



Multi-Disciplinary Multi-Objective Optimization of Orion Type Re-Entry Capsule

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Authors

Ghaedamini Harouni A.R.¹ MSc,
Hashemi Mehne S.H.*¹ PhD

How to cite this article

Ghaedamini Harouni A.R, Hashemi Mehne S.H. Multi-Disciplinary Multi-Objective Optimization of Orion Type Re-Entry Capsule. Modares Mechanical Engineering.2019;19 (3):665-675.

ABSTRACT

Multidisciplinary shape optimization of a re-entry capsule with aero-thermodynamic, trajectory, stability, and the geometry considerations are presented in this research. The method is based on decomposition of the underlying problem into disciplinary routines performing separated analysis for each goal. The current research is separated into four main components, including shape parameterization of the re-entry capsule, aero-thermodynamic analysis, re-entry trajectory analysis, and optimization. The re-entry capsule that is studied here belongs to the family of the Orion-like capsule and its shape is composed of three analytic surfaces, including a spherical nose, a ring section, and a rear conical part. The objectives of the optimization are maximizing volumetric efficiency, minimizing longitudinal stability derivative, and minimizing the ballistic coefficient, subject to constraints on geometry, heating load, and deceleration. Utilizing a multi-objective genetic algorithm will result in a collection of non-dominated Pareto optimal solutions. Then, the multi-disciplinary multi-objective optimization process allows finding a Pareto front of the best shapes. Resulting optimal solutions obviously show the compromises among volumetric efficiency, longitudinal stability, and ballistic coefficient. In the end, the results containing the dimension's characteristics of the re-entry capsule is presented.

Keywords Multi-disciplinary Optimization; Multi-objective Optimization; Re-entry Capsule

¹Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

*Correspondence

Address: Aerospace Research Institute, Tehran, Iran. Postal Code: 1465774111
Phone: +98 (21) 88366030
Fax: +98 (21) 88362011
hmehne@ari.ac.ir

Article History

Received: September 09, 2018
Accepted: November 03, 2018
ePublished: March 01, 2019

CITATION LINKS

[1] Multidisciplinary design optimization of a manned reentry mission considering trajectory ... [2] Multi-objective hypersonic entry aeroshell shape ... [3] Multi-objective multi-disciplinary design optimization ... [4] Integrated optimization of aerodynamic shape with trajectory ... [5] Aerodynamic shape optimization of a re-entry ... [6] Multidisciplinary design optimization of a controllable reentry capsule ... [7] Multidisciplinary design optimization of a reentry vehicle ... [8] Aerothermodynamic optimization of reentry heat shield shapes for a crew ... [9] Entry heat shield optimization for mars ... [10] Multidisciplinary design optimization of the shape and trajectory of a reentry ... [11] Thermal shielding of a reentry vehicle by ultra-high-temperature ... [12] Aerothermodynamic shape optimization of hypersonic entry ... [13] Continuous aerodynamic modelling of entry ... [14] A description of the Langley wireframe geometry standard (LaWGS) ... [15] Prediction of high-speed aerodynamic characteristics using the aerodynamic ... [16] Aero-thermodynamics for conceptual ... [17] Validation of engineering methods for predicting hypersonic vehicle control ... [18] Hypersonic vehicle simulation model: Winged-cone ... [19] The mark IV supersonic-hypersonic arbitrary-body ... [20] Theory of stagnation point heat transfer in dissociated ... [21] Engineering analysis of flight ... [22] Re-entry aerodynamics ... [23] Dynamics of atmospheric ... [24] Standard Atmosphere ... [25] A fast and elitist multiobjective genetic ... [26] A fast and elitist multiobjective genetic algorithm ... [27] Hypersonic aerothermodynamics ... [28] Understanding space: An introduction to ... [29] Aerodynamic optimization of re-entry ...

بهینه‌سازی چندموضوعی چندهدفه پیکربندی کپسول بازگشتی از نوع اورایون

امیررضا قائدامینی هارونی MSc
پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران
سیدحامد هاشمی‌مهنه* PhD
پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

