_{applied}$	سرعت	V
نیروی کمانش بحرانی	$F_{critical}$	حجم داخلی کپسول	Vol
نیروی پسا	F_D	مختصه طولی مرکز جرم	X_{CG}
نیروی برآ	F_L	مختصه طولی مرکز فشار	X_{CP}
شتاب جاذبه	g	مختصه ارتفاع	z
ارتفاع پروازی	h	زاویه حمله	α
طول کپسول	L	زاویه مسیر پرواز	γ
ضریب اطمینان کمانشی	LM	نسبت پواسون	ε
جرم کل کپسول	M	راندمان حجمی	η_v
جرم تجهیزات کپسول	$M_{equipment}$	زاویه نیم‌مخروط	θ
جرم سازه کپسول	M_{str}	چگالی هوا	ρ
عدد ماخ	$Mach$	چگالی آلومینیوم	ρ_{Al}
جرم سپر حرارتی	M_{TPS}	مؤلفه‌های تانسور تنش	σ_{ij}
ضریب بار	n	مقاومت کششی نهایی	σ_{UTS}
تعداد لایه‌های کامپوزیتی	Nol	تنش معادل فون‌میزز	$\sigma_{von\text{-}mises}$
شار حرارتی نقطه سکون	q	تنش تسلیم	σ_{Yield}
حاشیه پایداری استاتیکی	SM	پارامتر جاذبه استاندارد زمین	$\boldsymbol{\mu}$

۱- مقدمه

مواد کامپوزیتی به دلیل نسبت بالای استحکام به وزن، پایداری ابعادی (حفظ اندازه و شکل در شرایط مختلف بارگذاری) و قابلیت طراحی جهت‌مند خواص مکانیکی، نقش مهمی در سازه‌های فضایی دارند. این مواد نه‌تنها وزن سبک‌تری نسبت به فلزات دارند، بلکه با بهینه‌سازی ساختار داخلی و ترکیب مواد می‌توانند عملکرد بهتری در برابر بارهای حرارتی و مکانیکی ارائه

کنند. این رویکرد؛ طراحی کپسول‌های آینده را به سوی استفاده از کامپوزیت‌ها و توسعه سازه‌های چندمنظوره سوق می‌دهد (۱-۲). پوسته و اجزای سازه فضاپیما باید تحت بارهای دینامیکی، شرایط خلأ و چرخه‌های حرارتی شدید عملکرد قابل‌اعتماد داشته باشند (۳). تحقیقات نشان داده‌اند که کامپوزیت‌های ماتریس غیرپلیمری و الیاف پلیمری پیشرفته می‌توانند وزن سازه را کاهش داده و مقاومت حرارتی و پایداری ابعادی را بهبود دهند. این ویژگی‌ها برای عملکرد مطمئن سازه‌ها در فضا حیاتی هستند (۵-۴). استفاده از این مواد در پنل‌ها و بدنه‌های سبک، امکان بهینه‌سازی عملکرد و افزایش ظرفیت بار مفید را فراهم می‌کند (۶). یکی از مطالعات مهم اخیر، توسعه چارچوب‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی است که تحلیل سازه، آیرودینامیک، حرارت و سایر الزامات را به‌صورت یکپارچه در طراحی سازه‌های کامپوزیتی فضایی پوشش می‌دهد. کاربرد روش‌های عددی پیشرفته و تحلیل پایداری و کمانش نیز در طراحی سازه‌های بزرگ فضایی اهمیت بالایی دارد (۷). علاوه بر این، به‌کارگیری شبکه‌های عصبی امکان بهبود فرایند بهینه‌سازی و کاهش زمان محاسباتی در طراحی سازه‌های مرکب را فراهم کرده است (۸).

گراستاتارو و همکاران (۹) یک سازه کامپوزیتی را برای ماهواره فورته[1] توسعه دادند تا وزن سبک و پایداری مکانیکی بالا فراهم شود. آنها از کامپوزیت پلیمر تقویت‌شده با الیاف کربن و طراحی لایه‌ای برای بهینه‌سازی استحکام و سفتی سازه استفاده کردند. نتایج نشان داد که این ساختار کامپوزیتی می‌تواند عملکرد سازه‌ای مناسب در شرایط پرتاب و مداری را حفظ کند. هریس و همکاران (۱۰) یک ارزیابی جامع از طراحی و ساخت سازه‌های کامپوزیتی هوافضا ارائه داده‌اند. این مطالعه روش‌های پیشرفته طراحی، فرایندهای تولید و چالش‌های مهندسی در استفاده از کامپوزیت‌ها را بررسی می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که کاربرد این مواد منجر به کاهش وزن، بهبود عملکرد مکانیکی و افزایش قابلیت اعتماد سازه‌ها در هوافضا می‌شود. سایراجان و نایر (۱۱) یک سازه پایه کامپوزیتی کم‌جرم و پایدار ابعادی برای فضاپیما طراحی کرده‌اند که مقاومت و سفتی بالایی را تأمین می‌کند. آنها از روش اجزای محدود[2] برای بررسی پاسخ سازه تحت بارهای استاتیکی و حرارتی استفاده کردند. نتایج نشان داد که این طراحی وزن سازه را کاهش داده و پایداری ابعادی را در محیط فضا حفظ می‌کند.

آدمی و همکاران (۱۲) به بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پیکربندی کپسول واردشونده به جو با هدف به‌حداقل‌رساندن هزینه مأموریت، پرداختند. موضوعات طراحی شامل مسیر، ترمودینامیک، آیرودینامیک، سازه، سیستم حفاظت حرارتی[3] و پیشرانش مداری برای بهینه‌سازی پارامترهای پیکربندی کپسول دو مخروطی بود. چارچوب همه در یک مرحله[4] توسعه یافت و از الگوریتم ژنتیک[5] برای بهینه‌سازی استفاده گردید. نتایج حاکی از آن است که انتخاب نوع پیکربندی مخروطی کپسول به‌طور مستقیم توسط قید پایداری آیرودینامیکی محدود می‌شود. از سوی دیگر، کاهش ضخامت سپر حرارتی تنها تا حدی امکان‌پذیر است که شار حرارتی جذب‌شده از مقدار مجاز فراتر نرود. گاری و همکاران (۱۳) به بررسی تحلیل سازه‌ای سپر حرارتی کپسول اورایون در فاز ورود به جو پرداختند که جنس آن از پلیمر تقویت‌شده با الیاف کربن انتخاب شده بود. نتایج با جنس‌های متداول دیگر نظیر کامپوزیت کربن-کربن، کامپوزیت زمینه فلزی و آلیاژ تیتانیوم از نظر صلابت سازه‌ای (کمترین تغییرشکل کل) مقایسه شد. نتایج نشان داد که کامپوزیت موردنظر در دماهای بالای ۲۰۰۰ درجه سانتی‌گراد مقاومت بالایی در برابر ضربه و فشار از خود نشان می‌دهد. از طرفی کمترین تغییرشکل کل به ترتیب مربوط به پلاستیک تقویت‌شده با الیاف کربن، کربن تقویت شده با الیاف کربن، آلیاژ تیتانیوم و در انتها کامپوزیت زمینه فلزی بود.

رائو و همکاران (۱۴) بهینه‌سازی طراحی و مواد پوسته کپسول بازگشتی اورایون را برای افزایش عملکرد سازه‌ای بررسی کردند. آنها از روش‌های عددی و تحلیل اجزای محدود برای بررسی تنش و سفتی سازه استفاده کردند. نتایج نشان داد که انتخاب کامپوزیت‌های مختلف (مانند شیشه-اپوکسی و کربن-اپوکسی) و پارامترهای

هندسی می‌تواند تأثیر قابل‌توجهی بر کاهش کرنش، تنش و تغییر شکل در پوسته‌ی کپسول داشته باشد و می‌تواند مقاومت سازه‌ای را بهبود و وزن پوسته را کاهش دهد. فتحی و مجیبی (۱۵) یک چارچوب طراحی برای بهینه‌سازی مسیر بازگشت یک وسیله پرتابی فضایی قابل استفاده مجدد[۶] با استفاده از الگوریتم ژنتیک مرتب‌سازی نامغلوب[۷] معرفی کردند. هدف این مطالعه، شناسایی یک مسیر بهینه بود که الزامات و محدودیت‌های کنترلی و سازه‌ای را ارضا و ضخامت ایده‌آل پوسته بدنه و سیستم حفاظت حرارتی را تعیین کند. بوروانکار و همکاران (۱۶) یک چارچوب یکپارچه چندموضوعی برای بهینه‌سازی سازه‌های فضایی معرفی کرده‌اند که تحلیل‌های سازه‌ای، حرارتی و آکوستیک را در یک فرایند ترکیبی لحاظ می‌کند. این روش با استفاده از پارامترهای لایه‌بندی و برنامه‌ریزی صحیح مختلط، طراحی سازه‌های مرکب را بهینه کرده و فضای طراحی را ساده می‌کند. نتایج نشان می‌دهد که این رویکرد می‌تواند وزن و عملکرد سازه‌ها تحت شرایط پرتاب و مداری را بهبود بخشد.

با وجود مطالعات پیشین در زمینه طراحی و تحلیل سازه‌ای کپسول‌های فضایی، بیشتر پژوهش‌ها به بررسی تک‌بعدی جنس سازه یا هندسه محدود شده و تأثیر هم‌زمان پارامترهای هندسی، آیرودینامیکی و سازه‌ای بر عملکرد کلی کپسول به‌طور جامع مورد توجه قرار نگرفته است. همچنین، کاربرد مدل‌های جایگزین برای کاهش هزینه‌های محاسباتی در بهینه‌سازی چندموضوعی سازه‌ها هنوز محدود است. مطالعه حاضر با تمرکز بر کامپوزیت کربن–اپوکسی و شیشه–اپوکسی به‌عنوان جنس سازه و استفاده از مدل جایگزین در چارچوب بهینه‌سازی تک‌سطحی همه در یک مرحله با الگوریتم ژنتیک، خلأ مذکور را پر می‌کند. نوآوری اصلی پژوهش در ترکیب هم‌زمان بهینه‌سازی هندسه، مسیر، گرمایش و سازه و بررسی جامع کامپوزیتی بودن کپسول است. این رویکرد می‌تواند راهنمای طراحان در ساخت کپسول‌های باز ورود به جو که هم سبک و هم مقاوم هستند، باشد و با این حال به بهبود پایداری و عملکرد سازه‌ای کپسول‌های فضایی کمک کند.

۲- تعریف مسئله و چارچوب بهینه‌سازی

مأموریت‌های کپسول‌های فضایی طیف وسیعی دارند و شامل سفینه‌های مداری، مدارگردها و کپسول‌های زیرمداری می‌شوند. در مطالعه حاضر، تمرکز بر سناریوی زیرمداری است، زیرا این سناریو فرصت مناسبی برای بررسی دقیق بازگشت کپسول و تحلیل‌های سازه‌ای فراهم می‌کند.

شکل ۱ مسیر مأموریت کپسول موردنظر را از لحظه پرتاب تا ورود به جو و فرود بر زمین نشان می‌دهد. در طراحی و بهینه‌سازی چندموضوعی این کپسول، تمام فازهای پرواز اهمیت دارند، اما در این مطالعه تمرکز اصلی بر فاز بازگشت قرار گرفته است. این فاز شامل تعامل پیچیده بین پارامترهای هندسی، آیرودینامیکی، حرارتی و سازه‌ای کپسول است و نیازمند ارزیابی هم‌زمان عملکرد مواد و شکل هندسی سازه است. استفاده از چارچوب همه در یک مرحله همراه با مدل جایگزین امکان تحلیل سریع و بهینه‌سازی هم‌زمان این پارامترها را فراهم می‌کند. به این ترتیب، مطالعه حاضر نه‌تنها بر طراحی و عملکرد کپسول‌های زیرمداری تمرکز دارد، بلکه راهکاری عملی برای بهینه‌سازی مواد و هندسه سازه‌ای در فاز بازگشت ارائه می‌دهد که می‌تواند در طراحی نسل آینده کپسول‌های فضایی سبک، مقاوم و پایدار مفید باشد.

