

Multi-Disciplinary Design Optimization of a Space Re-entry Bio-Capsule Configuration

Hassan Naseh¹, Hadiseh Karimaei^{2*}, Mohammad Lesani Fadafan³

¹ Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

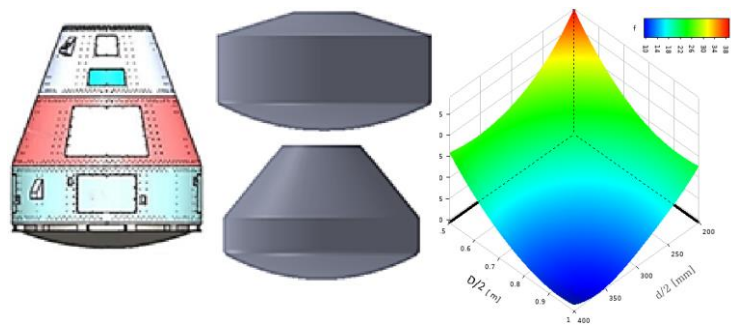
² Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

³ Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- Multi-Disciplinary Design Optimization (SO-MDO) of a re-entry bio-capsule
- Using the combinatorial kriging-response surface methodology to generate surrogate models
- Focusing on structural disciplines and objectives in the problem of Multi-Disciplinary Design of space capsule configuration

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 16 November 2024

Received in revised form: 14 December 2024

Accepted: 26 December 2024

Available online: 31 December 2024

*Correspondence: karimaei@ari.ac.ir

How to cite this article:

H. Naseh, H. Karimaei, M.L. Fadafan. Multi-disciplinary design optimization of a space re-entry bio-Capsule configuration. Journal of Aerospace Mechanics. 2025; 21(1):75-95.

Keywords:

Combinatorial kriging-RSM

Re-entry capsule

MDO

Genetic algorithm

ABSTRACT

In this paper, the multi-disciplinary design optimization of a re-entry bio-capsule configuration is performed. In this process, all design disciplines related to the configuration and structural objectives, such as minimizing the structure's deformation, maximizing the structure's first natural frequency, and maximizing the buckling load multiplier of the structure, are considered. Therefore, the design disciplines selected include geometry, aerodynamics, trajectory, heating, and structure. In this regard, considering the design space defined by the allowable limits of the geometric variables of the bio-capsule, surrogate models are extracted using the combinatorial Kriging-Response Surface Method (RSM). After modeling the design disciplines and preparing the surrogate models, the optimal design point is identified using the Genetic Algorithm (GA). To solve this problem, the multi-objective All-At-Once (AAO) framework is used. The optimization approaches of the problem include mass minimization, $C_D A$ parameter maximization, volumetric efficiency maximization, ballistic coefficient minimization, static longitudinal stability maximization, structural deformation minimization, internal volume maximization, first natural frequency maximization, and buckling load multiplier maximization. The results showed that using the combinatorial surrogate model method significantly improves the accuracy of the surrogate models in the optimization process (accuracy reaches more than 90%). Finally, the different configurations obtained by the present method were compared with the flight test results of the native bio-capsule configuration, which showed a favorable match in all flight path parameters of the capsules.

This is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Non-Commercial (CC BY-NC) license.

Publisher: Imam Hossein University

© Authors





طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی یک کپسول فضایی زیستی زیرمداری

حسن ناصح^۱، حدیثه کریمایی^۲، محمد لسانی فدافن^۳

^۱استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

^۲استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

^۳دانشجو دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

برجسته‌ها

- بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پیکربندی کپسول واردشونده به جو
- استفاده از روش ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ برای ساختن مدل‌های جایگزین
- تمرکز بر موضوعات و اهداف سازه‌ای در مسئله طراحی چندموضوعی پیکربندی کپسول فضایی

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۲۶

بازنگری: ۱۴۰۳/۰۹/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۰۶

ارائه برخط: ۱۴۰۳/۱۰/۱۱

*نویسنده مسئول:

karimaei@ari.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

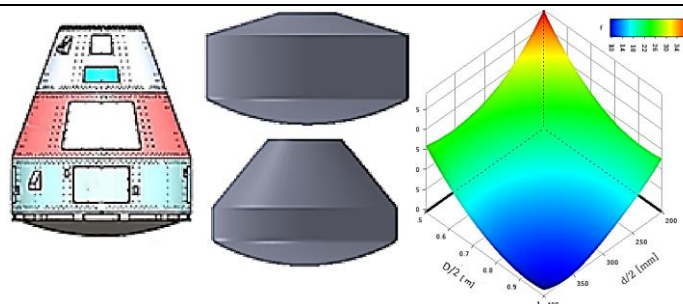
مدل جایگزین ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ

کپسول زیستی بازگشتی

طراحی بهینه چندموضوعی

الگوریتم ژنتیک

چکیده گرافیکی



چکیده

در این مقاله، طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی یک کپسول زیستی بازگشتی انجام می‌شود. در این فرآیند، کلیه موضوعات طراحی مرتبط با پیکربندی و اهداف سازه‌ای نظیر کمینه‌سازی تغییرشکل سازه، بیشینه‌سازی فرکانس طبیعی اول سازه و بیشینه‌سازی ضریب بار کمانشی سازه، مدنظر گرفته می‌شوند؛ بنابراین، موضوعات طراحی شامل هندسه، آیرودینامیک، مسیر، گرمایش و سازه انتخاب می‌شوند. در این راستا، با توجه به فضای طراحی تعریف‌شده توسط حدود مجاز متغیرهای هندسی کپسول زیستی، مدل‌های جایگزین با استفاده از روش ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ (RSM) استخراج می‌شود. پس از مدل‌سازی موضوعات طراحی و تهیه مدل‌های جایگزین، نقطه طراحی بهینه به کمک الگوریتم ژنتیک (GA) شناسایی می‌شود. برای حل این مسئله از چارچوب چندموضوعی همه در یک مرحله (AAO) استفاده می‌شود. رویکردهای بهینه‌سازی مسئله شامل کمینه‌سازی جرم، بیشینه‌سازی پارامتر پسای فاز برگشت (CdA)، بیشینه‌سازی راندمان حجمی، کمینه‌سازی ضریب بالستیک، بیشینه‌سازی پایداری استاتیک طولی، کمینه‌سازی تغییرشکل سازه‌ای، بیشینه‌سازی حجم داخلی، بیشینه‌سازی فرکانس طبیعی اول سازه و بیشینه‌سازی ضریب بار کمانشی سازه می‌باشند. نتایج نشان داد که استفاده از روش مدل جایگزین ترکیبی، دقت مدل‌های جایگزین در فرآیند بهینه‌سازی را به میزان قابل توجهی (دقت به بیش از ۹۰ درصد می‌رسد) بهبود می‌بخشد. در پایان، نتایج پیکربندی‌های مختلف حاصل از روش حاضر با نتایج تست پروازی پیکربندی کپسول زیستی بومی مقایسه شد که مطابقت مطلوبی در کلیت پارامترهای مسیر پروازی کپسول‌ها را نشان داد.



۱- مقدمه

کپسول‌های زیستی به منظور استفاده در مأموریت‌های فضایی و ارسال انسان به فضا جزء سامانه‌های پیچیده محسوب می‌شوند. در حال حاضر، پرداختن به این نوع کپسول‌ها در سطح جهانی و بین‌المللی از منظر اقتصاد فضا و صنعت توریسم فضایی از نقش و جایگاه خاصی برخوردار است. به دلیل پیچیدگی، طراحی این‌گونه سامانه‌های فضایی (کپسول‌های زیستی زیرمداری) دارای ملاحظات خاص فنی و پیکربندی می‌باشند. از این‌رو، دستیابی به ابزارهای نوین طراحی کپسول‌های زیستی فضایی با هندسه بهینه و داشتن نگاه چندموضوعی به مسائل طراحی، از مهم‌ترین چالش‌های صنایع فضایی محسوب می‌شوند. طراحی سیستم‌های فضایی بر اساس الزامات و استانداردهای مأموریت، پیچیده، زمان‌بر و پرهزینه است. از این‌رو اهمیت بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی^۱ (MDO) به منظور کاهش زمان و هزینه‌های طراحی برجسته می‌شود. استفاده از مدل‌های جایگزین به جای مدل‌های دقیق (با هزینه محاسباتی بالا) می‌تواند زمان و هزینه فرآیند طراحی را کاهش دهد، اما هر مدل جایگزین دارای مزایا و معایب خاصی است. روش کلاسیک سطح پاسخ^۲ مبتنی بر کاهش اثر نویز می‌باشد و نقاط نمونه را در اطراف حاشیه پخش می‌کند و فقط چند نقطه را در فضای داخلی طراحی قرار می‌دهد. در روش کریجینگ^۳ که هدف آن گسترش نقاط طراحی در تمام فضای طراحی می‌باشد، تعداد زیادی سطح را برای هر متغیر با تعداد متوسطی از نقاط آزمایش فراهم می‌کند که دارای دقت بالاتری می‌باشد. یک روش ترکیبی نظیر کریجینگ-سطح پاسخ، می‌تواند جنبه‌های منفی هر دو روش را کاهش دهد.

تنگ و همکاران [0] مطالعه‌ای در مورد بهینه‌سازی آیرودینامیکی کپسول‌های واردشونده به جو انجام دادند. آن‌ها به رویکردهای مختلفی از جمله رویکرد تک‌هدفه با هدف بهینه‌سازی نسبت برآ به پسا و رویکرد دوهدفه با اهداف بهینه‌سازی نسبت برآ به پسا و راندمان حجمی پرداختند.

تاوا و سوزوکی [0] به بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پیکربندی و مسیر یک وسیله واردشونده به جو با موضوعات آیرودینامیک، مسیر و وزن پرداختند. این تحقیق با هدف بهینه‌سازی برد عرضی^۴ و کمینه‌سازی بار حرارتی کل انجام شد. آرورا و کومار [0] از الگوریتم ژنتیک چندهدفه برای بهینه‌سازی آیرودینامیکی پیکربندی یک کپسول واردشونده به جو استفاده کردند. آن‌ها به‌طور هم‌زمان به کمینه‌سازی سطح پسای کپسول فضایی و بهینه‌سازی پایداری طولی آن به کمک بهینه‌سازی موقعیت مرکز فشار پرداختند. در نهایت، مجموعه‌ای از پاسخ‌های نامغلوب^۵ ارائه شد و توزیع فشار بر روی بدنه فرموله گردید. دیزینگر و همکاران [0] بهینه‌سازی آیرودینامیکی چندهدفه پیکربندی کپسول واردشونده به جو را با استفاده از الگوریتم ژنتیک و با در نظر گرفتن اهداف بهینه‌سازی پارامتر پسا (CoA)، پایداری و راندمان حجمی انجام دادند. در نهایت، پاسخ‌های بهینه پارتو برای بیان اهمیت مصالحه اساسی بین سطح درگ، پایداری و راندمان حجمی استفاده شد. نصرت‌اللهی و همکاران [0] به بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پیکربندی وسیله واردشونده به جو با هدف کمینه‌سازی جرم سازه کپسول و گرمای جذب‌شده کل و بهینه‌سازی ضریب پسا به کمک الگوریتم ژنتیک^۶ (GA) پرداختند. موضوعات شامل سازه، آیرودینامیک و حرارت بود. آدمی و همکاران [0] به بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی پیکربندی کپسول واردشونده به جو با هدف کمینه‌سازی هزینه مأموریت پرداختند. موضوعات طراحی شامل مسیر، حرارت، آیرودینامیک، سازه، سیستم حفاظت حرارتی و نیروی جلوبرنده مداری^۷ برای بهینه‌سازی پیکربندی کپسول فضایی دو مخروطی^۸ بود. چهارچوب^۹ چندموضوعی همه در یک مرحله^{۱۰} (AAO) توسعه داده شد و از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده شد. نتایج نشان داد که رویکرد به نوع مخروطی با پایداری آیرودینامیکی محدود می‌شود. همچنین رویکرد به کمینه‌سازی ضخامت مجاز سپر حرارتی، به شار حرارتی جذب‌شده مجاز محدود می‌شود.