چکیده

در این پژوهش، بهینه‌سازی چندموضوعی پیکربندی کپسول بازگشتی با در نظر گرفتن ملاحظات آیرودینامیک، مسیر، پایداری و هندسه ارایه شده است. روش اتخاذ شده بر مبنای تجزیه مساله اصلی به روال‌های موضوعی است که تجزیه و تحلیل جداگانه‌ای را برای هر یک از موضوعات انجام می‌دهد. پژوهش حاضر به چهار بخش اصلی پارامتری کردن شکل کپسول بازگشتی، تجزیه و تحلیل آیرودینامیکی، تجزیه و تحلیل مسیر بازگشت به جو و بهینه‌سازی تقسیم می‌شود. پیکربندی کپسول بازگشتی مورد مطالعه در اینجا، متعلق به خانواده کپسول اورایون است و شکل آن از سه سطح تحلیلی تشکیل شده که شامل یک دماغه کروی، یک بخش حلقه‌ای و یک قسمت مخروطی ناقص در عقب کپسول بازگشتی است. اهداف بهینه‌سازی بیشینه‌سازی بازده حجمی، کمینه‌سازی مشتق پایداری طولی و کمینه‌سازی ضریب بالستیک هستند؛ همچنین در مساله حاضر، قیودی برای هندسه، بار حرارتی و شتاب منفی لحاظ شده‌اند. با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه مجموعه‌ای از جواب‌های بهینه پارتو نامغلوب به دست می‌آید، بنابراین روند بهینه‌سازی چندمنظوره چندهدفه اجازه می‌دهد تا یک جبهه پارتو از بهترین پیکربندی‌ها شناسایی شوند. پیکربندی‌های بهینه به دست آمده به‌طور واضح مصالحه‌های بین بازده حجمی، پایداری طولی و ضریب بالستیک را نشان می‌دهند. در نهایت نتایج مربوط به مشخصه‌های ابعادی و عملکردی کپسول بازگشتی ارایه شده است.

کلیدواژه‌ها: بهینه‌سازی چندموضوعی، بهینه‌سازی چندهدفه، کپسول بازگشتی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۱۸

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۸/۱۲

*نویسنده مسئول: hmehne@ari.ac.ir

۱- مقدمه

ورود مجدد به جو، یک مساله بسیار پیچیده و به شدت محاسباتی است [1]. ورود مجدد به جو از فضا (مدار زمین) باعث بروز بار حرارتی و شتاب منفی شدید در وسایل بازگشتی می‌شود. کپسول‌های بازگشتی برای رساندن و تحویل ایمن محموله‌ها از میان جو سیاره‌ای طراحی می‌شوند و باید محموله‌ها را از گرمایش آیرودینامیک بالا و بارهای مواجهه شده در حین پرواز ورود مجدد به جو محافظت کنند [2]. آنها نیاز دارند که برای مقابله با بارهای ذکر شده در بالا و برآورده کردن ایمنی، پایداری و سایر الزامات ماموریت تعریف شده طراحی شوند [3]. طراحی مفهومی چنین سیستم هندسی پیچیده‌ای به تعیین روابط بین متغیرهای طراحی نیاز دارد که به موضوعات مختلف و اثرات آنها بر اهداف عملکردی مختلف اشاره دارد [4]. هنگامی که این روابط مشخص شوند، سیستم می‌تواند برای بهبود معیارهای در نظر گرفته شده اصلاح شود. مساله بهینه‌سازی پیکربندی وسیله بازگشتی، موضوعی مهم و مورد توجه پژوهشگران است. از جمله، آرورا و کومار بهینه‌سازی شکل آیرودینامیکی کپسول بازگشتی را با رویکردی دوهدفه و در نظر گرفتن همزمان اهداف کمینه‌سازی مساحت سطح کپسول و بیشینه‌سازی پایداری کپسول از طریق بیشینه‌سازی موقعیت مرکز فشار و لحاظ کردن تعدادی قید با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه مورد مطالعه قرار دادند [5]. نصرت‌اللهی و همکاران طراحی پیکربندی وسیله بازگشتی را به منظور کمینه‌سازی جرم سازه

کپسول و مجموع حرارت جذب شده و بیشینه‌سازی ضریب درگ با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه کردند [6, 7]. جانسون و همکاران بهینه‌سازی آیرودینامیک شکل سپر حرارتی وسایل اکتشافی سرشنین‌دار تخصیص داده شده به مسیرهای عبوری از میان جوهای مریخی را با استفاده از برخی استراتژی‌های چندموضوعی مورد بررسی قرار دادند [8, 9]. تاوا و سوزوکی مطالعات بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را انجام دادند که در آن تجزیه و تحلیل آیرودینامیک، دینامیک پرواز و تخمین وزن انجام شده است. مائول آیرودینامیک نیوتنی برای پارامتری کردن پیکربندی‌ها اتخاذ شده و بهینه‌سازی شکل انجام شده است. اهداف مورد بررسی در این مطالعه بیشینه‌سازی بُردکراس و کمینه‌سازی بار حرارتی بود [10]. مونتی و همکاران، بهینه‌سازی پیکربندی وسیله بازگشتی را با در نظر گرفتن ملاحظات آیرودینامیک و سازه با هدف دستیابی به فشار دینامیک بیشینه انجام دادند [11]. پری‌یادارشی و میتال طراحی وسیله بازگشتی نیمه‌بالستیک را به منظور بیشینه‌سازی بُردکراس و کمینه‌سازی جرم کل وسیله در یک چهارچوب چندموضوعی چندهدفه بهینه کرده‌اند [13].