با نگاهی به شمایل کپسول‌های فضایی جدید در دنیا، مشخص است که بیشتر آن‌ها دارای شمایل کره–مخروط هستند. پیکربندی موردمطالعه، یک پیکربندی بلانت است. در **شکل ۲** هندسه پارامتریک کپسول فضایی مورد مطالعه، نشان داده شده است. این هندسه با هفت پارامتر هندسی شامل طول کل کپسول، قطر بزرگ کپسول، زاویه نیم‌مخروطی، شعاع سپر حرارتی، قطر کوچک، شعاع جانبی و ضخامت پوسته (با فرض یکنواختی) تعریف می‌شود.

برای دستیابی به یک هندسه معنادار باید رابطه (۱) بین متغیرهای طراحی برقرار باشد. همچنین تابع راندمان حجمی

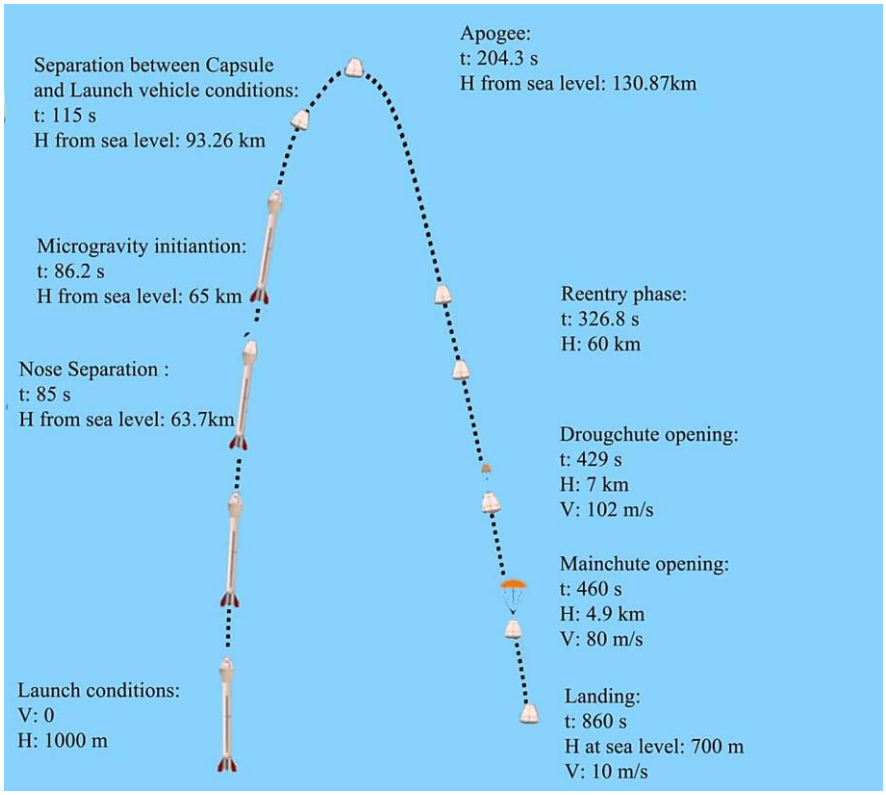


Fig. 1. Suborbital flight profile of the capsule

شکل ۱. پروفایل پرواز زیرمداری کپسول

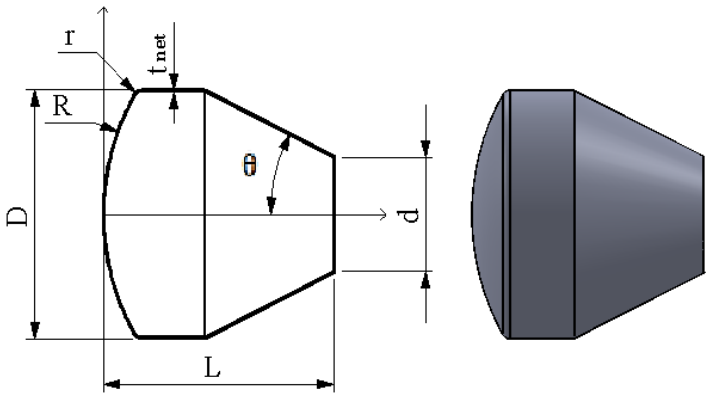


Fig. 2 . Parametric geometry of the re-entry capsule

شکل ۲. هندسه پارامتریک کپسول بازگشتی

(۱۷) به‌عنوان یکی از توابع هدف موضوع هندسه به صورت رابطه (۲) تعریف می‌شود که مربوط به طراحی هندسه برای بهترین جانمایی است. به این ترتیب، بیشینه‌سازی راندمان حجمی با توجه به رابطه (۲) منجر به بهترین چیدمان تجهیزات در داخل کپسول زیستی می‌شود.

$$L - R - \frac{D-d}{2\tan\theta} + \sqrt{R^2 - (\frac{D}{2})^2} \geq r \qquad (۱)$$

$$\eta_v = \frac{6 \times V\sqrt{\pi}}{S^{3/2}} \qquad (۲)$$

جدول ۱. حدود مجاز متغیرهای طراحی

Table 1. Allowable ranges of the design variables

ردیف	متغیر بهینه‌سازی	یکا	کران پایین	کران بالا	توضیحات
۱	طول کل، L	(mm)	۱۰۰۰	۲۰۰۰	پیوسته و مستقل
۲	قطر بزرگ کپسول، D	(mm)	۱۰۰۰	۲۰۰۰	پیوسته و مستقل
۳	زاویه نیم‌مخروطی، ϑ	(°)	۵	۸۰	پیوسته و مستقل
۴	شعاع سپر حرارتی، R	(mm)	۱۰۰۰	۲۰۰۰	پیوسته و مستقل
۵	قطر کوچک، d	(mm)	۴۰۰	۸۰۰	پیوسته و مستقل
۶	شعاع جانبی سپر حرارتی، r	(mm)	۱۰	۱۰۰	پیوسته و مستقل
۷	ضخامت تک‌لایه کامپوزیتی، t_f	(mm)	۰/۱۸	۰/۲۵	۰/۲۵, ۰/۱۸، مستقل
۸	تعداد لایه‌های کامپوزیت، Nol	–	۱	۴	۴, ۳, ۲, ۱، مستقل
۹	ضخامت کل پوسته سازه‌ای، t_{net}	(mm)	۳	۱۲	$t_{net}=12\times t_f\times Nol$ ، وابسته
۱۰	جنس	آلومینیوم6061-T6			
		کامپوزیت کربن–اپوکسی با لایه‌چینی			$[0/45/0/-45/0/90]_s$
		کامپوزیت شیشه–اپوکسی با لایه‌چینی			$[0/45/0/-45/0/90]_s$

جدول ۱ حدود مجاز متغیرهای طراحی را بر اساس الزامات مأموریت و پایگاه داده کپسول بومی موجود نشان می‌دهد. این دامنه فضای طراحی را تعریف می‌کنند.

روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی با درنظرگرفتن اینکه چگونه هر متغیر بر هر موضوعی از فرایند بهینه‌سازی چندموضوعی تأثیر می‌گذارد، یک بهینه‌سازی جامع و مؤثر را تضمین می‌کند (۱۸). طراحی بهینه چندموضوعی در صنایع مختلف معمولاً در سه فاز شامل طراحی مفهومی، طراحی اولیه و طراحی دقیق قابل استفاده است (۱۹). طراحی و پیکربندی کپسول فضایی واردشونده به جو یک فرایند پیچیده و چندموضوعی است که باید تمام ملاحظات و جنبه‌های فنی و پیکربندی به طور موازی در طول فرایند طراحی در نظر گرفته شوند. برای دستیابی به طراحی بهینه کپسول‌های فضایی زیرمداری، لازم است یک چارچوب طراحی چندموضوعی ایجاد شود که بتواند هم‌زمان پارامترهای هندسی، آیرودینامیکی، حرارتی و سازه‌ای را مدنظر قرار دهد. با توجه به گستردگی محاسبات، پردازش داده‌ها و پیچیدگی مسئله، از چارچوب بهینه‌سازی همه در یک مرحله استفاده می‌شود تا در طول مرحله طراحی مفهومی سطح مطلوبی از دقت و کارایی حاصل گردد. در این چارچوب، مسائل تک‌هدفه محدود به یافتن یک پاسخ بهینه هستند، درحالی‌که مسائل چندموضوعی امکان بررسی تعادل بین اهداف متضاد مانند کاهش وزن، افزایش صلابت و بهبود حاشیه پایداری را فراهم می‌کنند. برای حل این مسائل پیچیده، الگوریتم‌های ژنتیک به‌عنوان ابزاری مؤثر در جستجوی فضای طراحی و یافتن مجموعه‌ای از پاسخ‌های بهینه مورداستفاده قرار می‌گیرند.

ماتریس طراحی بهینه چندموضوعی و ارتباط داده بین موضوعات آن در **Fig. 3. Multidisciplinary design optimization matrix of the capsule considering configuration and structural disciplines** **شکل ۳** نشان داده شده است. این ماتریس نه‌تنها مسیر جریان داده‌ها و ارتباط بین متغیرهای ورودی و خروجی مسئله بهینه‌سازی را روشن می‌کند، بلکه امکان ادغام مدل‌های جایگزین برای کاهش هزینه محاسباتی را نیز فراهم می‌آورد. به این ترتیب، چارچوب پیشنهادی می‌تواند راهکارهای طراحی عملی برای بهینه‌سازی هم‌زمان هندسه، سازه و مواد کپسول‌های فضایی ارائه دهد (۲۰).

در این بخش، برای پیاده‌سازی روش طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی کپسول زیستی، ابتدا مدل‌های

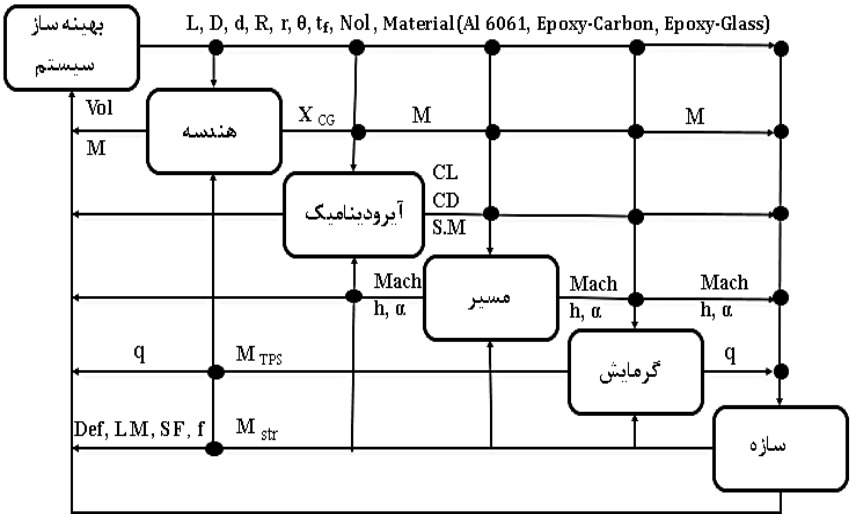


Fig. 3 . Multidisciplinary design optimization matrix of the capsule considering configuration and structural disciplines

شکل ۳. ماتریس طراحی بهینه چندموضوعی کپسول با موضوعات پیکربندی و سازه

جایگزین برای موضوعات استخراج می‌شوند. گام بعدی، پیاده‌سازی چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی مطابق **Fig. 3**.