⁶ Genetic Algorithms

⁷ Deorbit Propulsion

⁸ Bi-conic

⁹ Framework

¹⁰ All At Once

¹ Multidisciplinary Design Optimization (MDO)

² Response surface methodology

³ Kriging

⁴ Cross-range

⁵ Nondominated solutions

ثابت را انجام دادند. اهداف بهینه‌سازی، کمینه‌سازی جرم و بیشینه‌سازی فرکانس مود اول ارتعاشاتی استوانه بود. آن‌ها به کمک نرم‌افزار انسیس و تهیه سطح پاسخ، نقطه بهینه طراحی به کمک الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک دوهدفه را شناسایی نمودند. کبگانیان و همکاران [0] طراحی چندموضوعی فضاپیمای آپولو را با استفاده از روش شبه‌طیفی رادو^۴ و با هدف کاهش جرم، بهینه کردند. موضوعات شامل مسیر، هندسه، آیرودینامیک و حرارت بود. آن‌ها با استفاده از ضرایب آیرودینامیکی و حرارتی آپولو، ابعاد بهینه برای یک فضاپیمای بازگشتی را ارائه نمودند. طراحی بهینه معرفی شده منجر به کاهش ۱۷ درصدی جرم در مقایسه با جرم اصلی آپولو شد. جوسپا و همکاران [0] یک روش پارامتریک برای مدل‌سازی و بهینه‌سازی شکل یک فضاپیمای قابل‌استفاده مجدد توسعه دادند. روش آن‌ها امکان تولید کارآمد طرح‌های مختلف و اعتبارسنجی از طریق دینامیک سیالات محاسباتی را فراهم کرد. آن‌ها با موفقیت اشکال آیرودینامیکی را برای یک وسیله قابل‌استفاده مجدد بهینه‌سازی کردند و نتایج خود را از طریق شبیه‌سازی‌هایی که در حدود ۵-۱۰٪ از تخمین‌های اولیه آن‌ها فاصله داشتند، مورد اعتبارسنجی قرار دادند. ژو و همکاران [0] یک مدل شبکه عصبی چند-دقتی^۵ ترکیبی را معرفی کردند که شکل آیرودینامیکی یک وسیله فضایی بازگشتی را بهبود بخشید و منجر به دقت و کارایی محاسباتی بالاتری شد. این مدل کمتر از ۱٪ خطا در پیش‌بینی ضریب درگ و ۶٪ خطا در شار حرارتی سکون را به دست آورد. زمان محاسبات به‌طور قابل‌توجهی کاهش یافت در حالی که عملکرد آیرودینامیکی با افزایش ۵/۰۸٪ در ضریب درگ و کاهش ۸/۶۲٪ در شار حرارتی سکون بهبود یافت. سان و همکاران [0] یک مدل دو دمایی با در نظر گرفتن پارامترهای ساختاری و پروازی برای تحلیل توزیع شار حرارتی در یک وسیله فضایی بازگشتی مکانیکی معرفی کردند. این مدل دقت بیشتری نسبت به مدل یک دما داشت و نشان داد که حداکثر شار حرارتی می‌تواند در نقطه سکون یا نقطه شانه‌ای رخ دهد که برخلاف باورهای پیشین است.

بونسکیو و همکاران [0] به بهینه‌سازی آیرودینامیک-حرارتی پیکربندی کپسول واردشونده به جو با موضوعات هندسه، آیرودینامیک و حرارت پرداختند. اهداف شامل کمینه‌سازی شار حرارتی، بیشینه‌سازی پایداری و ضریب پسا بود. آن‌ها برای بهینه‌سازی از الگوریتم ژنتیک استفاده کردند. نتایج نشان داد که روش حل ایشان برای بهینه‌سازی آیرودینامیکی-حرارتی مناسب است. درنهایت، یک جبهه پارتو برای کمک به تصمیمات طراحی ایجاد شد. برشنلوا و همکاران [0] پیکربندی یک وسیله واردشونده به جو را با روش متقارن محوری آنالوگ^۱ و تکنیک اصلاح‌شده نیوتن^۲ بهینه کردند. موضوعات شامل هندسه، آیرودینامیک، حرارت و مسیر بود. روش بهینه‌سازی شامل روش طراحی آزمایش و روش سطح پاسخ بود. اختلاف بزرگ در مقدار شارهای حرارتی عمدتاً به دلیل تخمین ناحیه‌گذار از معیارهای تقریبی گذار بود. در مطالعات قبلی فرض بر این بود که نقطه‌گذار در موقعیت سطح مشترک بین مخروط و کره، ثابت است. این پدیده حساسیت مطالعات بهینه‌سازی طراحی بر روی پارامترهای حساس مانند موقعیت گذار جریان از جریان آرام به توربولانس (که نمی‌توان آن را به‌طور دقیق در مرحله طراحی مفهومی پیش‌بینی کرد) را تأیید می‌کند. هی و همکاران [0] کل مسیر مأموریت فضایی یک پرتابه از پرتاب تا ورود به جو را بهینه کردند. در تحقیق آن‌ها یک روش بهینه‌سازی مبتنی بر مدل جایگزین برای بهینه‌سازی کل مسیر موردبررسی قرار گرفت. توابع هدف شامل کمینه‌سازی زمان مأموریت، کمینه‌سازی مصرف سوخت و بیشینه‌سازی وزن محموله بود. آن‌ها در این فاز از یک فرآیند بهینه‌سازی سلسله‌مراتبی شامل الگوریتم ژنتیک، روش‌های مجموعه عمل و نقطه داخلی^۳ برای به دست آوردن نقطه بهینه استفاده نمودند. شبیه‌سازی‌های عددی نشان داد که روش پیشنهادی برای پیش‌طراحی مأموریت فضایی کامل، قابل‌قبول بوده و نتایج نیز بهینه هستند. ناصح و همکاران [0] بهینه‌سازی دوهدفه سازه‌ای کپسول فضایی با تقریب استوانه جدار نازک با طول مشخص و تحت نیروی محوری فشاری و فشار جانبی

⁴ Rado pseudo-spectral method

⁵ Multi-fidelity

¹ Axisymmetric Analogue Method

² Modified Newtonian Technique

³ Action set and interior-point methods

یک بهینه‌سازی جامع و مؤثر را تضمین می‌کند [0]. طراحی بهینه چندموضوعی در صنایع مختلف معمولاً در سه گام استفاده می‌شود: طراحی مفهومی، طراحی اولیه و طراحی دقیق [0]. طراحی و پیکربندی کپسول فضایی واردشونده به جو یک فرآیند پیچیده و چندموضوعی است که باید تمام ملاحظات و جنبه‌های فنی و پیکربندی به‌طور موازی در طول فرآیند طراحی در نظر گرفته شوند. برای این منظور، لازم است یک چارچوب طراحی بهینه چند موضوعی ایجاد شود. با توجه به گستردگی محاسبات و پردازش داده‌های موردنیاز، همچنین پیچیدگی مسئله، چارچوب بهینه‌سازی همه در یک مرحله، برای دستیابی به سطح مطلوب از دقت و کارایی در طول مرحله طراحی مفهومی استفاده می‌شود. امروزه الگوریتم‌های بهینه‌سازی ژنتیک، به‌طور مؤثری در حل مسائل پیچیده مهندسی کمک می‌کنند. لازم به ذکر است، مسائل تک‌هدفه فقط یک پاسخ بهینه دارند [0]. ماتریس طراحی بهینه چندموضوعی و ارتباط داده بین موضوعات آن در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل (۱): پروفایل پرواز زیرمداری^۲ کپسول.

۳-۱- موضوعات طراحی، متغیرها، قیود و الزامات

در شکل ۲، تعداد ۵ موضوع اصلی در طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی کپسول زیستی مشخص شده‌اند. موضوعات طراحی شامل هندسه، آیرودینامیک، مسیر، گرمایش و سازه می‌باشند. در ابتدا با توجه به حدود مجاز متغیرهای طراحی (همان متغیرهای هندسی تعیین‌کننده پیکربندی کپسول)، ساختار بهینه‌سازی ایجاد می‌شوند و در

هدف از مقاله حاضر، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی-تک‌هدفه کپسول واردشونده به جو در فاز طراحی مفهومی بر اساس روش مدل جایگزین ترکیبی کریگینگ-سطح پاسخ است. موضوعات طراحی شامل هندسه، آیرودینامیک، گرمایش، مسیر و سازه است. آنچه این تحقیق را از کارهای انجام‌شده پیشین متمایز می‌کند، استفاده از روش ترکیبی کریگینگ-سطح پاسخ برای ساختن مدل‌های جایگزین و همچنین تمرکز بر موضوعات و اهداف سازه‌ای در مسئله طراحی چندموضوعی پیکربندی کپسول فضایی می‌باشد. این اهداف سازه‌ای که در تحقیقات پیش‌ین موردبررسی قرار نگرفته‌اند، عبارت‌اند از کمینه‌سازی تغییرشکل سازه، بیشینه‌سازی فرکانس طبیعی اول سازه و بیشینه‌سازی ضریب بار کمانشی سازه. در این تحقیق با توجه به فضای طراحی متشکل از متغیرهای هندسی کپسول، مدل‌های جایگزین با استفاده از روش ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ استخراج می‌شوند. در ادامه مسئله طراحی بهینه چندموضوعی، موضوعات و قیود و متغیرهای طراحی معرفی و موردبررسی قرار خواهند گرفت. برای بهینه‌سازی مسئله از الگوریتم ژنتیک تک‌هدفه (GA) استفاده شده است.

۲- مفاهیم عملیات (CoPs)^۱

مأموریت‌های فضایی کپسول‌های زیستی، بسیار متنوع است. از سفینه‌های مدار و مدارگردها تا کپسول‌های فضایی زیرمداری را شامل می‌شود. در تعریف مسئله حاضر، سناریوی زیرمداری مدنظر می‌باشد. در شکل ۱ سناریوی مأموریت زیرمداری کپسول فضایی موردنظر از لحظه پرتاب تا لحظه بازگشت به جو و فرود بر روی زمین را نشان می‌دهد. چنانچه در ادامه نیز بیان خواهد شد، در طراحی بهینه چند موضوعی و پیاده‌سازی چارچوب طراحی، فاز برگشت مدنظر قرار گرفته است.