مقاله حاضر در مورد بهینه‌سازی چندموضوعی پیکربندی کپسول بازگشتی با توجه به اهداف بازده حجمی (بسته‌بندی)، مشتق پایداری طولی و ضریب بالستیک بحث خواهد نمود. ماهیت متناقض این اهداف پیشنهاد می‌کند که روش‌های بهینه‌سازی چندهدفه مورد استفاده قرار گیرند که اجازه در نظر گرفتن چندین هدف مختلف را به‌طور همزمان می‌دهند و در عین حال تمام قیود ضروری و الزامات ماموریت را برآورده می‌کنند. این یک مساله چندهدفه متناقض عمومی است که برای حل آن پیشنهاد می‌شود از الگوریتم‌های تکاملی استفاده شود. در اینجا الگوریتم تکاملی اتخاذ شده به‌عنوان بهینه‌ساز، الگوریتم ژنتیک چندهدفه (الگوریتم ژنتیک با مرتب‌سازی نامغلوب) است. در این پژوهش، رویکرد ترکیبی از آیرودینامیک، هندسه، پایداری و مکانیک پرواز، اجازه تجزیه و تحلیل کمیت اثر پیکربندی کپسول بازگشتی را بر عملکرد کلی آن می‌دهد. بهینه‌سازی پیکربندی در اولین مرحله طراحی، امکان جست‌وجو از فضای طراحی (پارامترهای پیکربندی) را فراهم می‌کند. نتایج بهینه، مجموعه‌ای از پیکربندی‌های مختلف کپسول بازگشتی است که هر یک از آنها برای موارد خاصی مناسب هستند.

تفاوت و نوآوری پژوهش حاضر نسبت به سایر منابع عبارت از موارد زیر هستند:

۱- تفاوت در اهداف و قیود مساله از جمله تمرکز بر مرکز جرم
۲- تمایز در ساختار هندسی مبنای کپسول بازگشتی مورد بررسی که متعلق به خانواده کپسول اورایون است.

۳- انتخاب متغیرهای طراحی نوین در فرآیند بهینه‌سازی از جمله استفاده از طول قسمت مخروطی کپسول به‌جای طول کلی آن و استفاده از پارامترهای جدید برای تعیین موقعیت مرکز جرم کپسول.

ساختار مقاله حاضر به این شرح است که پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی در بخش دوم مطرح می‌شود. مدل‌های آیرودینامیک و مسیر اتخاذ شده در بخش‌های سوم و چهارم بیان شده‌اند. روش بهینه‌سازی و انتخاب اهداف و قیود در بخش پنجم ارایه شده است. نتایج بهینه‌سازی چندموضوعی پیکربندی کپسول بازگشتی در بخش ششم گزارش شده است. در نهایت،

مخروطی (θ_c)، طول قسمت مخروطی (L_c) و قطر کپسول (D) پنج پارامتری هستند که در پژوهش حاضر برای پارامتری کردن هندسه کپسول بازگشتی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. طول کلی کپسول بازگشتی (L) به همراه زاویه قسمت کروی دماغه کپسول بازگشتی (θ_n) نیز روی شکل ۱ مشخص شده است. در اینجا پارامتر طول قسمت مخروطی به جای طول کلی کپسول برای تعریف و پارامتری کردن شکل کپسول بازگشتی مورد استفاده قرار گرفته است. دلیل این امر سادگی مقید کردن طول قسمت مخروطی توسط دیگر پارامترهای هندسی کپسول بازگشتی است که باعث مزیت‌هایی در عملیات بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی می‌شود. از آنجایی که هندسه کپسول بازگشتی، متقارن است، هندسه سطح کلی کپسول توسط سطح مقطع نشان داده شده در شکل توصیف می‌شود. رابطه بین پارامترهای هندسه کپسول بازگشتی با پارامترهای اشکال تحلیلی می‌تواند توسط روابط هندسی نه‌چندان پیچیده به دست آید.