Multidisciplinary design optimization matrix of the capsule considering configuration and structural disciplines

شکل ۳ است. برای ارتباط موضوعات طراحی در نرم‌افزار انسیس از ماژول انسیس اپتی‌اسلنگ[۸] استفاده شده است. در این فرآیند، نرم‌افزار متلب قابلیت فراخوانی در محیط اپتی‌اسلنگ را دارد. همچنین برای کد ام دی[۹]، ابتدا مدل‌های جایگزین ضرایب ساخته شده و سپس صرفاً همین مدل‌های جایگزین در نرم‌افزار انسیس کدنویسی شده است. برای بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک نیز از ماژول بهینه‌سازی برنامه انسیس اپتی‌اسلنگ استفاده شده است. نوآوری اصلی این پژوهش در تمرکز بر جنس سازه کامپوزیت کربن–اپوکسی به‌عنوان متغیر طراحی و به‌کارگیری بهینه‌سازی هم‌زمان هندسه، مسیر، گرمایش و پارامترهای سازه‌ای در یک مرحله با الگوریتم ژنتیک است. برخلاف مطالعه‌های پیشین که بیشتر به مواد سنتی مانند آلومینیوم یا مسائل تک‌هدفه محدود بوده‌اند، این مطالعه با استفاده از مدل جایگزین، هزینه محاسباتی را کاهش داده و سرعت شبیه‌سازی را افزایش می‌دهد. تمرکز بر کامپوزیت کربن–اپوکسی امکان بررسی سازه‌های سبک، مقاوم و پایدار با تحمل فشار و دمای بالا در فاز ورود به جو را فراهم می‌کند و ترکیب هم‌زمان پارامترهای هندسی و سازه‌ای، امکان یک طراحی مناسب و عملیاتی برای کپسول‌های باز ورود به جو را ایجاد می‌کند. این رویکرد خلأ مطالعات پیشین را پر کرده و پایه‌ای برای طراحی بهینه کپسول‌های فضایی سبک، مقاوم و پایدار فراهم می‌کند.

۳- مدل‌سازی موضوعات طراحی

در **Fig. 3**. **Multidisciplinary design optimization matrix of the capsule considering configuration and structural disciplines**

شکل ۳، تعداد ۵ موضوع اصلی در طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی کپسول زیستی مشخص شده‌اند. موضوعات طراحی شامل هندسه، آیرودینامیک، مسیر، گرمایش و سازه هستند. در ابتدا با توجه به حدود مجاز متغیرهای طراحی (همان متغیرهای

هندسی تعیین‌کننده پیکربندی کپسول)، ساختار بهینه‌سازی‌ها ایجاد می‌شوند و در بخش بعدی برای تولید مدل‌های جایگزین مورداستفاده قرار می‌گیرند. در نهایت، به کمک چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی همه در یک مرحله، بهینه‌سازی به کمک الگوریتم ژنتیک انجام می‌گیرد. در ادامه، ضمن معرفی هر یک از موضوعات طراحی، قیود و الزامات متغیرهای طراحی معرفی و در پیاده‌سازی چارچوب بهینه‌سازی مورداستفاده قرار می‌گیرند.

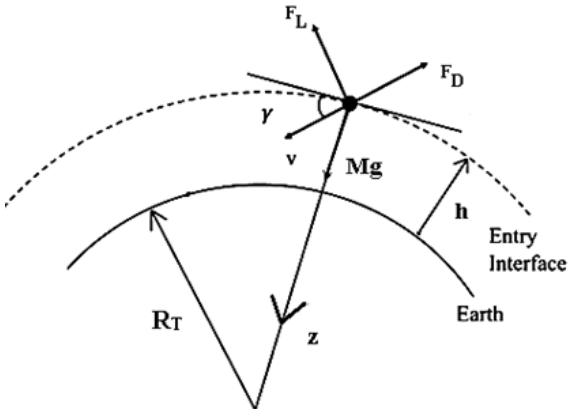


Fig. 4 . Free-body diagram of the capsule during atmospheric reentry (26)

شکل ۴. دیاگرام آزاد کپسول در ورود به جو (۲۶)

در ادامه، برای اعتبارسنجی نتایج این کد، چندین اجرا در نرم‌افزار فلوئنت انجام شد. همچنین، با توجه به دردسترس‌بودن داده‌های پروازی (تله‌متری) کپسول بومی، نتایج فلوئنت با داده‌های تله‌متری کالیبره شدند. نتایج این کد بر مبنای نتایج کالیبره‌شده دینامیک سیالات محاسباتی با داده‌های آزمون پروازی اصلاح و اعتبارسنجی گردید و در پایان، مدل‌های جانشین نهایی برای ضرایب آیرودینامیکی استخراج شد. همچنین فرض شده است که مختصات طولی مرکز جرم کپسول زیستی با مرکز حجم کپسول منطبق است. این فرض در فاز طراحی مفهومی و استخراج شمایل خارجی پیکره، با توجه به عدم دسترسی به جانمایی تجهیزات داخلی و جرم آنها، در نظر گرفته می‌شود. مختصات عرضی مرکز جرم نیز ۵ درصد قطر بزرگ کپسول در نظر گرفته شده است. توابع حاشیه پایداری طولی[۱۰] (۲۲) و ضریب بالستیکی (۲۳) که به ترتیب در روابط (۳) و (۴) تعریف شده‌اند، به‌عنوان موضوع آیرودینامیک مدل‌سازی شده‌اند.

$$SM = \frac{X_{CP} - X_{CG}}{L} \quad (۳)$$

$$BC = \frac{M}{C_D A} \quad (۴)$$

۳-۲- مسیر پروازی

برای شبیه‌سازی فاز بازگشت به جو کپسول، یک کد سه درجه آزادی در نرم‌افزار متلب توسعه داده شده است. معادلات فاز ورود به جو در رابطه (۵) نشان داده شده است (۲۴). همچنین شتاب گرانشی طبق رابطه (۶) محاسبه شده است. تعریف ارتفاع کپسول در سیستم مختصات در رابطه (۷) بیان شده است. Fig. 4 **Free-body diagram of the capsule during atmospheric reentry (26)**

۳-۱- آیرودینامیک

برای مدل‌سازی موضوع آیرودینامیک و استخراج ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری، از کد ام دی (۲۱) استفاده شده است.

شکل ۴ شماتیک مختصات کپسول در بازگشت به جو را نشان می‌دهد.

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \\ \dot{V} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V\cos(\gamma) \\ V\sin(\gamma) \\ \frac{F_D}{M} - (g + Acc_{ct})\sin(\gamma) \\ \frac{1}{V}(-\frac{F_L}{M} + (g + Acc_{ct})\cos(\gamma)) \end{pmatrix} \quad (۵)$$

$$g = \frac{\mu}{(R_E + h)^2} \quad (۶)$$

$$h = -z \quad (۷)$$

ضریب بار وارد بر کپسول طبق رابطه (۸) محاسبه می‌شود(۲۵).

$$n = \frac{\sqrt{{F_D}^2 + {F_L}^2}}{Mg} \quad (۸)$$

۳-۳- گرمایش

مفهوم بدنه بلانت که برای اولین‌بار توسط هاروی آلن در سال ۱۹۵۳ ارائه شد، فضاپیماها را قادر ساخت تا به طور ایمن از جو متراکم زمین عبور کنند. برای محاسبه شار حرارتی نقطه سکون از رابطه (۹) استفاده شده است (۲۵). ضمناً از کامپوزیت سیلیکا-فنولیک به‌عنوان عایق حرارتی استفاده شده است که خواص حرارتی آن در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲. خواص حرارتی عایق کامپوزیت سیلیکا-فنولیک (۲۷)

Table 2. Thermal properties of the silica–phenolic composite insulation (27)

دما (K)	چگالی (kg/m^3)	ظرفیت حرارتی ویژه (J/kg·K)	ضریب هدایت گرمایی (W/m·K)
۲۲۷/۷۸	۱۷۴۲/۵۲	۵۹۴/۵	۰/۶۱۷
۲۹۴/۴۴	۱۷۴۲/۵۲	۷۸۲/۹	۰/۶۲۹
۴۲۲/۲۲	۱۷۴۲/۵۲	۱۰۶۷/۶	۰/۶۳۶
۶۴۴/۴۴	۱۷۴۲/۵۲	۱۲۸۵/۳۰	۰/۶۴۲
۸۳۳/۳۳	۱۷۴۲/۵۲	۱۳۹۰/۱	۰/۶۴۲
۱۱۱۱/۱۱	۱۷۴۲/۵۲	۱۴۸۶/۶	۰/۶۴۲

جدول ۳. خواص مکانیکی بدنه فلزی کپسول (۲۸)

Table 3. Mechanical properties of the metallic capsule body (28)

جنس	هدایت حرارتی (W/m·K)	ظرفیت حرارتی (J/kg·K)	چگالی (kg/m^3)	انبساط حرارتی $\times 10^{-6}\,K^{-1}$	مدول یانگ (GPa)	تنش تسلیم (MPa)	ضریب پواسون	دمای ذوب (°C)
آلومینیوم-6061 T6	۱۶۲	۹۱۷	۲۷۰۳	۲۲/۴	۶۹/۷	۲۷۷/۷	۰/۳۳	۵۸۲–۶۵۲

$$q = 1.83 \times 10^{-4} \times V^3 \times (1 - \frac{T_w}{T_{aw}})\sqrt{\frac{\rho}{R}} \quad (۹)$$

۳-۴- سازه

برای مدل‌سازی موضوع سازه کپسول زیستی از روش اجزای محدود در نرم‌افزار انسیس ورک‌بنچ[11] استفاده شده است. در این مدل‌سازی کلیه بارها در طول مسیر، اعم از آیرودینامیکی و شتاب‌ها در نقطه بحرانی مسیر، شناسایی شده و به سازه اعمال شده‌اند. بدین منظور در نرم‌افزار انسیس ورک‌بنچ از سه ماژول

استاتیک استراکچرال[12]، مودال[13] و باکلینگ[14] استفاده شده است. ضریب اطمینان تنش استاتیکی و ضریب بار کمانشی به ترتیب در روابط (۱۱) و (۱۲) تعریف شده‌اند. تحلیل‌های اجزای محدود در این پژوهش شامل تحلیل استاتیکی سازه، تحلیل مودال و کمانش است که تنش معادل فون‌میزز (رابطه ۱۰)، حداکثر تغییر شکل سازه‌ای، اولین فرکانس طبیعی پوسته و ضریب بار کمانشی کپسول را محاسبه می‌کنند. برای جنس پوسته بدنه کپسول سه ماده شامل، آلومینیوم ۶۰۶۱ -T6، کامپوزیت کربن–اپوکسی و کامپوزیت شیشه–اپوکسی در نظر گرفته شده است که خواص مکانیکی فلز آلومینیوم ۶۰۶۱ در جدول ۳ و خواص دو ماده کامپوزیتی در جدول ۴ بیان شده است. تحلیل‌های سازه‌ای در این پژوهش با لحاظ نمودن دمای سازه تا ۳۷۳ کلوین بر روی خواص مکانیکی مواد، انجام پذیرفته است. برای موضوع سازه کامپوزیتی دو متغیر از طراحی کامپوزیتی شامل تعداد لایه‌های کامپوزیتی و ضخامت هر لایه، به مسئله بهینه‌سازی اضافه گردید.

$$\sigma_{von-mises} = \sqrt{\begin{matrix}0.5[(\sigma_{11}-\sigma_{22})^2+(\sigma_{22}-\sigma_{33})^2+\\(\sigma_{33}-\sigma_{11})^2\\+6({\sigma_{12}}^2+{\sigma_{23}}^2+{\sigma_{13}}^2)]\end{matrix}} \quad (۱۰)$$

$$S.F = \frac{\sigma_{Yield}}{\sigma_{von-mises}} \quad (۱۱)$$

$$L.M = \frac{F_{critical}}{F_{applied}} \quad (۱۲)$$

جدول ۴. خواص مکانیکی بدنه کامپوزیتی کپسول (۲۹)

Table 4. Mechanical properties of the composite capsule body (29)

$[0/45/0/-45/0/90]_s$ شیشه–اپوکسی				
واحد	جهت ضخامت	جهت عمود بر الیاف	جهت الیاف	ویژگی
µm/m·°C	۴۵	۴۵	۱	ضریب انبساط حرارتی
GPa	۱۰	۱۰	۴۵	مدول یانگ
-	۰/۳	۰/۴	۰/۳	ضریب پواسون
GPa	۵	۳/۸۵	۵	مدول برشی
MPa	۳۵	۳۵	۱۱۰۰	مقاومت کششی
MPa	−۱۲۰	−۱۲۰	−۶۷۵	مقاومت فشاری
W/m·K	۰/۳	۰/۳	۱/۳	ضریب هدایت حرارتی
kg/m³		۲۰۰۰		چگالی
$[0/45/0/-45/0/90]_s$ (230 GPa)کربن–اپوکسی				
واحد	جهت ضخامت	جهت عمود بر الیاف	جهت الیاف	ویژگی
µm/m·°C	۳۵	۳۵	۰/۷	ضریب انبساط حرارتی
GPa	۸/۶	۸/۶	۱۲۱	مدول یانگ
-	۰/۲۷	۰/۴	۰/۲۷	ضریب پواسون
GPa	۴/۷	۳/۱	۴/۷	مدول برشی
MPa	۲۹	۲۹	۲۲۳۱	مقاومت کششی
MPa	−۱۰۰	−۱۰۰	−۱۰۸۲	مقاومت فشاری
W/m·K	۰/۵	۰/۵	۲/۲	ضریب هدایت حرارتی
kg/m³		۱۴۹۰		چگالی

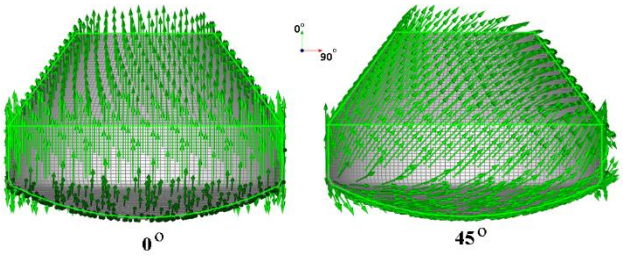


Fig. 5 . Definition of composite laminate layup orientations

شکل ۵. معرفی جهت‌های لایه‌چینی کامپوزیتی

فرض می‌شود جرم کل کپسول مطابق با رابطه (۱۳) متشکل از جرم تجهیزات ثابت (سامانه بازیابی، سامانه ارتباطات و رایانه پرواز و سامانه جدایش) به‌علاوه جرم سازه و جرم عایق حرارتی است.

$$M = M_{equpment} + M_{str} + M_{TPS} \qquad (۱۳)$$

بر آن به‌عنوان زاویه ۹۰ درجه در نظر گرفته شده است. در این شکل جهت ۴۵ درجه نیز نشان داده شده است.