۳- طراحی بهینه چندموضوعی کپسول زیستی

این روش با در نظر گرفتن اینکه چگونه هر متغیر بر هر موضوعی از فرآیند بهینه‌سازی چند موضوعی تأثیر می‌گذارد،

² Suborbital flight profile

¹ Concept of Operations (CoPs)

بخش بعدی برای تولید مدل‌های جایگزین ترکیبی مورد استفاده قرار خواهند گرفت. در نهایت، به کمک چارچوب طراحی بهینه چندموضوعی همه در یک مرحله (AAO)، بهینه‌سازی به کمک الگوریتم ژنتیک انجام می‌گیرد. در بخش بعدی، ضمن معرفی هر یک موضوعات طراحی، در پایان قیود و الزامات متغیرهای طراحی معرفی و در پیاده‌سازی چارچوب مورد استفاده قرار خواهند گرفت.

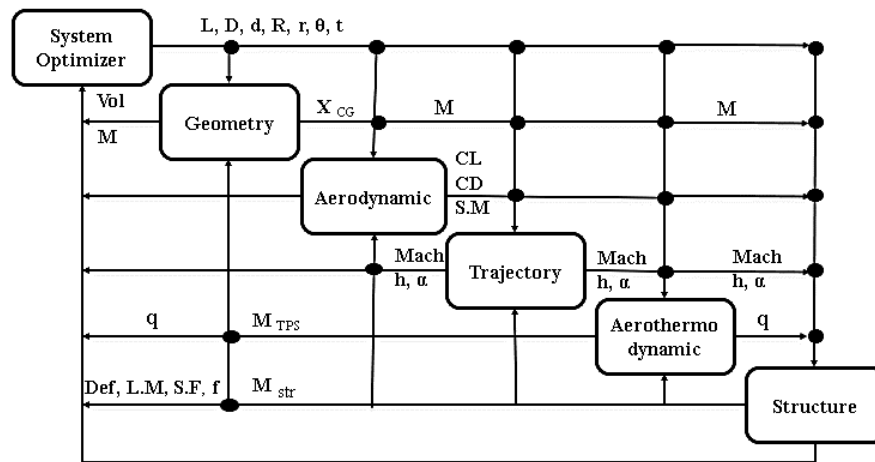
۳-۱-۱- هندسه

با نگاهی به شمایل کپسول‌های فضایی جدید در دنیا، مشخص است همگی دارای شمایل بلانت (کره-مخروط) می‌باشند. در شکل ۳ هندسه کپسول زیستی 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 فلزی (فرض یکنواختی) تعریف می‌شود.

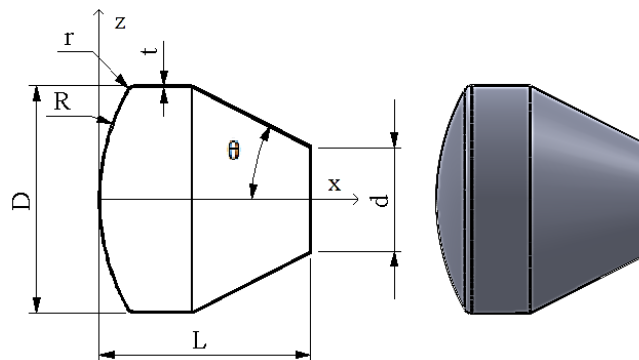
$$L - R - \frac{D - d}{2 \tan \theta} + \sqrt{R^2 - \left(\frac{D}{2}\right)^2} \geq r \quad (1)$$

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

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



شکل (۲): ماتریس طراحی بهینه چندموضوعی کپسول با موضوعات پیکربندی و سازه.



شکل (۳): هندسه کپسول بازگشتی.

جدول (۱): حدود مجاز متغیرهای طراحی

ردیف	متغیر طراحی	واحد	کمترین مقدار	بیشترین مقدار	توضیحات
۱	L	mm	۱۰۰۰	۲۴۰۰	-
۲	D	mm	۱۰۰۰	۲۰۰۰	-
۳	θ	°	۵	۸۰	-
۴	R	mm	۱۰۰۰	۲۰۰۰	-
۵	d	mm	۴۰۰	۸۰۰	-
۶	r	mm	۲۰	۱۰۰	-
۷	t	mm	۳	۱۲	مقادیر مجزا

۳-۱-۲- آیرودینامیک

برای مدل سازی موضوع آیرودینامیک و استخراج ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری، از کد MD^1 استفاده شده است. برای این منظور تعداد ۱۰۹ نقطه (هندسه های مختلف کپسول) در نرم افزار MD پیاده سازی شده است. در ادامه، برای اعتبارسنجی نتایج کد MD چندین اجرا در نرم افزار فلوئنت گرفته شده است. که در آن ها اثرات لایه مرزی لحاظ شده است. لازم به ذکر است که با توجه به در دسترس بودن داده های پروازی (داده های تله متری) کپسول زیستی بومی، نتایج فلوئنت با نتایج تله متری نیز کالیبره شده است. در واقع نتایج کد MD توسط نتایج کالیبره شده CFD با تست پروازی، اصلاح و اعتبارسنجی شده اند و نهایتاً مدل های جایگزین ضرایب آیرودینامیکی نهایی حاصل شده است. همچنین ماکزیمم خطای کد MD برای نیروی پسای آیرودینامیکی (درگ) در این هندسه متقارن محوری، ۲۰ درصد بوده است که اصلاح شده است. 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 آن ها، در نظر گرفته می شود. مختصات عرضی مرکز جرم (آفست) را نیز می توان تا ۵ درصد قطر بزرگ کپسول در نظر گرفت. توابع حاشیه پایداری طولی MD^2 و ضریب بالستیک MD^2 که به ترتیب در

روابط (۳) و (۴) تعریف شده اند، به عنوان موضوع آیرودینامیک مدل سازی شده اند.

$$S.M = \frac{X_{CP} - X_{CG}}{L} \quad (3)$$

$$B.C = \frac{M}{C_D A} \quad (4)$$

۳-۱-۳- مسیر

برای شبیه سازی فاز بازگشت به جو کپسول، یک کد سه درجه آزادی در نرم افزار متلب توسعه داده شده است. معادلات فاز ورود به جو در رابطه (۵) نشان داده شده است. همچنین شتاب گرانشی طبق رابطه (۶) محاسبه شده است. تعریف ارتفاع کپسول در سیستم مختصات در رابطه (۷) بیان شده است. همچنین نیروهای برآ و پسای آیرودینامیکی به ترتیب با توجه به روابط (۸) و (۹) محاسبه شده اند. شکل ۴ شماتیک مختصات کپسول در بازگشت به جو را نشان می دهد.

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \\ \dot{v} \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$= \begin{pmatrix} V \cdot \cos(\gamma) \\ V \cdot \sin(\gamma) \\ \frac{F_D}{M} - (g + Acc_{ct}) \cdot \sin(\gamma) \\ \frac{1}{V} \left(-\frac{F_L}{M} + (g + Acc_{ct}) \cdot \cos(\gamma) \right) \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$g = \frac{g}{(R_E + h)^2} \quad (6)$$

$$h = -z \quad (7)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} C_L \quad (8)$$

¹ Missile DATCOM² Longitudinal stability margin

و به سازه اعمال شده است. بدین منظور در نرم افزار انسیس ورکبنچ از سه ماژول استاتیک استراکچرال^۳، مودال^۴ و باکلینگ^۴ استفاده شده است. تحلیل های اجزای محدود در این پژوهش شامل تحلیل استاتیکی سازه، تحلیل مودال و کمانش است که تنش معادل فون میسز (رابطه (۱۳))، حداکثر تغییر شکل سازه ای، اولین فرکانس طبیعی پوسته و ضریب بار کمانشی کپسول را محاسبه می کنند. تنظیمات این تحلیل ها برای سه هدف کمینه سازی تغییر شکل، بیشینه سازی مقاومت کمانشی و بیشینه سازی فرکانس اول سازه ای در جدول ۳ بیان شده است. ضریب اطمینان تنش استاتیکی و ضریب بار کمانشی به ترتیب در روابط (۱۴) و (۱۵) تعریف شده اند. لازم به طور است که جنس پوسته بدنه کپسول، آلومینیوم T6-۶۰۶۱ در نظر گرفته شده است که خواص آن در جدول ۴ بیان شده است.

$$\sigma_{von-mises} \quad (13)$$

$$= \sqrt{0.5[(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + 6(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2)]}$$

$$S.F = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{von-mises}} \quad (14)$$

$$L.M = \frac{F_{critical}}{F_{applied}} \quad (15)$$

همچنین فرض شده است که جرم کل کپسول مطابق با رابطه (۱۶) متشکل از جرم تجهیزات ثابت (سامانه بازیابی، سامانه ارتباطات و کامپیوتر پرواز و سامانه جدایش و...) به علاوه جرم سازه و جرم عایق حرارتی است.

$$M = M_{equipment} + M_{str} + M_{TPS} \quad (16)$$

۳-۲- قیود و الزامات طراحی

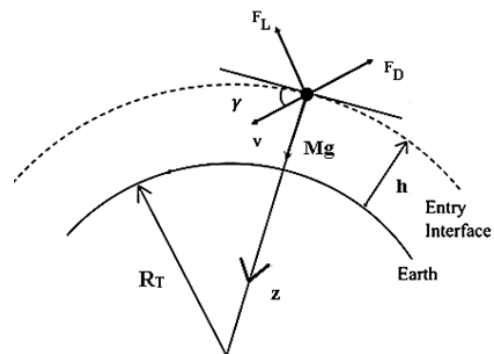
برای مسئله بهینه سازی با استفاده از الزامات طراحی، قیود متغیرهای طراحی به صورت جدول ۵ مشخص می شوند. لازم به ذکر است، قید حجم داخلی کپسول از الزامات طراحی کپسول زیستی بومی اتخاذ شده است، همچنین، برای قیودی مانند مقدار حاشیه پایداری استاتیکی، ضریب اطمینان استاتیکی و ضریب اطمینان کمانشی مورد نیاز، از تجربه طراحان و نویسندگان استفاده شده است که البته حدود این

$$F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 A_{ref} C_D \quad (9)$$

شتاب گریز از مرکز طبق رابطه (۱۰) محاسبه می شود. همچنین ضریب بار وارد بر کپسول طبق رابطه (۱۱) محاسبه می شود.

$$Acc_{ct} = - \frac{(V \cdot \cos(\gamma))^2}{R_E + h} \quad (10)$$

$$n = \frac{\sqrt{F_D^2 + F_L^2}}{Mg} \quad (11)$$



شکل (۴): دیگرام آزاد کپسول در ورود به جو [10].

۳-۱-۴- گرمایش

مفهوم بدنه بلانت که برای اولین بار 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 [0] از رابطه (۱۲) استفاده شده است. ضمناً از کامپوزیت سیلیکا-فنولیک به عنوان عایق حرارتی و فناشونده استفاده شده است که خواص حرارتی آن در جدول ۲ ارائه شده است.

$$q = 1.83 \times 10^{-4} \times V^3 \times \left(1 - \frac{T_w}{T_{aw}}\right) \sqrt{\frac{\rho}{R}} \quad (12)$$

۳-۱-۵- سازه

برای مدل سازی موضوع سازه کپسول زیستی از روش اجزای محدود در نرم افزار انسیس ورکبنچ^۱ استفاده شده است. در این مدل سازی کلیه بارهای در طول مسیر اعم از آیرودینامیکی و شتاب ها در نقطه بحرانی مسیر شناسایی شده

³ Modal

⁴ Buckling

¹ Ansys Workbench

² Static Structural

شبیه‌سازی‌های عددی دقیق از منظر محاسباتی زمان‌بر محسوب می‌شوند. از این‌رو برای کاهش زمان محاسباتی در طول فرآیندهایی نظیر بهینه‌سازی عملکرد محصول و مطالعات طراحی، مدل‌های جایگزین با دقت قابل قبولی از مدل‌های دقیق توسعه‌یافته و مورد استفاده قرار می‌گیرند [0]. مسائل بهینه‌سازی شامل محاسبات پرهزینه برای دستیابی به توابع هدف بهینه با رعایت قیود طراحی هستند. به کمک مدل‌های جایگزین می‌توان با تعداد اجزاهای کمتر و با برآزش منحنی‌ها، معضل زمان و هزینه طراحی را حل نمود [0]. حال در مقاله حاضر، حل مسئله بهینه‌سازی کپسول فضایی واردشونده به جو با استفاده از روش مدل جایگزین ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ انجام خواهد شد.