۳-۵- قیود و الزامات

برای مسئله بهینه‌سازی با استفاده از الزامات طراحی، قیود متغیرهای طراحی به‌صورت جدول ۵ مشخص می‌شوند. قیود طراحی حاکم بر مسئله غالباً بر اساس نمونه موجود از کپسول فضایی بومی انتخاب شد؛ بنابراین، قید حجم داخلی کپسول از الزامات طراحی کپسول بومی اتخاذ شده است. همچنین، برای

Fig. 5 .Definition of composite laminate layup orientations

شکل ۵ جهت‌های لایه‌چینی کامپوزیتی برای کپسول ساخته شده از کامپوزیت را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، جهت محوری کپسول به‌عنوان جهت صفر درجه و جهت عمود

جدول ۵. قیود مسئله کمینه‌سازی جرم کپسول

Table 5. Constraints of the capsule mass minimization problem

شماره	قید	مقدار
۱	حجم داخلی کپسول	$Vol \geq 1.35\text{m}^3$
۲	حاشیه پایداری استاتیکی	$SM \geq 0.1$
۳	شار حرارتی نقطه سکون	$q \leq 100\ \text{kW/m}^2$
۴	ضریب بار	$n \leq 5$
۵	دمای پشت عایق	$T \leq 373\ \text{K}$
۶	ضریب اطمینان استاتیکی سازه‌ای	$SF \geq 2$
۷	ضریب اطمینان کمانشی سازه‌ای	$LM \geq 2$
۸	فرکانس طبیعی مود اول سازه	$f \geq 25\ \text{Hz}$

قیودی مانند مقدار حاشیه پایداری استاتیکی، ضریب اطمینان استاتیکی و ضریب اطمینان کمانشی موردنیاز، از تجربه طراحان و نویسندگان در طراحی کپسول بومی و غیره استفاده شده است که البته حدود این اعداد با بسیاری از منابع طراحی مهندسی هم‌خوانی دارد (۱۲، ۳۲-۳۰). حدود ضریب بار نیز با توجه به شرایط زیستی کپسول و بیشینه شتاب قابل‌تحمل موجود زنده انتخاب شده است. مقدار ضریب بار برای محموله‌های زیستی مختلف با توجه به نوع محموله، متفاوت است. مثلاً برای مأموریت گردشگری فضایی تا ۵، برای خدمه آموزش‌دیده تا ۷

و برای محموله حیوان زنده تا ۱۰ است؛ بنابراین مقدار ضریب بار ۵ با توجه به استاندارد زیستی برای فضانورد سالم و بسته‌شده در صندلی مناسب کاملاً قابل‌تحمل است. همچنین شار حرارتی بیشینه با توجه به مقدار مقاومت گرمایی ماده عایق انتخاب شده است. این قیود به‌صورت کلی برای حل مسئله کمینه‌سازی جرم بیان شده‌اند؛ بنابراین، هر یک از این قیود می‌تواند به یک هدف تبدیل شده و یک مسئله بهینه‌سازی جدید را تشکیل دهد. در ادامه، بهینه‌سازی با توابع هدف مختلف مورد بحث قرار گرفته است. شبیه‌سازی‌های عددی دقیق از منظر محاسباتی زمان‌بر محسوب می‌شوند. از این‌رو برای کاهش زمان محاسباتی در طول فرایندهایی نظیر بهینه‌سازی عملکرد محصول و مطالعات طراحی، مدل‌های جایگزین با دقت قابل‌قبولی از مدل‌های دقیق توسعه‌یافته و مورداستفاده قرار می‌گیرند (۳۳). مسائل بهینه‌سازی شامل محاسبات پرهزینه برای دستیابی به توابع هدف بهینه با رعایت قیود طراحی هستند. به کمک مدل‌های جایگزین می‌توان با تعداد اجراهای کمتر و با برازش منحنی‌ها، معضل زمان و هزینه طراحی را حل نمود (۳۴). در تحقیق حاضر، حل مسئله بهینه‌سازی کپسول فضایی واردشونده به جو با استفاده از روش مدل‌جایگزین کریجینگ انجام شده است.

۴- تحلیل حساسیت

پس از تعیین فضای طراحی و توسعه مدل‌های جایگزین برای توابع هدف و قیود، تحلیل حساسیت به‌منظور بررسی میزان تأثیرگذاری متغیرهای طراحی بر پاسخ‌های خروجی و شناسایی

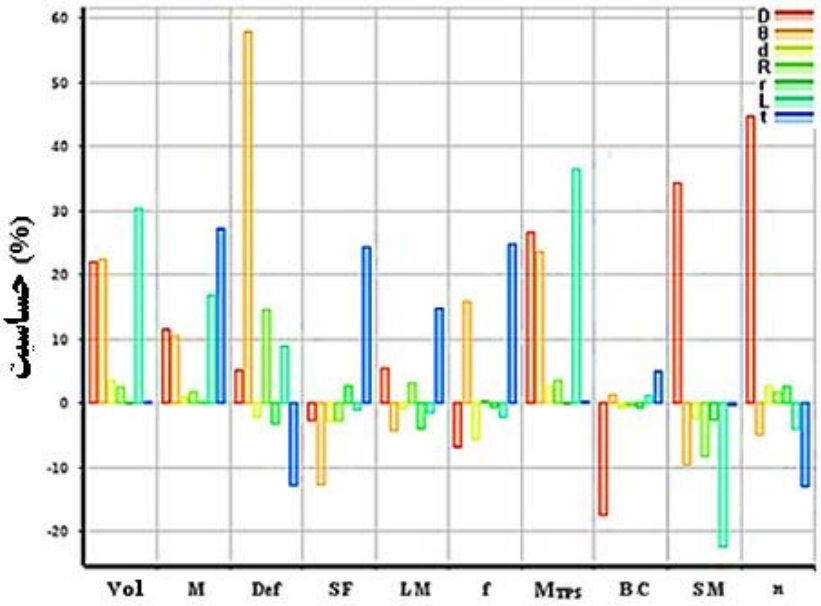


Fig. 6 . Sensitivity analysis of output parameters with respect to the design variables

شکل ۶. تحلیل حساسیت پارامترهای خروجی نسبت به متغیرهای طراحی

اهمیت نسبی هر یک از آن‌ها انجام شده است. این تحلیل، علاوه بر فراهم‌کردن دیدگاه فیزیکی نسبت به رفتار مدل، امکان ارزیابی میزان وابستگی پاسخ‌های سازه‌ای، آیرودینامیکی، حرارتی و مأموریتی به پارامترهای طراحی را فراهم می‌کند. ازاین‌رو، پیش از انجام فرآیند بهینه‌سازی، بررسی حساسیت متغیرهای طراحی می‌تواند درک مناسبی از فضای طراحی و مصالحه‌های موجود میان اهداف و قیود ایجاد کند. نتایج تحلیل حساسیت انجام‌شده برای تمامی توابع هدف و قیود در شکل ۶ ارائه شده است.

همان‌طور که از شکل ۶ مشاهده می‌شود، تمامی متغیرهای طراحی بر حداقل یکی از توابع هدف یا قیود اثرگذار هستند؛ بنابراین،

هیچ‌یک از متغیرها را نمی‌توان بدون از دست دادن بخشی از اطلاعات طراحی از مسئله حذف یا نادیده گرفت. ضریب حساسیت در بازه ۱۰۰- تا ۱۰۰+ درصد تغییر می‌کند. مقادیر مثبت ضریب حساسیت بیانگر رابطه مستقیم میان متغیر طراحی و تابع خروجی بوده، درحالی‌که مقادیر منفی نشان‌دهنده رابطه معکوس میان آن‌ها هستند. در نتیجه، نتایج این تحلیل ضرورت درنظرگیری هم‌زمان تمامی متغیرهای طراحی در چارچوب بهینه‌سازی چندموضوعی را تأیید می‌کند و نشان می‌دهد که ساده‌سازی فضای طراحی از طریق حذف متغیرهای کم‌اهمیت، بدون بررسی دقیق اثرات متقابل آن‌ها، می‌تواند به کاهش قابلیت مدل در بازنمایی رفتار واقعی کپسول منجر شود.

۵- مدل‌های جایگزین و تنظیمات تحلیل و بهینه‌سازی

برای استخراج مدل‌های جایگزین از روش کریجینگ استفاده می‌شود. Fig. 7. **Surrogate models of the aluminum capsule: (a–c) maximum structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius, (b) as a function of major radius and half-cone angle, and (c) as a function of major and minor radii] and (d–f) surrogate models of total structural mass [(d) as a function of major radius and half-cone angle, (e) as a function of length and lateral radius, and (f) as a function of major and minor radii]**

شکل ۷ (الف تا ج) مدل جایگزین تابع حداکثر تغییرشکل سازه‌ای بر حسب پارامترهای کپسول آلومینیومی را نشان می‌دهد. این تابع با مقادیر قطر بزرگ، زاویه نیم‌مخروطی، شعاع سپر حرارتی و طول کل کپسول رابطه مستقیم و با بقیه پارامترهای کپسول رابطه معکوس دارد. Fig. 7. **Surrogate models of the aluminum capsule: (a–c) maximum structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius, (b) as a function of major radius and half-cone angle, and (c) as a function of major and minor radii] and (d–f) surrogate models of total structural mass [(d) as a function of major radius and half-cone angle, (e) as a function of length and lateral radius, and (f) as a function of major and minor radii]**

شکل ۷ (د تا و) مدل جایگزین تابع جرم کل را برحسب پارامترهای کپسول نشان می‌دهد. تابع جرم با این پارامترها رابطه مستقیم دارد. بر این اساس مدل جایگزین تغییر شکل سازه‌ای و جرم کل بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف سازه آلومینیومی (بر حسب میلی‌متر) استخراج می‌شود. بدیهی است جرم کپسول با افزایش ضخامت افزایش می‌یابد. همچنین بدیهی است که تغییر شکل سازه‌ای با افزایش ضخامت کاهش می‌یابد.

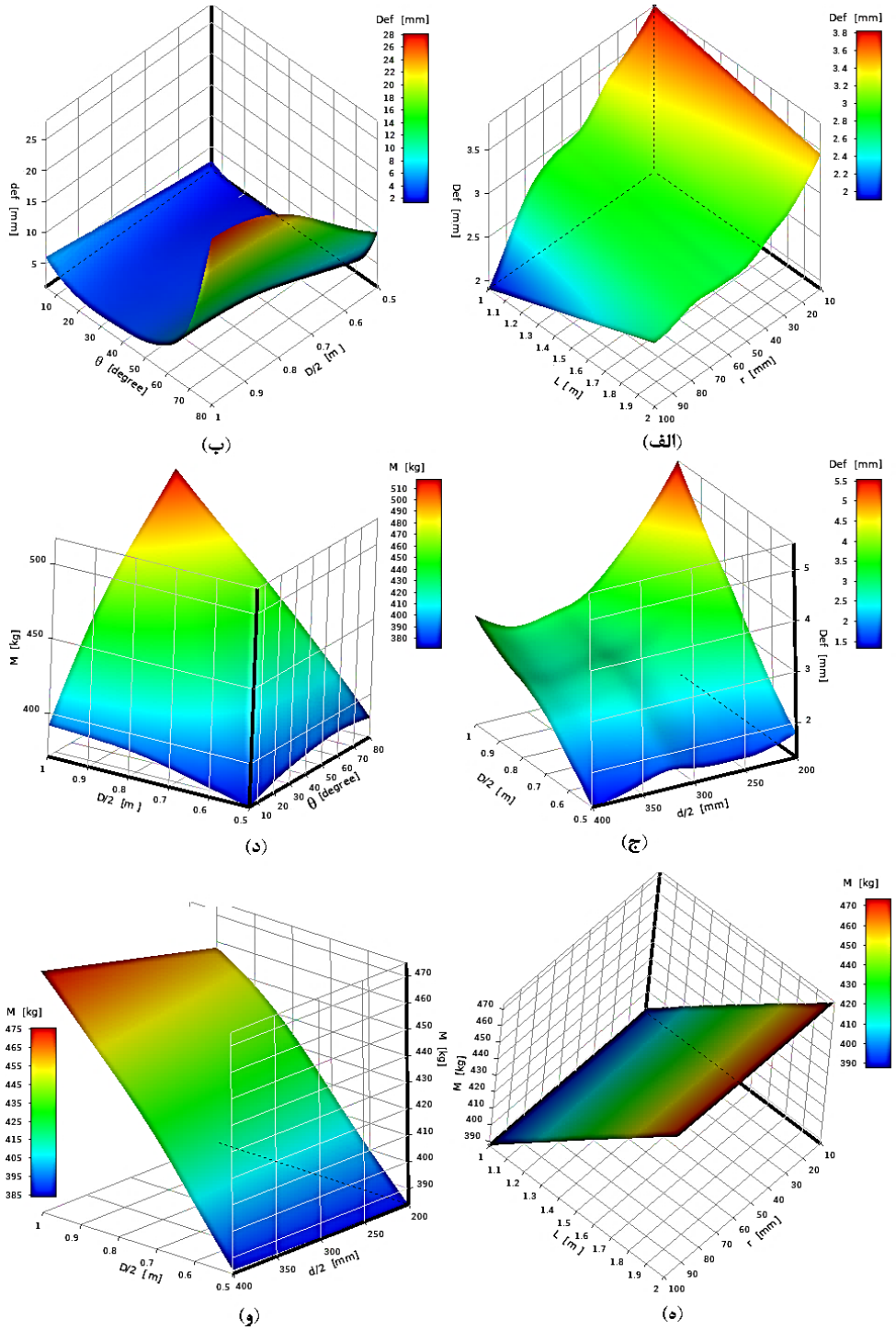


Fig. 7 . Surrogate models of the aluminum capsule: (a–c) maximum structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius, (b) as a function of major radius and half-cone angle, and (c) as a function of major and minor radii] and (d–f) surrogate models of total structural mass [(d) as a function of major radius and half-cone angle, (e) as a function of length and lateral radius, and (f) as a function of major and minor radii]

شکل ۷. مدل‌های جایگزین کپسول آلومینیومی: (الف تا ج) ماکزیمم تغییرشکل سازه‌ای (الف: بر حسب طول و شعاع جانبی. ب: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و زاویه نیم‌مخروطی. ج: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و نیم‌قطر کوچک) و (د تا و) مدل جایگزین جرم کل سازه‌ای (د: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و زاویه نیم‌مخروطی. ه : بر حسب طول و شعاع جانبی. و: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و نیم‌قطر کوچک)

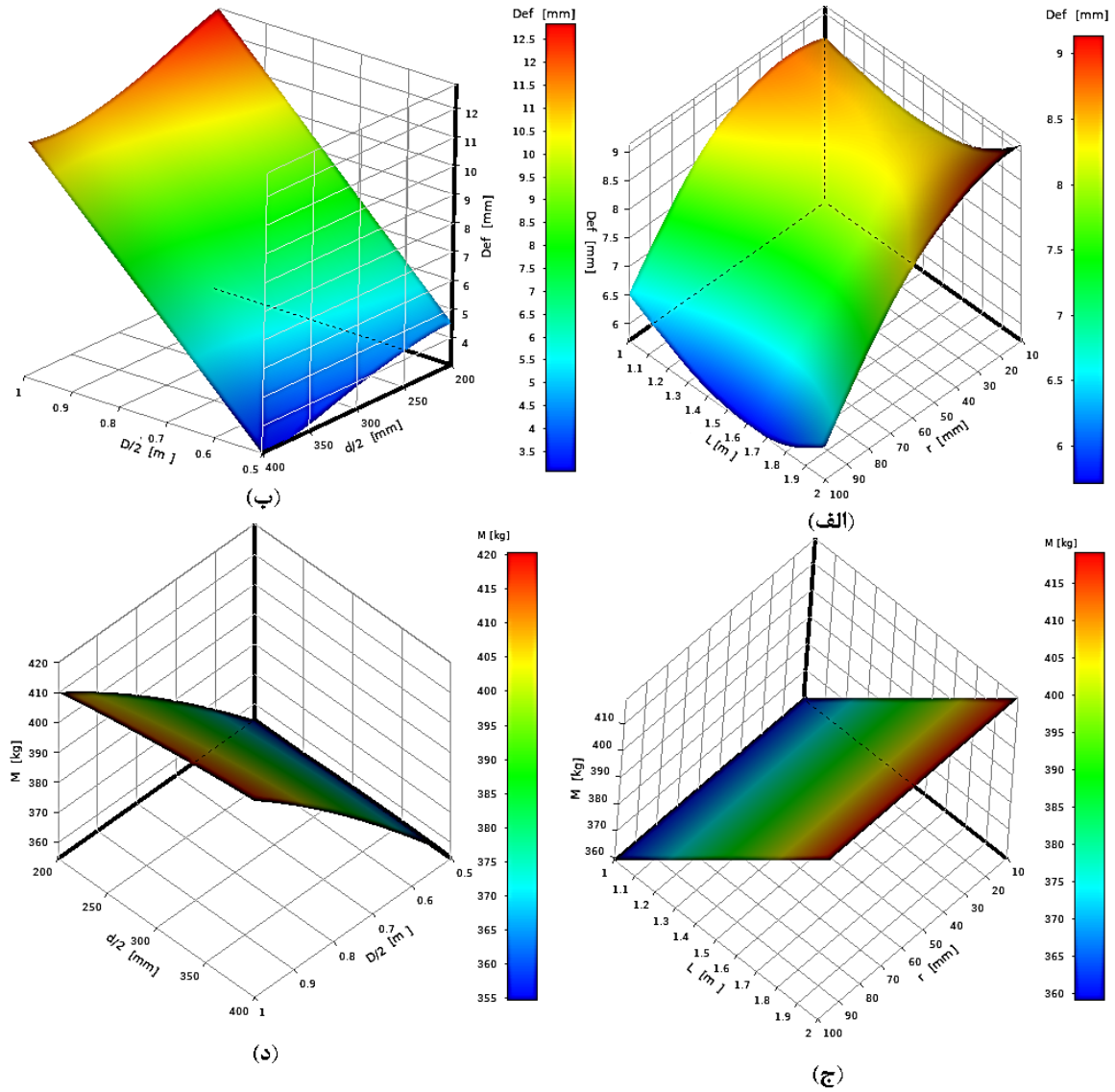


Fig. 8 . Surrogate models of the carbon–epoxy composite capsule: (a,b) structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius and (b) as a function of major and minor radii] and (c,d) surrogate models of total mass [(c) as a function of length and lateral radius and (d) as a function of major and minor radii]

شکل ۸. مدل‌های جایگزین کپسول کامپوزیتی کربن–اپوکسی: (الف و ب) تغییرشکل سازه‌ای (الف: بر حسب طول و شعاع جانبی. ب: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و نیم‌قطر کوچک) و (ج و د) مدل جایگزین جرم (ج: بر حسب طول و شعاع جانبی. د: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و نیم‌قطر کوچک)

Fig. 8 . Surrogate models of the carbon–epoxy composite capsule: (a,b) structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius and (b) as a function of major and minor radii] and (c,d) surrogate models of total mass [(c) as a function of length and lateral radius and (d) as a function of major and minor radii]

شکل ۸ مدل‌های جایگزین تابع حداکثر تغییر شکل سازه‌ای و جرم کل بر حسب پارامترهای کپسول کامپوزیتی با جنس کربن–اپوکسی را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که تابع تغییر شکل با قطر بزرگ و شعاع جانبی رابطه مستقیم و با قطر کوچک رابطه معکوس دارد. علاوه بر این با طول کل رابطه کاهشی–

افزایشی دارد. همچنین تابع جرم کل با هر چهار متغیر نشان داده شده رابطه مستقیم دارد. بر همین اساس مدل جایگزین تابع تغییرشکل سازه‌ای بر حسب شعاع سپر حرارتی در دو ضخامت مختلف لایه کامپوزیتی کربن–اپوکسی استخراج می‌شود. تغییرشکل سازه‌ای با ضخامت لایه رابطه معکوس دارد. همچنین

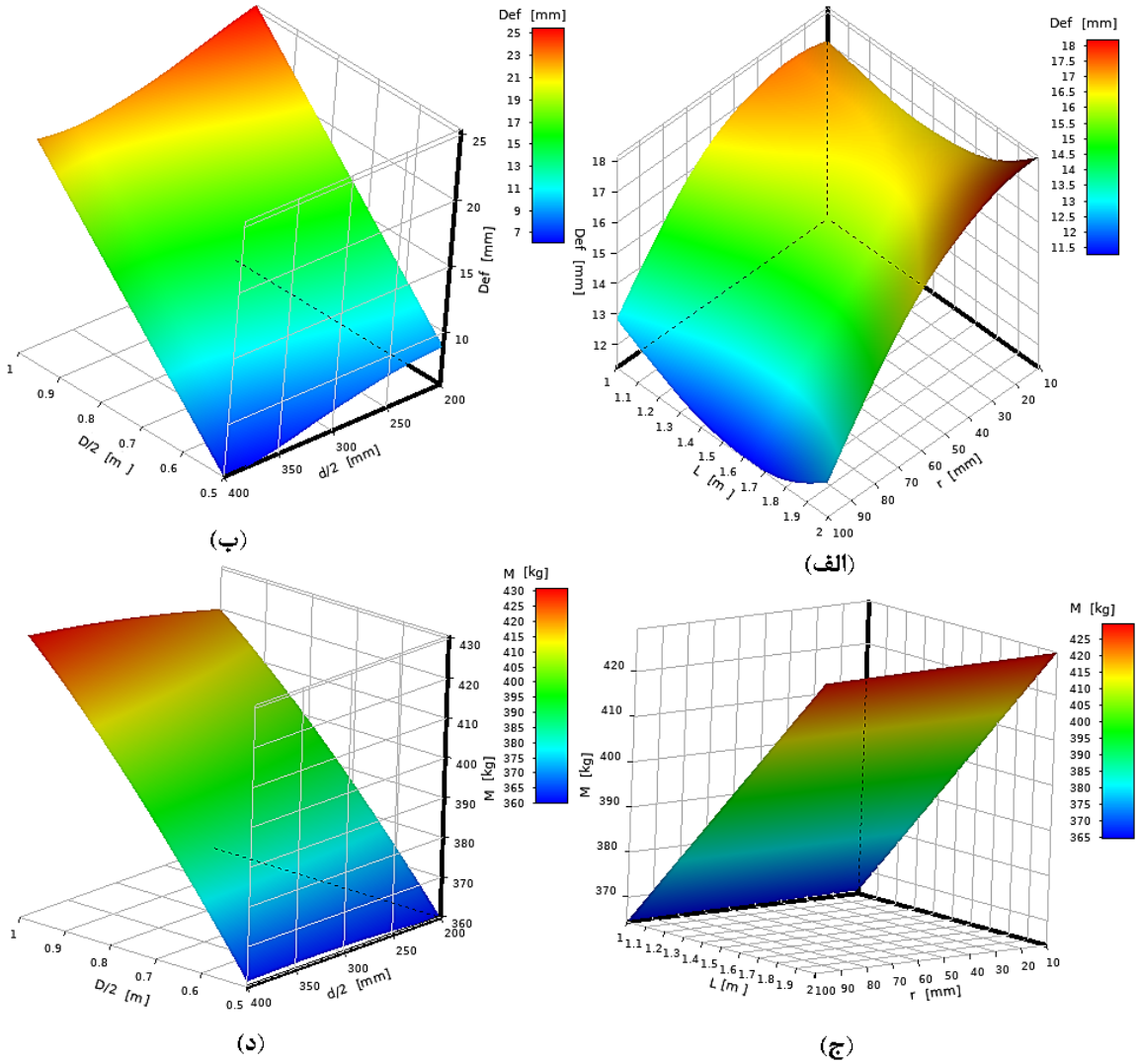


Fig. 9 . Surrogate models of the glass–epoxy composite capsule: (a,b) structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius and (b) as a function of major and minor radii] and (c,d) surrogate models of total mass [(c) as a function of length and lateral radius and (d) as a function of major and minor radii]