اعداد با بسیاری از منابع طراحی مهندسی هم‌خوانی دارد. از طرفی بر اساس نظر طراح، افزایش دمای پوسته تا حدی مجاز در نظر گرفته شده است که خواص مکانیکی سازه افت قابل‌توجهی نداشته باشد (تغییر در خواص مکانیکی تا ۱۰ درصد لحاظ شده است). حدود ضریب بار نیز با توجه به زیستی بودن کپسول و بیشینه شتاب قابل تحمل موجود زنده انتخاب شده است و شار حرارتی بیشینه با توجه به مقدار مقاومت گرمایی ماده عایق انتخاب شده است. این قیود به صورت کلی برای حل مسئله کمینه‌سازی جرم بیان شده است. لذا، 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 خواهد گرفت.

۴- استخراج مدل‌های جایگزین

جدول (۲): خواص حرارتی عایق کامپوزیت سیلیکا- فنولیک

دما (K)	چگالی (kg/m^3)	ظرفیت حرارتی ویژه ($\text{J/kg}\cdot\text{K}$)	ضریب هدایت گرمایی ($\text{W/m}\cdot\text{K}$)
۲۲۷/۷۸	۱۷۴۲/۵۲	۵۹۴/۵	۰/۶۱۷
۲۹۴/۴۴	۱۷۴۲/۵۲	۷۸۲/۹	۰/۶۲۹
۴۲۲/۲۲	۱۷۴۲/۵۲	۱۰۶۷/۶۰	۰/۶۳۶
۶۴۴/۴۴	۱۷۴۲/۵۲	۱۲۸۵/۳۰	۰/۶۴۲
۸۳۳/۳۳	۱۷۴۲/۵۲	۱۳۹۰/۱	۰/۶۴۲
۱۱/۱۱۱۱	۱۷۴۲/۵۲	۱۴۸۶/۶	۰/۶۴۲

جدول (۳): تنظیمات حلگرهای سازه‌ای انسیس ورک‌بنچ

ردیف	نوع تحلیل	نوع المان	تعداد المان	تعداد گره	شرایط مرزی
۱	استاتیکی (برای هندسه با کمترین تغییر شکل)	Quad (۴ ضلعی)	۱۲۵۷۹	۱۲۶۵۴	یکسر گیردار
۲	کمانش (برای هندسه با بیشترین مقاومت کمانشی)	Quad (۴ ضلعی)	۱۵۰۷۳	۱۵۴۴۶	یکسر گیردار
۳	مودال (برای هندسه با بیشترین فرکانس اول)	Quad (۴ ضلعی)	۹۹۲۰	۹۹۷۹	آزاد-آزاد

جدول (۴): خواص مکانیکی بدنه فلزی کپسول [0]

جنس	دما	هدایت حرارتی	ظرفیت حرارتی	چگالی	انبساط حرارتی	مدول یانگ	تنش تسلیم	ضریب پواسون	دمای ذوب
	(K)	($\text{W/m}\cdot\text{K}$)	($\text{J/kg}\cdot\text{K}$)	(kg/m^3)	($\times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$)	(GPa)	(MPa)		(°C)
آلومینیوم 6061-T6	۰	۱۶۲	۹۱۷	۲۷۰۳	۲۲/۴	۶۹/۷	۲۷۷/۷	۰/۳۳	۶۵۲-۵۸۲
	۹۸	۱۷۷	۹۷۸	۲۶۸۵	۲۴/۶۱	۶۶/۲	۲۶۴/۶		
	۲۰۱	۱۹۲	۱۰۲۸	۲۶۵۷	۲۶/۶	۵۹/۲	۲۱۸/۶		
	۳۱۶	۲۰۷	۱۰۷۸	۳۰+۲۶	۲۷/۶	۴۷/۷۸	۶۶/۲		
	۴۲۸	۲۲۳	۱۱۳۳	۲۶۰۲	۲۹/۶	۳۱/۷۲	۱۷/۹		
	۵۷۱	۲۵۳	۱۲۳۰	۲۵۷۴	۳۴/۲	۰	۰		

$$y(x) = f(x) + Z(x) \quad (20)$$

که در آن $y(x)$ تابع مجهول موردبررسی است، $f(x)$ تابعی از x است و $Z(x)$ تحقق یک فرآیند تصادفی با میانگین صفر، واریانس σ^2 و کوواریانس غیر صفر است. $f(x)$ اغلب یک مقدار ثابت β در نظر گرفته می‌شود. $f(x)$ به صورت کلی فضای طراحی را تقریب می‌زند و $Z(x)$ انحرافات موضعی^۳ ایجاد می‌کند به طوری که مدل کریجینگ تعداد n_s نقطه نمونه برداری شده را درون یابی می‌کند. رابطه (۲۱) ماتریس کوواریانس $Z(x)$ را نشان می‌دهد.

$$Cov[Z(x^i), Z(x^j)] = \sigma^2 R([R(x^i, x^j)]) \quad (21)$$

در رابطه (۲۱)، R ماتریس همبستگی است و $R(x_i, x_j)$ تابع همبستگی بین هر دو نقطه x_i و x_j از n_s نقاط نمونه برداری است. R یک ماتریس متقارن ($n_s \times n_s$) است که در امتداد مورب قرار دارند. ماتریس همبستگی نشان می‌دهد که هر دو متغیر با هم چه تعاملی دارند و چگونه در مجموعه داده رفتار می‌کنند. این ماتریس، ضرایب همبستگی را بین متغیرهای مختلف در یک مجموعه داده، نشان می‌دهد. این ضرایب معیاری از ارتباط خطی بین دو متغیر هستند که مقداری بین -۱ تا +۱ می‌گیرند که در آن اعداد منفی نشان‌دهنده همبستگی خطی معکوس بین دو متغیر و اعداد مثبت نشان‌دهنده همبستگی خطی مستقیم بین دو متغیر هستند. در اینجا، از یک تابع همبستگی گاوسی مطابق با رابطه (۲۲) استفاده شده است:

$$R(x^i, x^j) = \exp\left[-\sum_{k=1}^{n_{dv}} \theta_k |x_k^i - x_k^j|\right] \quad (22)$$

که در آن n_{dv} تعداد متغیرهای طراحی و θ_k پارامتر همبستگی مجهولی است که برای برازش مدل استفاده می‌شود و x_k^i و x_k^j k امین مؤلفه‌های نقاط نمونه برداری x^i و x^j هستند. تخمین $\hat{y}(x)$ که پاسخ $y(x)$ در مقادیر آزمایش نشده x است، مطابق با رابطه (۲۳) است:

$$\hat{y} = \hat{\beta} + r^T(x) R^{-1}(y - f_1 \hat{\beta}) \quad (23)$$

که y بردار ستونی با n_s مقدار نمونه برداری پاسخ را نشان می‌دهد، f_1 یک بردار ستونی با طول n_s است که با ثابت در نظر گرفتن $f(x)$ دارای مؤلفه‌های یک است. بردار همبستگی

جدول (۵): قیود مسئله کمینه سازی جرم کپسول

ردیف	قید	مقدار
۱	شار حرارتی نقطه سکون	$q \leq 100 \text{ kw/m}^2$
۲	ضریب بار	$n \leq 5$
۳	حجم کپسول	$Vol \geq 1.88 \text{ m}^3$
۴	دمای پوسته فلزی	$T \leq 373 \text{ K}$
۵	ضریب اطمینان سازه‌ای	$S.F \geq 2$
۶	حاشیه پایداری طولی	$S.M \geq 0.1$
۷	ضریب اطمینان کمانشی	$L.M \geq 2$

۴-۱- روش سطح پاسخ

برای مدل سازی سطح پاسخ از تابع رابطه (۱۷) استفاده می‌شود.

$$y(x) = f(x) + \varepsilon \quad (17)$$

که در آن $y(x)$ نماینده تابع مجهول است، $f(x)$ یک تابع چندجمله‌ای از x است و ε نیز نماینده یک خطای تصادفی است که از توزیع نرمال با میانگین صفر و واریانس σ^2 پیروی می‌کند. در این پژوهش از تابع چندجمله‌ای درجه دوم $f(x)$ مطابق با رابطه (۱۸) برای تقریب $y(x)$ استفاده شده است:

$$f(x) = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{i < j} \sum_{j > i} \beta_{ij} x_i x_j \quad (18)$$

که مقادیر پارامترهای $\beta_0, \beta_i, \beta_{ii}, \beta_{ij}$ و β_{ij} با استفاده از روشی به نام رگرسیون حداقل مربعات مطابق با رابطه (۱۹) [0] محاسبه می‌شود. هدف از این روش، به حداقل رساندن مجموع مربعات اختلاف بین مقادیر پیش‌بینی شده $y(x)$ و مقادیر واقعی $y(x)$ است که در آن X ماتریس طراحی نقاط نمونه برداری، X^T ماتریس انتقال آن و y بردار ستونی حاوی مقادیر پاسخ در هر نقطه نمونه برداری است.

$$\beta = [X^T X]^{-1} X^T y \quad (19)$$

۴-۲- روش کریجینگ

در روش کریجینگ مطابق رابطه (۲۰)، تابع ترکیبی از یک مدل سراسری^۱ به اضافه انحرافات^۲ فرض می‌شود:

³ Localized deviations

¹ Global model

² Departures

برای بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک نیز از ماژول بهینه‌سازی برنامه انسیس اپتی‌اسلنگ بهره گرفته شده است.

۵-۱- استخراج مدل‌های جایگزین کریجینگ-سطح پاسخ و ارائه نتایج

با توجه به مدل ریاضی ارائه شده در بخش ۴، مدل جایگزین کریجینگ-سطح پاسخ استخراج می‌شود. در شکل ۵ و همین‌طور شکل ۶ اهم مدل‌های جایگزین مرتبط با مسئله مورد بررسی را نشان می‌دهند. در بخش بعد، از این مدل‌ها در چارچوب بهینه‌سازی چند موضوعی کپسول زیستی و یافتن نقاط طراحی بهینه مورد استفاده قرار می‌گیرند. در اینجا هر یک از روش‌های مدل جایگزین سطح پاسخ و کریجینگ بحث خواهند شد.