شکل ۹. مدل‌های جایگزین کپسول کامپوزیتی شیشه–اپوکسی: (الف و ب) تغییرشکل (الف: بر حسب طول و شعاع جانبی. ب: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و نیم‌قطر کوچک) و (ج و د) مدل جایگزین جرم (ج: بر حسب طول و شعاع جانبی. د: بر حسب نیم‌قطر بزرگ و نیم‌قطر کوچک)

مدل جایگزین تابع تغییرشکل سازه‌ای بر حسب زاویه نیم‌مخروطی در تعداد لایه‌های کامپوزیتی به‌کاررفته مختلف نیز استخراج می‌شود. با افزایش تعداد لایه‌ها، تغییر شکل سازه‌ای کاهش می‌یابد. سپس مدل جایگزین تابع جرم کل بر حسب شعاع

سپر حرارتی در دو ضخامت مختلف لایه‌های کامپوزیتی استخراج می‌شود.

جرم کپسول با افزایش ضخامت افزایش می‌یابد. همچنین مدل جایگزین تابع جرم کل بر حسب زاویه نیم‌مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف کامپوزیت کربن–اپوکسی استخراج می‌شود که در آن جرم کپسول با افزایش تعداد لایه‌ها افزایش می‌یابد.

Fig. 9 Surrogate models of the glass–epoxy composite capsule: (a,b) structural deformation [(a) as a function of length and lateral radius and (b) as a function of major and minor radii] and (c,d) surrogate models of total mass [(c) as a function of length and lateral radius and (d) as a function of major and minor radii]

شکل ۹ مدل‌های جایگزین تابع حداکثر تغییر شکل سازه‌ای و جرم کل بر حسب پارامترهای کپسول کامپوزیتی با جنس شیشه–اپوکسی را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که تابع تغییر شکل با قطر بزرگ و شعاع جانبی رابطه مستقیم و با قطر کوچک رابطه معکوس دارد. علاوه بر این با طول کل رابطه کاهشی–افزایشی دارد. همچنین تابع جرم کل با هر چهار متغیر نشان داده شده رابطه مستقیم دارد. مدل جایگزین تابع تغییرشکل سازه‌ای بر حسب شعاع سپر حرارتی در دو ضخامت مختلف لایه کامپوزیتی شیشه–اپوکسی نشان می‌دهد که تغییرشکل سازه‌ای با ضخامت لایه رابطه معکوس دارد. مدل جایگزین تابع تغییرشکل سازه‌ای بر حسب زاویه نیم‌مخروطی در تعداد لایه‌های کامپوزیتی به‌کاررفته مختلف نشان می‌دهد که با افزایش تعداد لایه‌ها، تغییر شکل سازه‌ای کاهش می‌یابد. همچنین مدل جایگزین تابع جرم کل بر حسب شعاع سپر حرارتی در دو ضخامت مختلف لایه کامپوزیتی شیشه–اپوکسی نشان می‌دهد که تابع جرم کل با ضخامت لایه رابطه معکوس دارد. مدل جایگزین تابع جرم کل بر حسب زاویه نیم‌مخروطی در تعداد لایه‌های کامپوزیتی به‌کاررفته مختلف نشان می‌دهد که با افزایش تعداد لایه‌ها، جرم کل افزایش می‌یابد.

در ادامه، با استفاده از **Fig. 3** **Multidisciplinary design optimization matrix of the capsule considering configuration and structural disciplines**

شکل ۳، کلیه موضوعات طراحی (پنج موضوع طراحی)، در یک چارچوب بهینه‌سازی همه در یک مرحله و به کمک الگوریتم ژنتیک، طراحی و بهینه‌سازی می‌شوند. برای دستیابی به پیکربندی‌های بهینه کپسول، تعداد هشت هدف در نظر گرفته شده است که شامل کمینه‌سازی جرم، ضریب بالستیک، تغییر شکل سازه‌ای و بیشینه‌سازی حاشیه پایداری طولی، حجم داخلی، فرکانس سازه‌ای، ضریب بار کمانشی و راندمان حجمی است. تنظیمات پارامترهای الگوریتم ژنتیک برای مسئله کمینه‌سازی جرم کل در جدول ۶ ارائه شده است. تنظیمات برای تحلیل‌های سازه‌ای برای سه هدف کمینه‌سازی تغییر شکل، بیشینه‌سازی مقاومت کمانشی و بیشینه‌سازی فرکانس اول سازه‌ای در جدول ۷ بیان شده است.

۶- نتایج و تحلیل

جدول ۸ دقت مدل‌های جایگزین را برای هشت تابع هدف نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بیشترین خطای این مدل‌ها کمتر از ۲۰ درصد است که برای فاز طراحی مفهومی قابل‌قبول است. در جدول ۹ مشخصات پیکربندی‌های بهینه حاصل از هشت مسئله بهینه‌سازی تک‌هدفه کپسول ارائه شده است. **Fig. 10** **Pitching-moment coefficient versus angle of attack for the eight optimized geometries**

شکل ۱۰ تغییرات ضریب گشتاور پیچ برحسب زاویه حمله برای هشت پیکربندی بهینه کپسول فضایی را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه شیب این نمودارها که نشان‌دهنده پایداری طولی کپسول است، منفی است، بنابراین هر هشت پیکربندی کپسول دارای پایداری طولی استاتیکی هستند.

Fig. 11 Static structural analysis of the optimized capsule for minimum structural deformation

شکل ۱۱ نتایج شبیه‌سازی سازه‌ای استاتیکی را برای کپسول بهینه که برای کمینه‌سازی تغییر شکل سازه‌ای طراحی شده است، نشان می‌دهد. حداکثر تغییر شکل سازه‌ای تقریباً ۰/۸۴ میلی‌متر

است که در سپر حرارتی رخ می‌دهد. این مقدار کمترین مقدار مشاهده شده در بین تمام طرح‌های کپسول در فضای طراحی است که نشان می‌دهد این طرح خاص دارای حداکثر صلابت سازه‌ای است.

Fig. 12. Buckling analysis results of the optimized capsule for maximum buckling resistance

شکل ۱۲ نتایج شبیه‌سازی کمانش برای کپسول بهینه با هدف بیشینه‌سازی مقاومت کمانشی را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بیشینه ضریب کمانش ۲۲/۶۸ است. همچنین مشاهده می‌شود که اولین مود کمانش در بخش مخروطی کپسول رخ می‌دهد که این ناحیه را به‌عنوان ضعیف‌ترین قسمت از نظر مقاومت کمانشی برجسته می‌کند.

Fig. 13. Modal analysis of the optimized capsule for maximum natural frequency

شکل ۱۳ نتایج شبیه‌سازی مودال سازه کپسول بهینه با هدف بیشینه‌سازی فرکانس سازه‌ای را نشان می‌دهد. مقدار فرکانس، ۱۲۲/۳۸ هرتز است. این فرکانس بالاترین مقدار در بین تمام کپسول‌های فضای طراحی است. با توجه به سه بهینه‌سازی سازه‌ای فوق و این واقعیت که هر سه کپسول بهینه دارای ضخامت کل و جنس یکسان هستند، تأثیر این سه هدف سازه‌ای بر هندسه خارجی کپسول کاملاً مشهود است.

در این قسمت بهینه‌سازی دوهدفه شامل کمینه‌سازی جرم کل و تغییر شکل سازه‌ای برای سه جنس کپسول شامل آلومینیومی، کامپوزیت کربن–اپوکسی و کامپوزیت شیشه–اپوکسی ارائه شده است.

جدول ۶. پارامترهای الگوریتم ژنتیک

Table 6. Genetic algorithm parameters

ردیف	پارامتر	مقدار
۱	اندازه جمعیت	۱۰۰
۲	تعداد نسل‌ها	۵۰۰
۳	احتمال ترکیب	٪۸۰
۴	نرخ جهش	٪۱

جدول ۷. تنظیمات حلگرهای سازه‌ای انسیس ورک‌بنچ

Table 7. Settings of the structural solvers in ANSYS Workbench

ردیف	نوع تحلیل	نوع المان	تعداد المان	تعداد گره
۱	استاتیکی (برای هندسه با کمترین تغییر شکل)	Quad (۴ ضلعی)	۱۲۸۰۰	۱۲۸۸۹
۲	کمانش (برای هندسه با بیشترین مقاومت کمانشی)	Quad (۴ ضلعی)	۱۲۴۱۱	۱۲۱۷۸
۳	مودال (برای هندسه با بیشترین فرکانس اول)	Quad (۴ ضلعی)	۷۸۷۴	۷۸۹۵

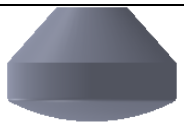
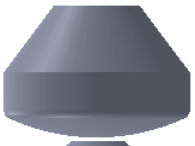
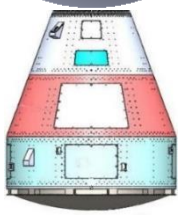
جدول ۸. بررسی دقت مدل‌های جایگزین توابع هدف

Table 8. Accuracy assessment of the surrogate models for the objective functions

تابع	Vol (mm^3)	η_v	BC (kg/m^2)	Def (mm)	SM	M (kg)	LM	f (Hz)
R^2	۰/۹۹۸۲	۰/۹۹۰۸	۰/۹۲۰۵	۰/۹۹۲۳	۰/۹۳۷۴	۰/۹۵۱۶	۰/۹۴۲۸	۰/۹
$RRMSE$ (%)	۰/۲۴۱۵	۱/۸۵۲۱	۱۹/۸۷۶۲	۱/۱۲۳۸	۱۶/۳۲۱۴	۱۲/۳۴۵۶	۱۵/۱۰۸۹	۹/۸۷۱۲