در شکل ۵ (الف) تا (ج) دقت مدل‌سازی با سه روش کریجینگ، سطح پاسخ و ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ بررسی شده است. محور افقی مقادیر نرمال شده واقعی توابع و محور عمودی مقادیر نرمال شده پیش‌بینی شده توسط مدل‌های جایگزین را نشان می‌دهد. هر چه نقاط به خط میانه ربع اول صفحه مختصاتی نزدیک‌تر باشند، دقت مدل جایگزین بالاتر است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، روش ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ دارای دقت بالاتری است. همچنین شکل ۵ (د) تا (و) مدل جایگزین حاشیه پایداری طولی را برحسب پارامترهای کپسول نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که پایداری طولی با قطر بزرگ کپسول رابطه مستقیم و با بقیه پارامترهای هندسی آن رابطه معکوس دارد. همچنین مشاهده می‌شود که رابطه آن با هر یک از متغیرهای طراحی تقریباً خطی است.

شکل ۶ (الف) تا (ج) مدل جایگزین تابع حداکثر تغییر شکل سازه‌ای برحسب پارامترهای کپسول را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که این تابع با مقادیر قطر بزرگ، زاویه نیم‌مخروط، شعاع سپر حرارتی و طول کل کپسول رابطه مستقیم و با بقیه پارامترهای کپسول رابطه معکوس دارد. شکل ۶ (د-و) مدل جایگزین تابع فرکانس طبیعی اول سازه‌ای را برحسب پارامترهای کپسول نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که تابع فرکانس با نیم‌زاویه مخروط کپسول رابطه مستقیم دارد.

$r^T(x)$ به طول n_s بین x نقطه آزمایش نشده و نقاط نمونه‌برداری شده $\{x^1, \dots, x^{n_s}\}$ ، در رابطه (۲۴) نشان داده شده است.

$$r^T(x) = [R(x, x^1), R(x, x^2), \dots, R(x, x^{n_s})]^T \quad (24)$$

$\hat{\beta}$ در رابطه (۲۳)، با استفاده از رابطه (۲۵) تخمین زده می‌شود.

$$\hat{\beta} = (f^{-1}R^{-1}f)^{-1}f^TR^{-1}y \quad (25)$$

واریانس σ^2 ، بین مدل کلی $\hat{\beta}$ و y ، با رابطه (۲۶) تخمین زده می‌شود:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{(y - f\hat{\beta})^TR^{-1}(y - f\hat{\beta})}{n_s} \quad (26)$$

که در آن $f(x)$ مقدار ثابت $\hat{\beta}$ فرض می‌شود. صحیح‌ترین تخمین برای θ_k در رابطه (۲۲) و برای برازش مدل، توسط رابطه (۲۷) به دست می‌آید:

$$\max_{\theta_k > 0} - \frac{[n_s \ln(\hat{\sigma}^2) + \ln|R|]}{2} \quad (27)$$

هر دوی σ^2 و R توابعی از θ_k هستند. اگرچه هر مقدار برای θ_k می‌تواند یک مدل درون‌یابی ایجاد کند، مدل کریجینگ بهینه با حل مسئله بهینه‌سازی غیرخطی نامحدود ارائه شده در رابطه (۲۷) به دست می‌آید [۱۰]. هر مدل جایگزین، مزایا و معایبی دارد، از این‌رو با توجه به غیرخطی و پیچیدگی توابع، از ترکیب آن‌ها استفاده می‌شود.

۵- پیاده‌سازی چارچوب بهینه‌سازی

در این بخش، به منظور پیاده‌سازی روش طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی کپسول زیستی، ابتدا لازم است، مدل‌های جایگزین ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ برای موضوعات استخراج شود. با استخراج مدل‌های جایگزین موضوعات، گام بعدی، پیاده‌سازی چارچوب طراحی بهینه چند موضوعی شکل ۲ و ارائه نتایج می‌باشد. برای ارتباط موضوعات طراحی در نرم‌افزار انسیس از ماژول انسیس اپتی‌اسلنگ استفاده شده است. به این صورت که نرم‌افزار متلب قابلیت فراخوانی در اپتی‌اسلنگ را دارد و برای برنامه MD نیز ابتدا مدل‌های جایگزین ضرایب ساخته شده است و صرفاً مدل‌های جایگزین ضرایب در انسیس کدنویسی شده است.

اتفاق می‌افتد که نشان‌دهنده ضعیف‌ترین قسمت کپسول از نظر مقاومت کمانشی است. شکل ۱۲ نتایج شبیه‌سازی مودال سازه کپسول بهینه با هدف بیشترین فرکانس اول سازه‌ای را نشان می‌دهد که بیشترین مقدار آن ۱۰۱/۸۹ هرتز است. درواقع این فرکانس بالاترین فرکانس از بین تمام کپسول‌های قابل طراحی در این فضای طراحی است. با توجه به سه بهینه‌سازی سازه‌ای فوق‌الذکر و با توجه به اینکه هر سه کپسول بهینه دارای ضخامت یکسانی (۱۲ میلی‌متر) هستند، تأثیرات این سه هدف سازه‌ای بر شمایل هندسه بیرونی کپسول کاملاً مشهود است.

جدول (۶): تنظیمات پارامترهای الگوریتم ژنتیک

ردیف	پارامتر	مقدار
۱	اندازه جمعیت	۳۰
۲	تعداد نسل‌ها	۶۰۰
۳	تعداد والدین	۱۰
۴	احتمال ترکیب	۸۰٪
۵	نرخ جهش	۱۵٪

شکل ۱۳ نمودار تغییرات ارتفاع^۱ پروازی در مرحله ورود به جو برای ۹ کپسول زیستی با پیکربندی‌های جدول ۷ به همراه نتایج تست پروازی یک کپسول بومی به مدت مجموعاً ۲۵۰ ثانیه را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که کپسول با بالاترین ضریب بالستیک، کندترین سرعت فرود و طولانی‌ترین زمان پرواز را دارا می‌باشد. همچنین، کپسول با حداکثر حجم داخلی، سریع‌ترین نرخ فرود را تجربه می‌کند.

در شکل ۱۴، نمودارهای سرعت ۹ کپسول بهینه به همراه نتایج تست پروازی^۲ یک کپسول بومی در مرحله ورود به جو و طی ۲۵۰ ثانیه مقایسه شده است. اگرچه حداکثر سرعت محاسبه شده برای همه کپسول‌های بهینه حدود ۱۲۰۰ متر بر ثانیه است، اما این حداکثر سرعت در زمان‌های مختلفی برای هر کپسول رخ داده است. همچنین کپسول با جرم کمینه، دیرتر به حداکثر سرعت پرواز خود رسیده است. در عوض، کپسولی که با هدف حداکثر راندمان حجمی طراحی شده است، زودتر به حداکثر سرعت پرواز خود رسیده

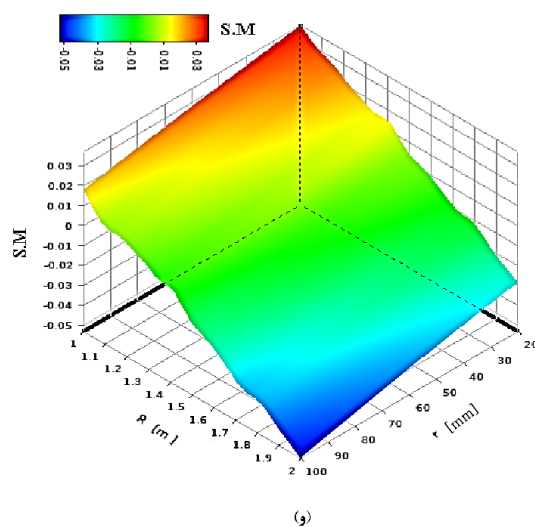
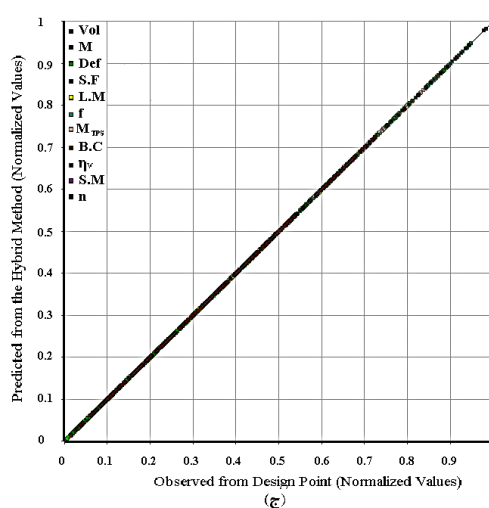
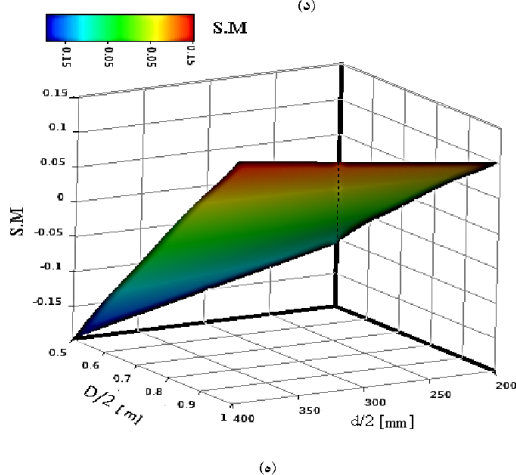
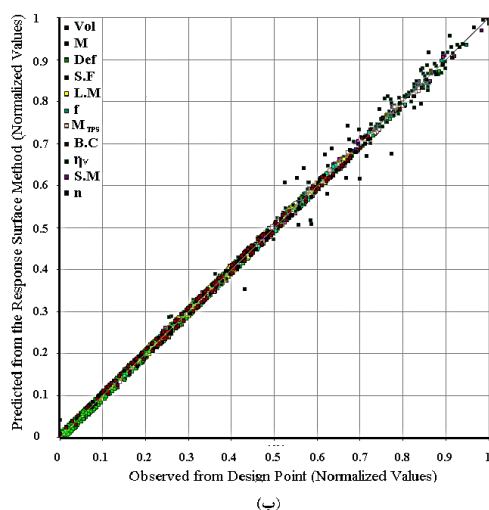
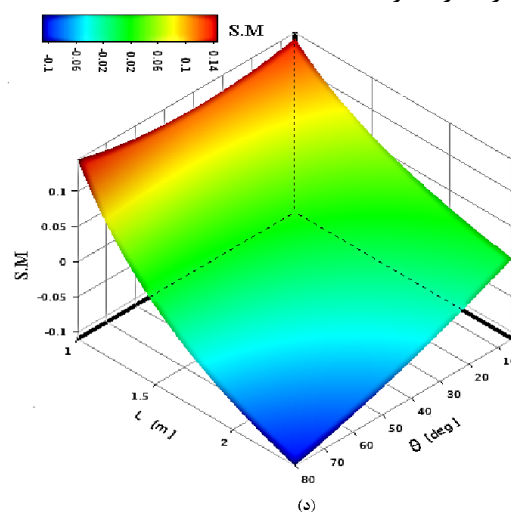
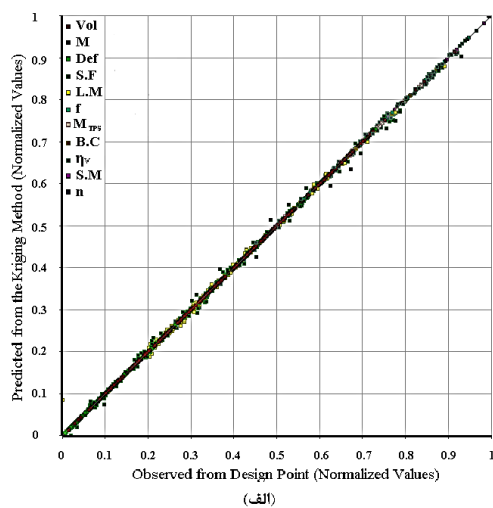
۵-۲- پیاده‌سازی طراحی بهینه چندموضوعی بر پیکربندی کپسول زیستی و ارائه نتایج

چنانچه بیان شد، پیکربندی مورد مطالعه، یک پیکربندی بلانت (کره-مخروط) می‌باشد؛ بنابراین، با استفاده از شکل ۲، کلیه موضوعات طراحی (۵ موضوع طراحی)، در یک چارچوب بهینه‌سازی همه در یک مرحله (AAO) و به کمک الگوریتم ژنتیک، طراحی و بهینه‌سازی می‌شوند. برای دستیابی به پیکربندی بهینه کپسول، تعداد ۹ هدف در نظر گرفته شده است که شامل کمینه‌سازی جرم، ضریب بالستیک، تغییر شکل سازه‌ای و بیشینه‌سازی پارامتر پسای فاز برگشت CDA، حاشیه پایداری طولی، حجم داخلی، فرکانس طبیعی اول سازه‌ای، ضریب بار کمانشی و راندمان حجمی است. در شکل ۷ دقت پیش‌بینی مدل‌های جایگزین این نه تابع هدف نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، دقت تخمین و پیش‌بینی مدل‌های جایگزین ساخته شده برای موضوعات طراحی این مقاله، بالای ۹۰ درصد است. همچنین شکل ۸ نمودار همگرایی فرکانس را نشان می‌دهد. تنظیمات پارامترهای الگوریتم ژنتیک برای مسئله بیشینه‌سازی فرکانس اول (کمینه‌سازی-f) سازه‌ای در جدول ۶ آمده است. درنهایت در جدول ۷ نتایج این ۹ بهینه‌سازی ارائه شده است. شکل ۹ تغییرات ضریب گشتاور پیچ برحسب زاویه حمله برای ۹ پیکربندی بهینه کپسول زیستی را نشان می‌دهد. شیب این نمودارها که نشان‌دهنده پایداری طولی کپسول است، منفی است، بنابراین هر ۹ پیکربندی کپسول دارای پایداری طولی ذاتی هستند. شکل ۱۰ نتایج شبیه‌سازی استاتیکی سازه کپسول بهینه با هدف کمترین تغییر شکل سازه‌ای را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود بیشترین تغییر شکل سازه‌ای حدود ۰/۷ میلی‌متر است که در محل سپر حرارتی اتفاق می‌افتد. در واقع این مقدار کمترین مقدار برای کلیه شمایل کپسول‌های فضای طراحی است؛ بنابراین این شمایل بیشترین صلابت سازه‌ای را دارا می‌باشد. شکل ۱۱ نتایج شبیه‌سازی کمانشی سازه کپسول بهینه با هدف بیشترین مقاومت کمانشی یعنی ضریب ۱۸/۷۱ است. همچنین مشاهده می‌شود که مود اول کمانشی در محل مخروطی شکل کپسول

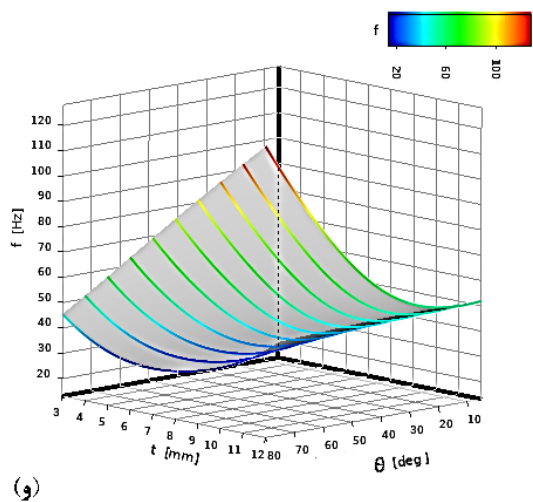
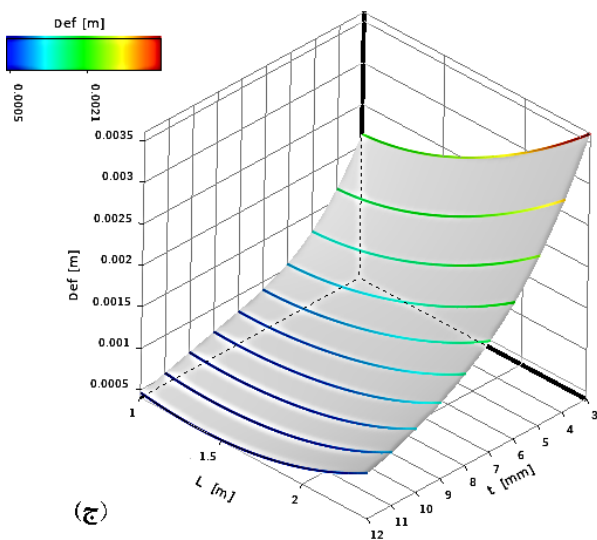
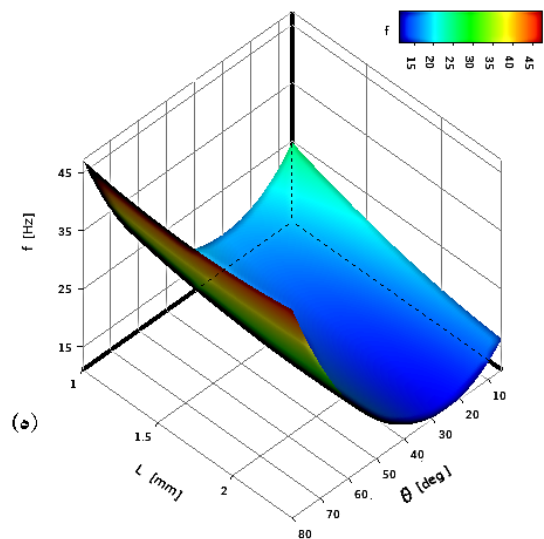
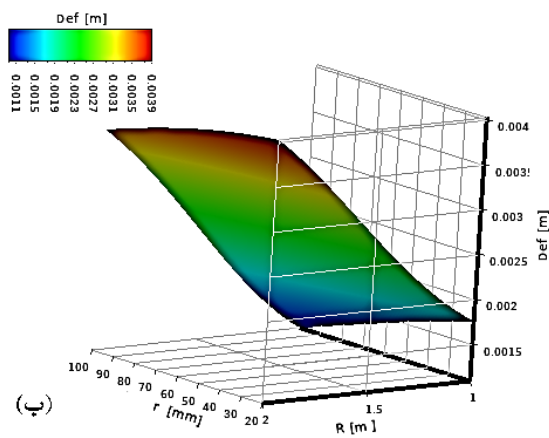
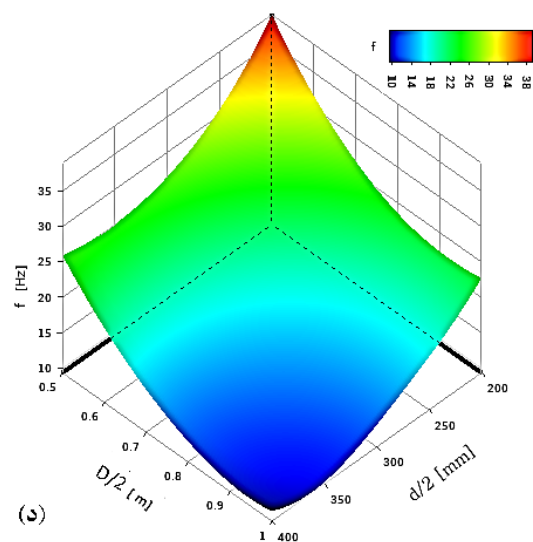
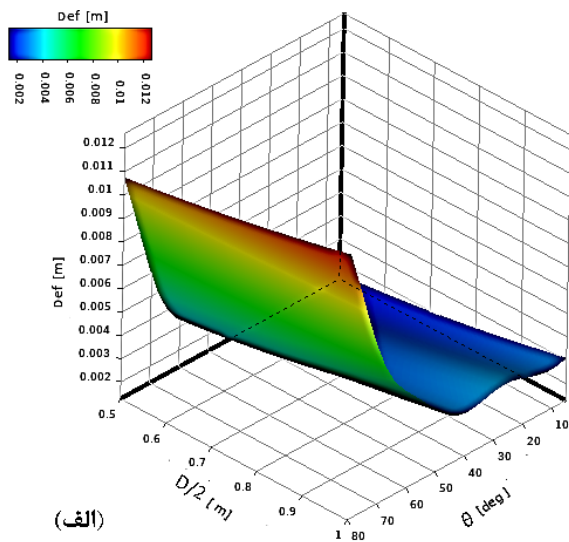
² Flight test

¹ Altitude

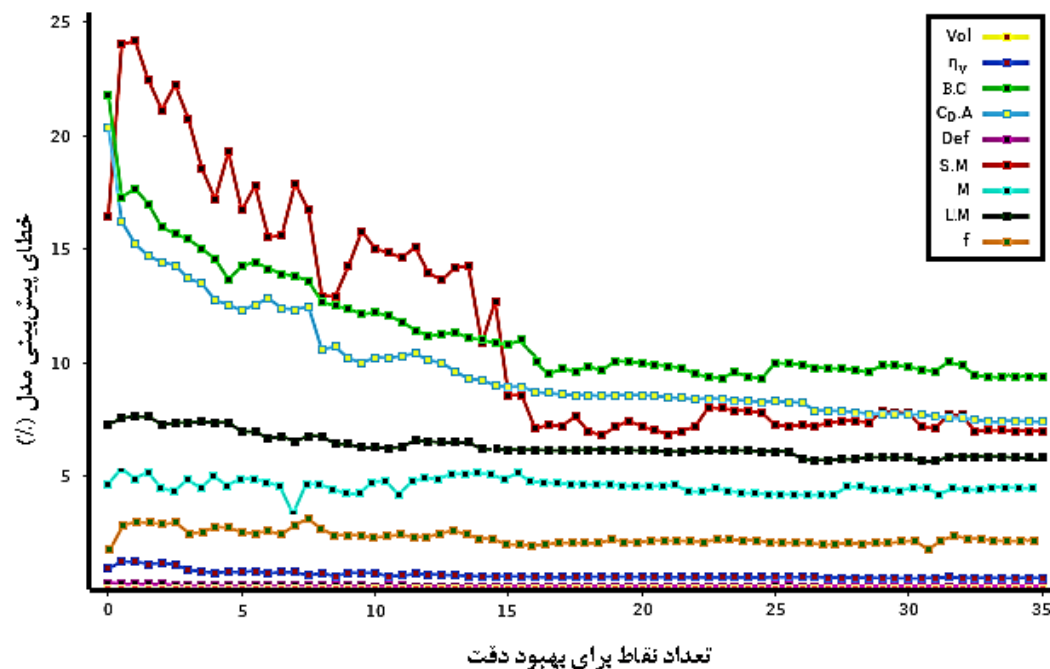
است. علاوه بر این، کپسول بومی نسبت به سایر کپسول‌ها سرعت بالاتری را تجربه کرده است.