جدول ۹. مشخصات پیکربندی‌های بهینه

Table 9. Specifications of the optimized configurations

هدف	$\vartheta/2$ (Deg)	$D/2$ (mm)	$d/2$ (mm)	R (mm)	r (mm)	L (mm)	t_f (mm)	Nol	t_{net}	جنس	شمایل
min M	۴۲/۴۱	۷۸۵/۳۵	۳۳۱/۲۳	۱۷۱۶/۰۱	۴۷/۵۱	۱۰۲۶/۳۷	۰/۲۵	۲	۶	کربن اپوکسی	
max SM	۴۷/۵۷	۸۸۵/۹۱	۳۴۲/۷۰	۱۷۰۸/۹۳	۶۶/۱۲	۱۰۳۳/۴۴	–	–	۷	آلومینیوم	
min BC	۴۰/۷۸	۸۵۹/۶۰	۳۲۲/۲۹	۱۷۶۰/۶۰	۴۳/۱۳	۱۰۴۵/۶۵	۰/۲۵	۲	۶	کربن اپوکسی	
max η_v	۳۶/۹۸	۷۸۶/۳۷	۳۶۲/۷۳	۱۷۷۸/۶۹	۸۱/۳۸	۱۱۱۱/۷۳	۰/۲۵	۳	۹	شیشه اپوکسی	
max Vol	۴۹/۱۷	۹۲۲/۱۹	۲۶۱/۳۲	۱۷۳۹/۲۵	۳۳/۳۸	۱۱۹۴/۷۸	۰/۱۸	۴	۸/۶۴	شیشه اپوکسی	
min Def	۳۶/۸۴	۷۹۱/۸۲	۳۹۸/۶۰	۱۷۲۸/۶۴	۷۵/۹۱	۱۰۵۳/۸۶	۰/۲۵	۴	۱۲	کربن اپوکسی	
max f	۵۹/۴۸	۸۹۰/۷۹	۲۰۰/۳۵	۱۷۴۱/۷۲	۶۳/۴۴	۱۰۲۴۱/۳۴	۰/۲۵	۴	۱۲	کربن اپوکسی	
max LM	۲۷/۱۹	۸۹۲/۰۴	۲۸۶/۰۴	۱۷۲۵/۰۳	۴۸/۲۷	۱۴۶۱/۸	۰/۲۵	۴	۱۲	کربن اپوکسی	
نمونه آزمون پروازی	۲۵	۱۴۰۰	۷۰۰	۱۷۰۰	۲۰	۱۳۵۰	-	-	۵	آلومینیوم	

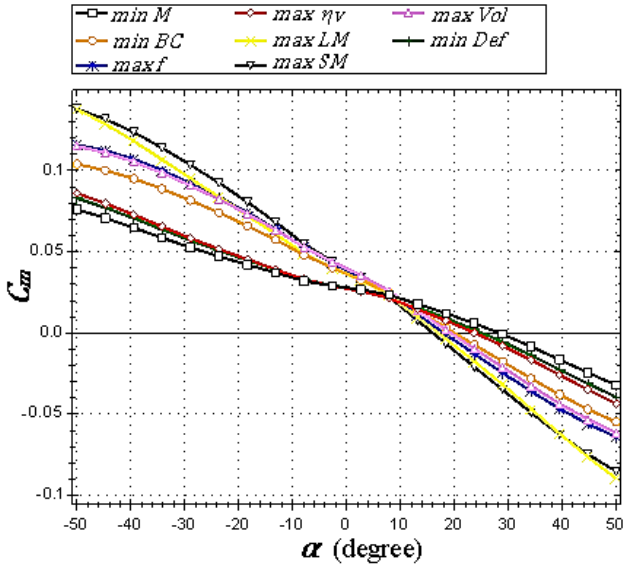


Fig. 10 . Pitching-moment coefficient versus angle of attack for the eight optimized geometries

شکل ۱۰. نمودار ضریب گشتاور پیچ بر حسب زاویه حمله برای هشت هندسه بهینه

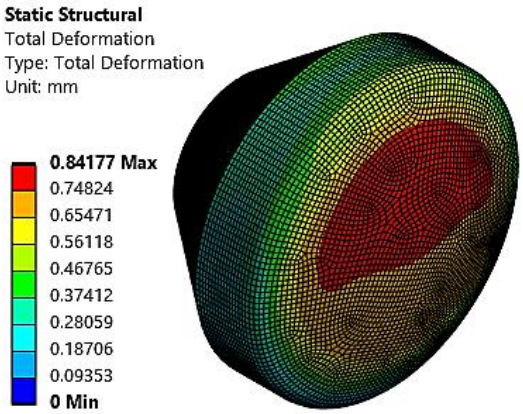


Fig. 11 . Static structural analysis of the optimized capsule for minimum structural deformation

شکل ۱۱. شبیه‌سازی استاتیکی سازه کپسول بهینه با هدف کمینه‌سازی تغییر شکل سازه

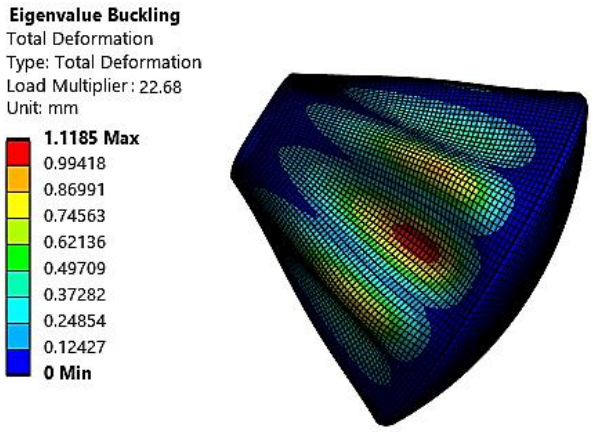


Fig. 12 . Buckling analysis results of the optimized capsule for maximum buckling resistance

شکل ۱۲. نتایج شبیه‌سازی کمانش سازه کپسول بهینه با هدف بیشینه‌سازی مقاومت کمانشی

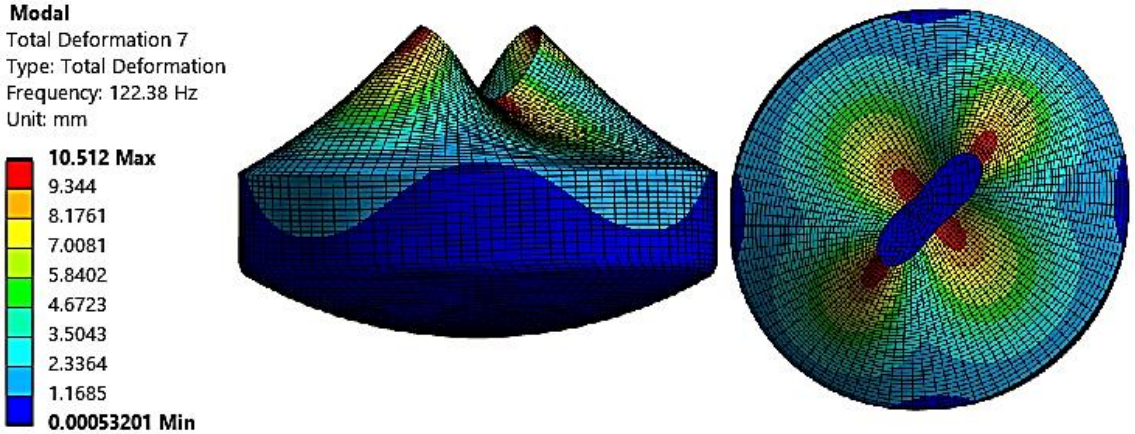


Fig. 13 . Modal analysis of the optimized capsule for maximum natural frequency

شکل ۱۳. شبیه‌سازی مودال برای سازه کپسول بهینه با هدف بیشینه‌سازی فرکانس

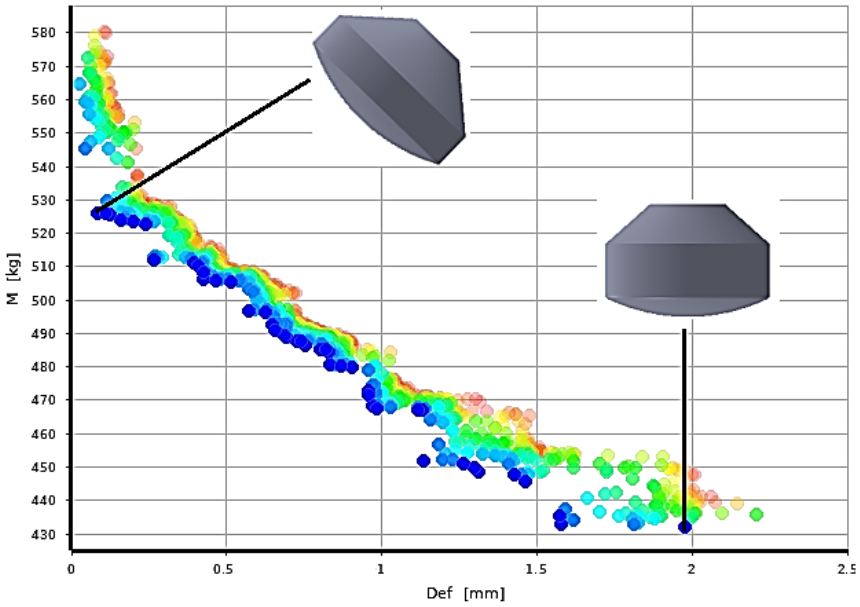


Fig. 14 . Two-objective Pareto front of total mass and structural deformation for the aluminum capsule

شکل ۱۴. نمودار جبهه پارتو دو هدفه جرم کل و تغییر شکل سازه‌ای برای کپسول فلزی آلومینیومی

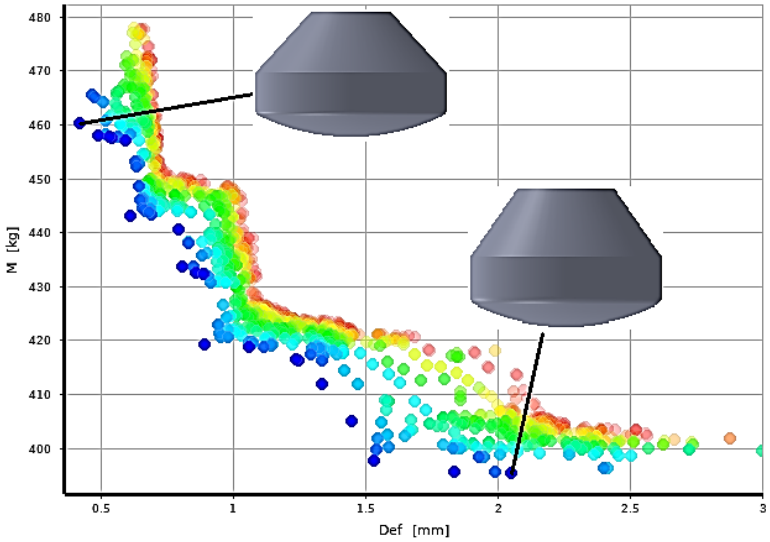


Fig. 15 . Two-objective Pareto front of total mass and structural deformation for the carbon–epoxy composite capsule

شکل ۱۵. نمودار جبهه پارتو دو هدفه جرم کل و تغییر شکل سازه‌ای برای کپسول کامپوزیتی کربن – اپوکسی

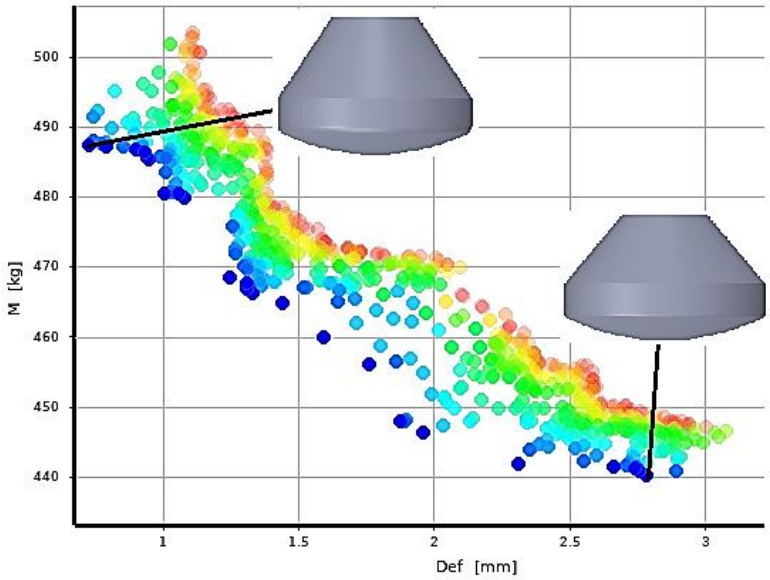


Fig. 16 . Two-objective Pareto front of total mass and structural deformation for the glass–epoxy composite capsule

شکل ۱۶. نمودار جبهه پارتو دو هدفه جرم کل و تغییر شکل سازه‌ای برای کپسول کامپوزیتی شیشه-اپوکسی

برای بررسی مصالحه میان جرم کل و تغییرشکل سازه‌ای و مقایسه عملکرد مواد مختلف پوسته، جبهه پارتوی دوبعدی برای هر یک از سه جنس مورد بررسی ترسیم شده است. شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ به‌ترتیب جبهه پارتوی مربوط به کپسول‌های دارای پوسته آلومینیوم ۶۰۶۱، کامپوزیت کربن–اپوکسی و کامپوزیت شیشه–اپوکسی را ارائه می‌کنند. در هر نمودار، نقاط واقع بر رتبه اول (رنک ۱) با رنگ آبی تیره مشخص شده‌اند که بیانگر مجموعه پاسخ‌های غیرمغلوب و راه‌حل‌های پارتو در فضای اهداف است. مقایسه این جبهه‌ها امکان ارزیابی مستقیم تأثیر جنس پوسته بر مصالحه میان جرم و تغییرشکل سازه‌ای و همچنین شناسایی محدوده عملکرد بهینه هر یک از مواد را فراهم می‌کند.