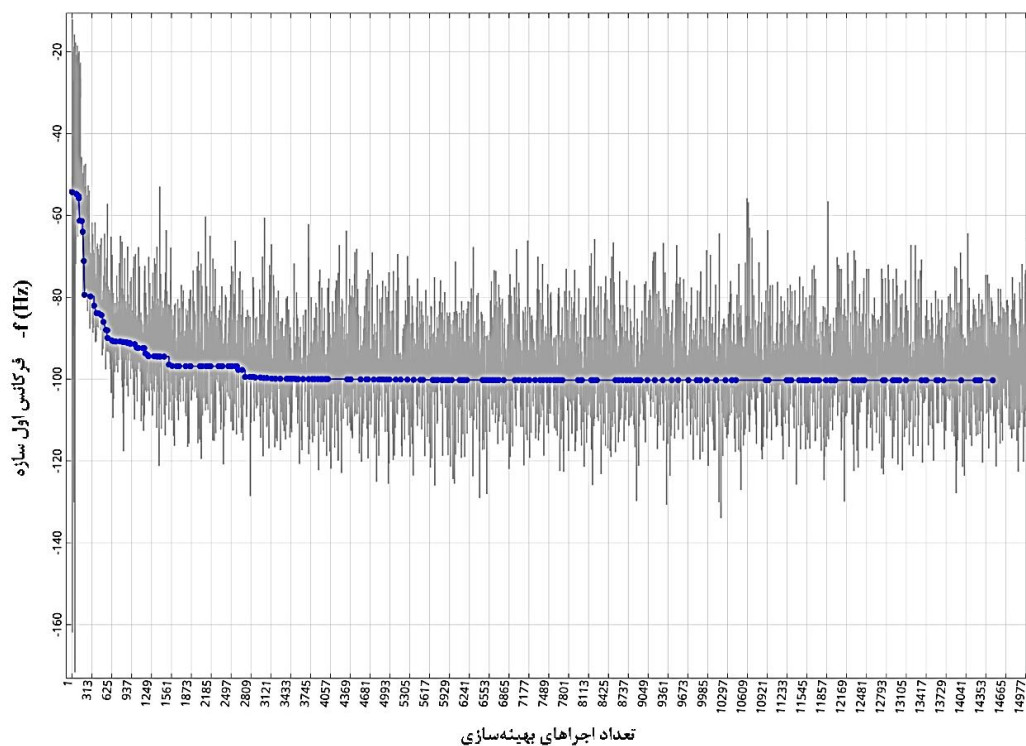
شکل (۵): (الف)-(ج) مقایسه دقت مدل‌های جایگزین با روش ترکیبی پیشنهادی؛ (د)-(و) مدل جایگزین برای حاشیه پایداری طولی.



شکل (۶): مدل های جایگزین: (الف)-(ج) ماکزیمم تغییر شکل سازه ای؛ (د)-(و) مدل جایگزین برای فرکانس طبیعی اول سازه ای.

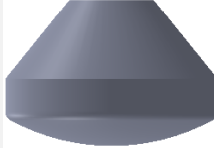
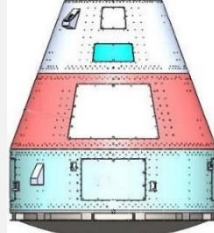


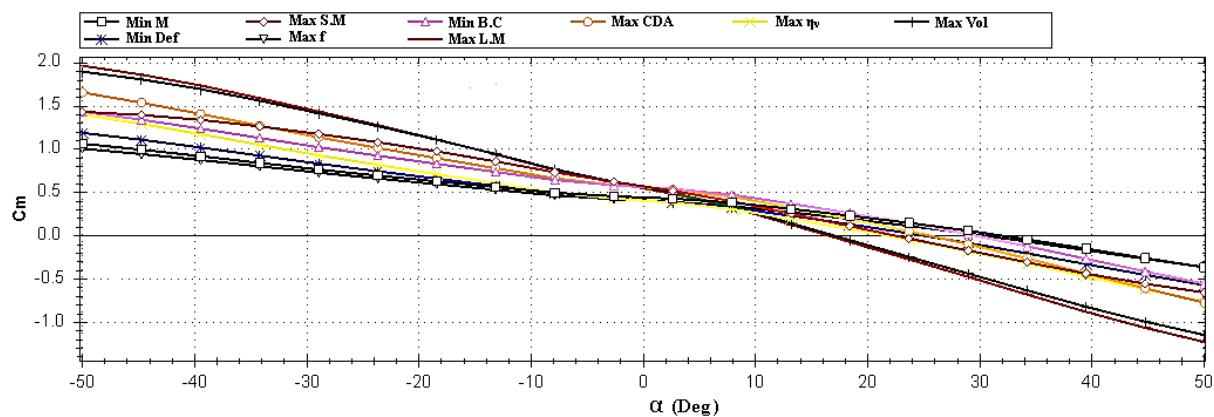
شکل (۷): همگرایی دقت برای مدل‌های جایگزین ۹ هدف بهینه‌سازی.



شکل (۸): نمودار همگرایی الگوریتم ژنتیک با هدف بیشینه‌سازی فرکانس سازه‌ای (کمینه‌سازی $-f$).

جدول (۷): مشخصات پیکربندی‌های بهینه

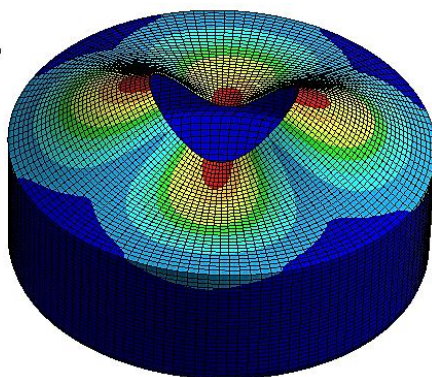
ردیف	هدف	θ (Deg)	D (mm)	d (mm)	R (mm)	r (mm)	L (mm)	t (mm)	شمایل
۱	کمینه‌سازی M	۴۶	۱۸۳۴	۷۱۴	۱۹۷۰	۵۰	۱۱۰۰	۳	
۲	بیشینه‌سازی $S.M$	۴۱	۱۹۹۶	۷۹۸	۱۹۸۵	۹۸/۵	۱۰۸۴	۷	
۳	کمینه‌سازی $B.C$	۳۶	۱۹۸۶	۷۹۶	۱۹۶۵	۸۷	۱۲۸۶	۳	
۴	بیشینه‌سازی CDA	۳۹	۱۹۹۷	۷۹۰	۱۹۹۸	۹۶	۱۳۷۰	۳	
۵	بیشینه‌سازی ηv	۴۷	۱۷۹۰	۷۹۰	۱۹۷۰	۷۰	۱۲۸۰	۵	
۶	بیشینه‌سازی Vol	۵۷	۲۰۰۰	۸۰۰	۱۹۶۲	۲۲	۱۵۴۴	۵	
۷	کمینه‌سازی Def	۴۱	۱۸۳۲	۷۹۷	۱۹۹۵	۹۷	۱۲۸۶	۱۲	
۸	بیشینه‌سازی f	۷۳	۱۸۸۲	۵۴۰	۱۹۷۰	۴۷	۱۰۳۹	۱۲	
۹	بیشینه‌سازی $L.M$	۲۸	۱۷۸۲	۸۰۰	۱۹۷۰	۵۰	۱۲۷۹	۱۲	
۱۰	نمونه تست پروازی	۲۵	۱۴۰۰	۷۰۰	۱۷۰۰	۲۰	۱۳۵۰	۴	



شکل (۹): نمودار ضریب گشتاور پیچ بر حسب زاویه حمله برای ۹ هندسه بهینه.

Modal
Total Deformation 7
Type: Total Deformation
Frequency: 101.89 Hz
Unit: mm

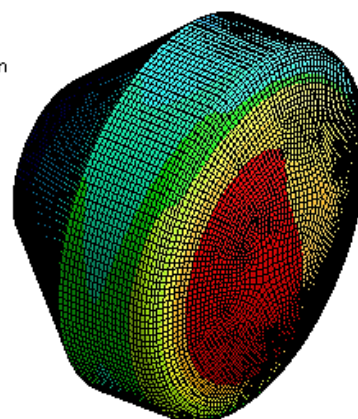
7.9374 Max
7.0555
6.1736
5.2916
4.4097
3.5278
2.6459
1.7639
0.882
6.7961e-5 Min



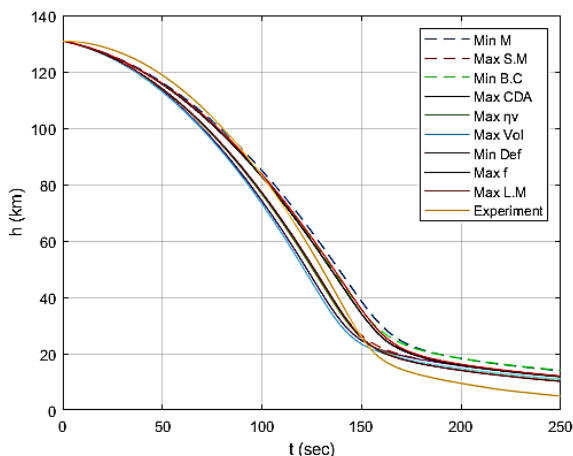
شکل (۱۱): نتایج شبیه‌سازی مودال سازه کپسول بهینه با هدف بیشترین فرکانس اول سازه.

Static Structural
Total Deformation
Type: Total Deformation
Unit: mm
Time: 1

0.71595 Max
0.6364
0.55685
0.4773
0.39775
0.3182
0.23865
0.1591
0.07955
0 Min



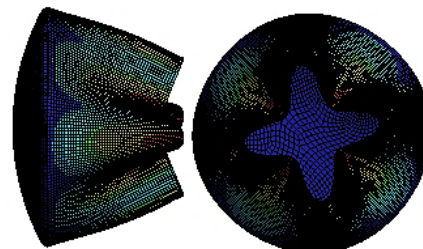
شکل (۱۰): نتایج شبیه‌سازی استاتیکی سازه کپسول بهینه با هدف کمترین تغییر شکل سازه‌ای.



شکل (۱۳): ارتفاع بر حسب زمان در مسیر بازگشت به جو.

Eigenvalue Buckling
Total Deformation
Type: Total Deformation
Load Multiplier: 18.71
Unit: mm

1.1265 Max
1.0013
0.87617
0.751
0.62584
0.50067
0.3755
0.25033
0.12517
0 Min

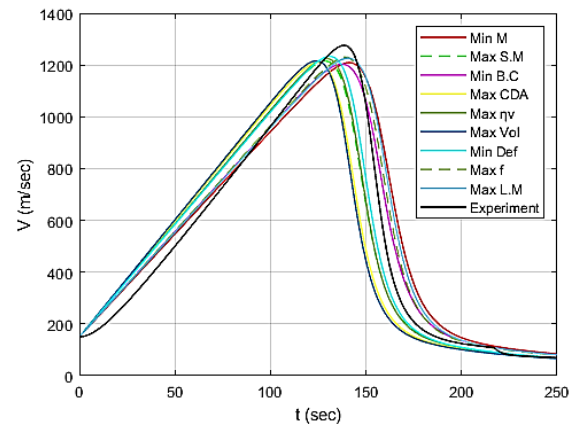


شکل (۱۲): نتایج شبیه‌سازی کمانشی سازه کپسول بهینه با هدف بیشترین مقاومت کمانشی.