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله به بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی کپسول فضایی با شمایل بلانت (کره–مخروط) در مأموریت زیرمداری پرداخته شده است. مطالعه حاضر با تمرکز بر کامپوزیت کربن–اپوکسی و شیشه–اپوکسی به‌عنوان جنس سازه و استفاده از مدل جایگزین در چارچوب بهینه‌سازی همه در یک مرحله با الگوریتم ژنتیک، عمل می‌کند. این پژوهش شامل هشت مسئله بهینه‌سازی تک‌هدفه، و یک مسئله بهینه‌سازی دوهدفه است. بهینه‌سازی‌های تک‌هدفه شامل کمینه‌سازی جرم کل، تغییرشکل سازه‌ای، ضریب بالستیکی، بیشینه‌سازی حجم داخلی، راندمان حجمی، حاشیه پایداری استاتیکی طولی، فرکانس سازه‌ای و مقاومت کمانشی سازه بود. بهینه‌سازی دو هدفه شامل کمینه‌سازی هم‌زمان دو هدف اصلی یعنی جرم کل و تغییر شکل سازه‌ای (بیشینه‌سازی صلابت سازه‌ای) است. موضوعات طراحی مهم در نظر گرفته شده در این بهینه‌سازی، شامل هندسه کپسول، آیرودینامیک، گرمایش، شبیه‌سازی مسیر و سازه است.

تحلیل‌ها به استخراج هندسه‌های بهینه برای مسائل تک‌هدفه و جبهه‌های پارتو برای مسائل دوهدفه انجامید. نتایج نشان داد که در تمام حالت‌ها، بهینه‌سازی با اهداف سازه‌ای (شامل کمینه-سازی تغییر شکل، بیشینه‌سازی فرکانس سازه‌ای و مقاومت کمانشی) منتج به پیکره بهینه از جنس کامپوزیت کربن–اپوکسی برای پوسته سازه می‌شود؛ بنابراین این جنس (کامپوزیت کربن-اپوکسی) برای بهینه‌سازی با اهداف سازه‌ای بر دو جنس دیگر یعنی آلومینیوم ۶۰۶۱ و کامپوزیت شیشه–اپوکسی برتری دارد. همچنین در بهینه‌سازی‌های تک‌هدفه‌ی کمینه‌سازی جرم کل و

ضریب بالستیکی، مشاهده شد که پیکره‌های بهینه از جنس کامپوزیت کربن–اپوکسی هستند. کامپوزیت کربن–اپوکسی نسبت به دو ماده دیگر گران‌تر است؛ بنابراین در شرایطی که بحث مقرون به صرفه‌گی اولویت نباشد از مزایای کربن–اپوکسی برای تولید پیکربندی‌های بهینه می‌توان بهره جست. در شرایطی که هزینه در اولویت باشد، باید بین این سه ماده تصمیم‌گیری نمود. افزایش ضخامت لایه‌های کامپوزیت تا ٪۵ موجب بهبود صلابت سازه شد، و کاهش وزن سازه تا ٪۸ بدون افت عملکرد مکانیکی امکان‌پذیر شد؛ بنابراین با انتخاب درست هندسه و تنظیم مناسب ضخامت لایه‌ها می‌توان به طراحی کارآمدتری با کاربرد کامپوزیت‌های سبک و مقاوم دست یافت. چارچوب پیشنهادی با کاربرد کامپوزیت، علی‌رغم کاهش وزن سازه، افزایش پایداری و بهبود عملکرد کلی سازه را به ارمغان می‌آورد، از این‌رو برای طراحان وسایل فضایی یک گزینه مناسب محسوب می‌شود.

واژه‌نامه

1. FORTE
2. finite element analysis
3. thermal protection system
4. all-at-once
5. genetic algorithm
6. reusable flexible space launch vehicle
7. non-dominated sorting genetic algorithm
8. Ansys OptiSlang
9. Missile DATCOM
10. longitudinal stability margin
11. Ansys Workbench
12. static structural
13. modal
14. buckling

مراجع

1. Tenney DR, Sykes GF, Bowles DE. Composite materials for space structures. In: Proceedings of the Third European Symposium on Spacecraft Materials in Space Environment; 1985 Nov 1. European Space Agency. Available from: https://ntrs.nasa.gov/citations/19860013123.
2. Tserpes K, Sioutis I. Advances in composite materials for space applications: a comprehensive literature review. Aerospace. 2025;12(3):215. https://doi.org/10.3390/aerospace12030215.
3. Biliyar NB. Aerospace materials and applications. Reston (VA): American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2018.
4. Rawal SP, Misra MS, Wendt RG. Composite materials for space applications. 1990 Aug 1.
5. May M, Rupakula GD, Matura P. Non-polymer-matrix composite materials for space applications. Composites Part C: Open Access. 2020;3:100057. https://doi.org/10.1016/j.jcomc.2020.100057.
6. Liu TW, Bai JB, Fantuzzi N, Zhang X. Thin-walled deployable composite structures: a review. Progress in Aerospace Sciences. 2024;146:100985. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.100985.
7. Lavin A, Greco G, Shimada K. Finite element-based structural optimization of large system models under buckling constraints. arXiv preprint arXiv:1602.04556. 2016 Feb 15. https://doi.org/10.48550/arXiv.1602.04556.
8. Vieira AF, Filho MR, Eguea JP, Ribeiro ML. Optimization of structures and composite materials: a brief review. Eng. 2024;5(4):3192-3211. https://doi.org/10.3390/eng5040168.
9. Grastataro CI, Butler TA, Smith BG, Thompson TC. Development of a composite satellite structure for FORTE. Los Alamos (NM): Los Alamos National Laboratory; 1995 Mar 31.
10. Harris CE, Starnes JH Jr, Shuart MJ. Design and manufacturing of aerospace composite structures, state-of-the-art assessment. Journal of Aircraft. 2002;39(4):545-560. https://doi.org/10.2514/2.2992.
11. Sairajan KK, Nair PS. Design of low mass dimensionally stable composite base structure for a spacecraft. Composites Part B: Engineering. 2011;42(2):280-288. https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2010.11.003.
12. Adami A, Nosratollahi M, Mortazavi M, Hosseini M. Multidisciplinary design optimization of a manned reentry mission considering trajectory and aerodynamic configuration. In: Proceedings of the 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST 2011); 2011 Jun 9. p. 598-603. IEEE. https://doi.org/10.1109/RAST.2011.5966908.
13. Garee P, Sundaram S. Carbon fiber reinforced plastic composite structural analysis on a reentry capsule heat shield. Materials Today: Proceedings. 2017;4(8):8200-8207. https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.07.162.
14. Rao KN, Balguri PK, Govardhan D, Vamsi CK, Sravani M. Design and material optimization of an

Orion re-entry aeroshell for higher structural performance. Materials Today: Proceedings. 2022;62:2730-2738. https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.12.103.
15. Fathi Jegarkandi M, Mojibi M. Reliability-based multidisciplinary design optimization under uncertainty for reusable flexible space launcher utilizing NSGA-II. Sharif Journal of Mechanical Engineering. 2024;40(1):61-74. https://doi.org/10.24200/j40.2023.61713.1667.
16. Borwankar P, Kapania RK, Inoyama D, Stoumbos T. Integrated structural design optimization of space vehicles with multidisciplinary constraints. Aerospace Science and Technology. 2025:110906. https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.110906.
17. Dirkx D, Mooij E. Conceptual shape optimization of entry vehicles. Cham (CH): Springer; 2016. https://doi.org/10.1007/978-3-319-46055-0.
18. Zentner JM. A design space exploration process for large scale, multi-objective computer simulations [dissertation]. Atlanta (GA): Georgia Institute of Technology; 2006.
19. de Weck O, Agte J, Sobieszczanski-Sobieski J, Arendsen P, Morris A, Spieck M. State-of-the-art and future trends in multidisciplinary design optimization. In: Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference; 2007 Apr. p. 1905. https://doi.org/10.2514/6.2007-1905.
20. Balesdent M, Bérend N, Dépincé P, Chriette A. A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design. Structural and Multidisciplinary Optimization. 2012;45(5):619-642. https://doi.org/10.1007/s00158-011-0701-4.
21. Sooy TJ, Schmidt RZ. Aerodynamic predictions, comparisons, and validations using Missile DATCOM (97) and Aeroprediction 98 (AP98). Journal of Spacecraft and Rockets. 2005;42(2):257-265. https://doi.org/10.2514/1.7814.
22. Mehta RC. Computational fluid dynamics analysis over a reentry capsule at Mach 6. In: AIAA SciTech 2023 Forum; 2023. p. 2114. https://doi.org/10.2514/6.2023-2114.
23. Karl S, Bykerk T. Sustainable space technologies—strategies toward a predictive aerothermal design of re-useable space transportation systems. Review of Scientific Instruments. 2024;95(2). https://doi.org/10.1063/5.0177075.
24. Cantou T, Merlinge N, Wuilbercq R. 3DoF simulation model and specific aerodynamic control capabilities for a SpaceX's Starship-like atmospheric reentry vehicle. In: EUCASS 2019; 2019 Jul 1.
25. Kabganian M, Hashemi SM, Roshanian J. Multidisciplinary design optimization of a re-entry spacecraft via Radau pseudospectral method. Applied Mechanics. 2022;3(4):1176-1189. https://doi.org/10.3390/applmech3040067.
26. Aprovitola A, Montella N, Iuspa L, Pezzella G, Viviani A. An optimal heat-flux targeting procedure for LEO re-entry of reusable vehicles. Aerospace Science and Technology. 2021;112:106608. https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106608.
27. Naseh H, Karimaei H, Fadafan ML. An efficient variance-based approach in RMDO framework of a space capsule under material and manufacturing uncertainties. Reliability Engineering & System Safety. 2025:111751. https://doi.org/10.1016/j.ress.2025.111751.
28. Seli H, Awang M, Ismail AI, Rachman E, Ahmad ZA. Evaluation of properties and FEM model of the friction welded mild steel-Al6061-alumina. Materials Research. 2013;16(2):453-467. https://doi.org/10.1590/S1516-14392012005000178.
29. Reddy CV, Babu PR, Ramnarayanan R, Das D. Mechanical characterization of unidirectional carbon and glass/epoxy reinforced composites for high strength applications. Materials Today: Proceedings. 2017;4(2):3166-3172. https://doi.org/10.1016/j.matpr.2017.02.201.
30. Zhu TL. A reliability-based safety factor for aircraft composite structures. Computers & Structures. 1993;48(4):745-748. https://doi.org/10.1016/0045-7949(93)90269-7.
31. Dulácska E, Kollár L. Buckling analysis of reticulated shells. International Journal of Space Structures. 2000;15(3):195-203. https://doi.org/10.1260/0266351001495134.
32. Degenhardt R, Castro SG, Arbelo MA, Zimmerman R, Khakimova R, Kling A. Future structural stability design for composite space and airframe structures. Thin-Walled Structures. 2014;81:29-38. https://doi.org/10.1016/j.tws.2014.02.020.
33. Martins JR, Lambe AB. Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures. AIAA Journal. 2013;51(9):2049-2075. https://doi.org/10.2514/1.J051895.
34. Keane A, Nair P. Computational approaches for aerospace design: the pursuit of excellence. Chichester (UK): John Wiley & Sons; 2005. https://doi.org/10.1002/0470855487.