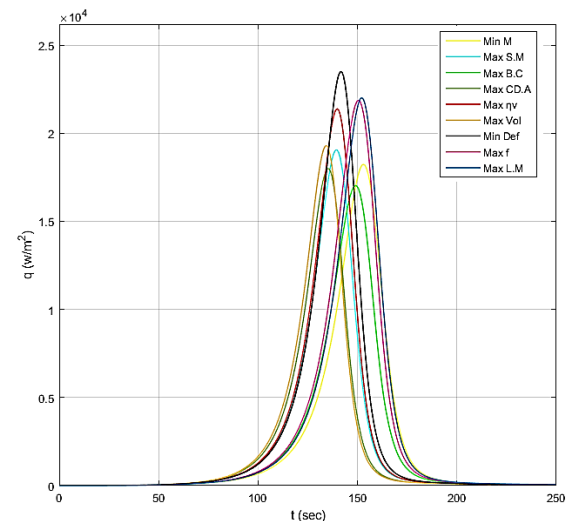
جایگزین کریجینگ-سطح پاسخ انجام پذیرفت. در این بهینه‌سازی، موضوعات مهم طراحی از قبیل هندسه، آیرودینامیک، مسیر، گرمایش و سازه در نظر گرفته شدند و بهینه‌سازی از منظر اهداف سازه‌ای نظیر بیشینه‌سازی صلابت سازه‌ای (کمترین تغییر شکل سازه‌ای)، بیشینه‌سازی مقاومت کمناشی و بیشینه‌سازی فرکانس اول سازه مورد توجه قرار گرفت و تأثیر این اهداف بر شمایل هندسه بیرونی کپسول بررسی شد. سپس مدل‌های جایگزین با استفاده از روش ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ استخراج شدند. نقاط طراحی بهینه با استفاده از الگوریتم ژنتیک در یک چارچوب چند موضوعی همه در یک مرحله (AAO)، شناسایی شدند. استفاده از مدل جایگزین ترکیبی کریجینگ-سطح پاسخ به‌طور قابل توجهی، دقت مدل‌های جایگزین برای بهینه‌سازی مسئله را بهبود بخشید (دقت همه مدل‌های جایگزین به بالای ۹۰ درصد رسید). پیکربندی کپسول زیستی با شمایل مختلف بهینه برای ۹ هدف مهم استخراج شدند. سپس نتایج بهینه‌سازی با نتایج حاصل از تست پروازی یک کپسول زیستی بومی مقایسه گردید که مطابقت خوبی در کلیت پارامترهای مسیر پروازی کپسول‌ها وجود داشت. برای مثال در زمان پرواز یکسان، سرعت بیشینه هر ۹ کپسول در بازه ۱۱۵۰ تا ۱۲۷۰ متر بر ثانیه بود. هرچند این سرعت‌ها در ارتفاعات مختلفی برای هر کپسول اتفاق افتاد. نتایج حاصل از شمایل ۹ پیکره بهینه می‌توانند به تصمیم‌گیری طراحان، به‌ویژه در فاز طراحی مفهومی و برای پیکربندی اولیه، کمک شایانی کرده تا سعی و خطا و تعداد سیکل طراحی را به حداقل برسانند.

۷- فهرست علائم

شتاب گریز مرکز	Acc_{ct}
سطح مرجع پسا	A
ضریب بالستیکی	$B.C$
ضریب پسا	C_D
ضریب برآ	C_L
ضریب گشتاور پیچ	C_m
قطر بیشینه	D
قطر کمینه	d



شکل (۱۴): نمودار سرعت برحسب زمان در مسیر بازگشت به جو.



شکل (۱۵): نمودار شار حرارتی نقطه سکون برحسب زمان. در شکل ۱۵ نمودار شار حرارتی نقطه سکون برای ۹ هندسه مختلف ارائه شده در جدول ۷ نشان داده شده است. از شکل مذکور مشهود است که کپسول طراحی شده با هدف کمینه تغییر شکل سازه‌ای، دارای بیشترین مقدار شار حرارتی نقطه سکون است. از طرف دیگر، کپسول طراحی شده با هدف کمینه ضریب بالستیکی، دارای کمترین شار حرارتی نقطه سکون است که مقدار بیشینه آن در ارتفاع کمتری نسبت به حالت قبل (کمینه تغییر شکل سازه‌ای) رخ می‌دهد.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی یک کپسول واردشونده به جو با استفاده از روش ترکیبی مدل

تنش تسلیم σ_{Yield}
پارامتر جاذبه استاندارد زمین $\mu=398600 \text{ km}^3.\text{S}^{-2}$

۸- مراجع

- [1] Tang W, Orlowski M, Longo JM, Giese P. Aerodynamic optimization of re-entry capsules. Aerospace science and technology. 2001;5(1):15-25. DOI: [https://doi.org/10.1016/S1270-9638\(00\)01085-3](https://doi.org/10.1016/S1270-9638(00)01085-3)
- [2] Tava M, Suzuki S. Multidisciplinary design optimization of the shape and trajectory of a reentry vehicle. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2002;45(147):10-9 DOI: <https://doi.org/10.2322/tjsass.45.10>
- [3] Arora R, Kumar P. Aerodynamic shape optimization of a re-entry capsule. In AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit 2003 (p. 5394). DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2003-5394>
- [4] Theisinger J, Braun R, Clark I. Aerothermodynamic Shape Optimization of Hypersonic Entry Aeroshells. In 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference 2010 (p. 9200). DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2010-9200>
- [5] Nosratollahi M, Mortazavi M, Adami A, Hosseini M. Multidisciplinary design optimization of a reentry vehicle using genetic algorithm. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2010;82(3):194-203. DOI: <https://doi.org/10.1108/00022661011075928>
- [6] Adami A, Nosratollahi M, Mortazavi M, Hosseini M. Multidisciplinary design optimization of a manned reentry mission considering trajectory and aerodynamic configuration. In Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies-RAST2011 2011 (pp. 598-603). IEEE. DOI: [10.1109/RAST.2011.5966908](https://doi.org/10.1109/RAST.2011.5966908)
- [7] Bunescu I, Pricop MV, Stoican MG, Dina AG. Aerothermodynamic Shape Optimization for Re-entry Capsule Using Genetic Algorithms. INCAS Bulletin. 2019;11(4):71-9. DOI: [10.13111/2066-8201.2019.11.4.7](https://doi.org/10.13111/2066-8201.2019.11.4.7)
- [8] Brchnelova M, Mooij E. Re-entry Shape Optimization Using the Axisymmetric Analogue

تغییر شکل سازه‌ای بیشینه	Def
فرکانس طبیعی اول سازه	f
نیروی اعمالی	F _{applied}
نیروی کماتش بحرانی	F _{critical}
نیروی پسا	F _D
نیروی برآ	F _L
شتاب جاذبه	g
ارتفاع پروازی	h
طول کپسول	L
ضریب اطمینان کماتشی	L.M
جرم کل کپسول	M
جرم تجهیزات کپسول	M _{equipment}
جرم سازه کپسول	M _{str}
عدد ماخ	Mach
جرم سپر حرارتی	M _{TPS}
ضریب بار	n
شار حرارتی نقطه سکون	q
شعاع سپر حرارتی	R
شعاع جانبی	r
شعاع زمین	R _E =6378.139km
مساحت سطح کپسول	S
ضریب اطمینان	S.F
حاشیه پایداری استاتیکی	S.M
ضخامت پوسته	t
دمای دیواره آدیاباتیک	T _{aw}
دمای دیواره	T _w
سرعت	V
حجم داخلی کپسول	Vol
مختصه طولی مرکز جرم	X _{CG}
مختصه طولی مرکز فشار	X _{CP}
مختصه ارتفاع	z
زاویه حمله	α
زاویه مسیر پرواز	γ
نسبت پواسون	ϵ
راندمان حجمی	η_v
زاویه نیم مخروط	ϑ
چگالی هوا	ρ
مؤلفه‌های تانسور تنش	σ_{ij}
تنش معادل فون میسز	$\sigma_{von-mises}$

- Structural Dynamics, and Materials Conference 2007 (p. 1905). DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-1905>
- [17] 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):619-42. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00158-011-0701-4>
- [18] Dirkx D, Mooij E. Conceptual shape optimization of entry vehicles. Springer.; 2016. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-3-319-46055-0>
- [19] 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):257-65. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.7814>
- [20] Mehta RC. Computational Fluid Dynamics Analysis over a Reentry Capsule at Mach 6. In AIAA Scitech 2023 Forum 2023 (p. 2114). DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2023-2114>
- [21] 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). DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0177075>
- [22] 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.
- [23] Arovitola 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. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106608>
- [24] 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;16:453-67. DOI: <https://doi.org/10.1590/S1516-14392012005000178>
- [25] Martins JR, Lambe AB. Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures. AIAA journal. 2013;51(9):2049-75. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J051895>
- Method with Modified Newtonian Technique Resolved Inviscid Flow field. In AIAA Scitech 2021 Forum 2021 (p. 0171). DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2021-0171>
- [9] He X, Zuo X, Li Q, Xu M, Li J. Surrogate-based entire trajectory optimization for full space mission from launch to reentry. Acta Astronautica. 2022;190:83-97. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.09.030>
- [10] Naseh H, Karimaei H, Lesani M. Two-Objective Structural Optimization of Space Capsule with Thin-Walled Cylindrical Approximation. Space Science, Technology and Applications. 2023;2(2):158-70. DOI: <https://doi.org/10.22034/jssta.2023.374805.1101>
- [11] Kabganian M, Hashemi SM, Roshanian J. Multidisciplinary Design Optimization of a Re-Entry Spacecraft via Radau Pseudospectral Method. Applied Mechanics. 2022;3(4):1176-89. DOI: <https://doi.org/10.3390/applmech3040067>
- [12] Iuspa L, Arovitola A, Pezzella G, Cristillo V, Viviani A. Multi-disciplinary optimization of a space re-entry vehicle using skeleton-based integral soft objects. Aerospace Science and Technology. 2022;131:107996. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107996>
- [13] Zhu H, Sun J, Guo H, Xu D, Cai G. Research on aerodynamic shape optimization of reentry vehicle based on hybrid scale multi-fidelity neural network model. Aerospace Science and Technology. 2023;142:108619. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108619>
- [14] Sun J, Zhu H, Xu D, Cai G. Aerodynamic thermal simulation and heat flux distribution study of mechanical expansion reentry vehicle. Aerospace. 2023;10(3):310. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10030310>
- [15] Zentner JM. A design space exploration process for large scale, multi-objective computer simulations. Georgia Institute of Technology; 2006.
- [16] de Weck O, Agte J, Sobieszcanski-Sobieski J, Arendsen P, Morris A, Spieck M. State-of-the-art and future trends in multidisciplinary design optimization. In 48th Aiaa/Asme/Asce/Ahs/Asc Structures,

- [26] Keane A, Nair P. Computational approaches for aerospace design: the pursuit of excellence. John Wiley & Sons; 2005. DOI: [10.1002/0470855487](https://doi.org/10.1002/0470855487).
- [27] Simpson T, Mistree F, Korte J, Mauery T. Comparison of response surface and kriging models for multidisciplinary design optimization. In 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO symposium on multidisciplinary analysis and optimization 1998 (p. 4755). DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1998-4755>