علاوه بر هندسه خارجی کپسول بازگشتی، موقعیت مرکز جرم کپسول بازگشتی نیز برای محاسبه عملکرد آن مهم است. دلیل این امر آن است که زاویه حمله تریم، شدیداً به موقعیت مرکز جرم کپسول وابسته است. موقعیت مرکز جرم کپسول توسط دو عامل مجزا تعریف و پارامتری می‌شود. این دو عامل شامل موقعیت طولی مرکز جرم کپسول بازگشتی (در امتداد خط مرکزی کپسول) و فاصله برون‌محوری مرکز جرم کپسول بازگشتی از خط مرکزی آن (انحراف مرکز جرم از خط مرکزی کپسول) است. عوامل ذکر شده به کمک تعیین مرکز حجم محصور شده توسط کپسول بازگشتی، پارامتری می‌شوند و نسبت به این مرکز حجم دو پارامتر جدید تعریف می‌شود. این دو پارامتر عبارت از موارد زیر است:

۱- انحراف در امتداد خط مرکزی کپسول که به وسیله طول کپسول بازگشتی بی‌بعد شده است ($\Delta X_{com}/L$).

۲- انحراف موضعی در جهت عمود بر خط مرکزی کپسول که به وسیله شعاع موضعی کپسول در محل مرکز جرم کپسول بی‌بعد شده است ($\Delta Z_{com}/h$).

علاوه بر قیود صریحی که بر هر یک از متغیرها در مساله بهینه‌سازی حاضر اعمال می‌شود (مانند قید تحمیلی بر قطر کپسول بازگشتی که براساس نوع انتخاب سیستم پرتابگر است)، هنگام طراحی پیکربندی کپسول بازگشتی، قیود دیگری نیز به صورت وابسته به یکدیگر بر متغیرها تحمیل می‌شوند. قیود زیر باید برای داشتن یک پیکربندی عملیاتی و قابل اجرا روی هندسه کپسول بازگشتی اعمال شود:

$$\frac{D}{2} < R_N \quad (1)$$

$$L_c < \frac{(D/2) - R_s(1 - \cos\theta_c)}{\tan\theta_c} \quad (2)$$

هندسه کپسول بازگشتی با استفاده از کد تولید شبکه سطحی MAKEWGS تعریف شده است. کد MAKEWGS توانایی تولید برخی از اشکال کلاسیک و تحلیلی را با حداقل تلاش محاسباتی دارد. در ابتدا باید فایل ورودی این کد به صورت دقیق و براساس دستورات مندرج در راهنمای کد آماده شود تا کد MAKEWGS بتواند اشکال مورد نظر را تولید کند. کد، فایل ورودی را می‌خواند و بعد از گذشت کسری از ثانیه، فایل خروجی را با نقاط شبکه در فرمت استاندارد هندسه قاب سیمی لانگلی ارائه می‌دهد. استاندارد هندسه قاب سیمی لانگلی، یک فرمت برای تشریح هندسه پیکربندی با نقاط گسسته است. این فرمت براساس تعریف یک

بخش هفتم، مقاله را با نتیجه‌گیری و ارایه پیشنهادات برای کارهای آینده به پایان خواهد رساند.

۲- پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی

پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی، نقطه آغاز تجزیه و تحلیل مساله حاضر است. در اینجا پیکربندی مبنای کپسول بازگشتی ارایه و معرفی می‌شود. روش صحیح برای پارامتری کردن روشی است که منجر به ارایه ترکیب مناسبی از آزادی طراحی و بازده محاسباتی در مساله مورد بررسی شود. در مساله، بهینه‌سازی از لحاظ محاسباتی کارآمدتر است که تعداد متغیرهای طراحی تا حد ممکن کاهش پیدا کند، اگر چه آزادی طراحی نیازمند تعداد بیشتر متغیرهای طراحی است [12، 2]. روش‌های مرسوم برای پارامتری کردن شکل عبارت از موارد زیر هستند [2]:

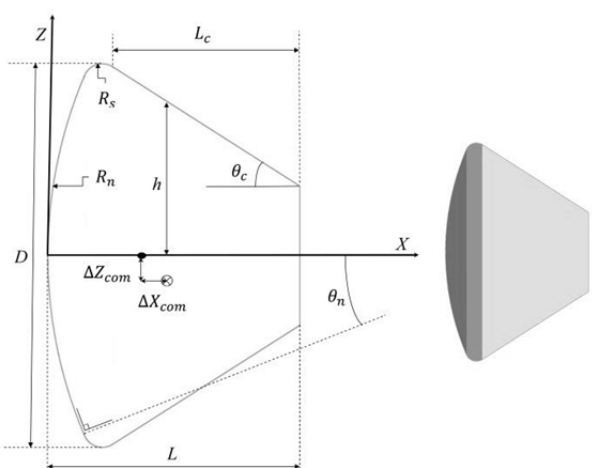
۱- استفاده از شکل‌های تحلیلی

۲- سطوح ناشی از دوران اسپلین

۳- سطوح عمومی اسپلین

هدف پژوهش حاضر، انتخاب روشی برای پارامتری کردن پیکربندی است که اجازه آزادی طراحی مناسب به علاوه تعریف پیکربندی توسط تعداد قابل کنترلی از متغیرهای طراحی را به‌طور همزمان ارایه دهد. پیکربندی کپسول بازگشتی می‌تواند با الحاق چند شکل تحلیلی، پارامتری و تعریف شود. اشکال تحلیلی، قابلیت تعریف و پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی را توسط چند پارامتر هندسی فراهم می‌نمایند. این امر موجب کاهش تعداد متغیرهای طراحی در فرآیند بهینه‌سازی می‌شود و همچنین باعث می‌شود تا پیکربندی‌های بهینه ایجاد شده در فرآیند بهینه‌سازی، تحقق‌گرا و قابل ساخت و تولید باشند.

شکل ۱، پیکربندی مبنای کپسول بازگشتی مورد بحث را نشان می‌دهد که متعلق به خانواده کپسول اورایون است. همان طور که قابل مشاهده است، شکل کپسول بازگشتی مینا از سه سطح تحلیلی تشکیل شده که شامل یک بخش کروی، یک بخش حلقه‌ای و یک بخش مخروطی ناقص در عقب کپسول بازگشتی است.



شکل ۱) پیکربندی مبنای کپسول بازگشتی

اگر چه مجموعه منحصر به فردی از پارامترهای هندسی برای تشریح این پیکربندی وجود ندارد، اما تعداد پارامترهای مورد نیاز برای تشریح و تعریف شکل کپسول بازگشتی برابر با پنج است. شعاع دماغه کپسول (R_n)، شعاع جانبی کپسول (R_s)، زاویه قسمت

مفهومی وسایل نقلیه هوایی و فضایی ماورای صوت مورد استفاده قرار گرفته و برای استفاده در فرآیند بهینه‌سازی طراحی مفهومی بسیار مناسب است. اگر چه چنین روش‌هایی نسبتاً ساده هستند، ولی نتایج مناسبی می‌تواند با استفاده از آنها به دست آید- [13, 15, 18].

در حالت کلی، دو دسته از روش‌ها در تجزیه و تحلیل آیرودینامیک مورد استفاده قرار می‌گیرد. دسته اول روش‌های تراکمی هستند که برای وجه‌های رو به باد وسیله مورد استفاده قرار می‌گیرند. دسته دوم روش‌های انبساطی هستند که برای وجه‌های مخالف باد وسیله استفاده می‌شوند. در روش‌های شیب سطح موضعی استاندارد، هر وجهی با زاویه شیب مثبت به‌عنوان یک وجه تراکمی، ایفای نقش می‌نماید [13]. به‌طور کلی، روش‌های مختلفی برای وجه‌های رو به باد و مخالف باد قابل کاربرد هستند. پایه و اساسی که پشت هر یک از این روش‌ها وجود دارد، به‌علاوه نمونه‌هایی از اجرای آنها به‌همراه اعتبارسنجی نتایج حاصل از آنها در منابع مختلف وجود دارد [13, 19].

در این پژوهش ما از روش نیوتنی اصلاح‌شده به‌عنوان روش تراکمی و از روش پرانتل-مایر به‌عنوان روش انبساطی برای محاسبه ضرایب آیرودینامیک کپسول بازگشتی استفاده کرده‌ایم. این روش‌ها برای مشخص کردن کمیت‌های آیرودینامیک کپسول بازگشتی کدنویسی شده‌اند.

گرمایش آیرودینامیک کپسول بازگشتی به‌علت شارهای حرارتی بالایی که کپسول، حین ماموریت بازگشت به جو تجربه می‌کند، یک چالش مهم طراحی را مطرح می‌نماید [13]. به‌منظور تجزیه و تحلیل دقیق گرمایش در سرتاسر پیکربندی کپسول بازگشتی، داده‌های تجربی یا دینامیک سیالات محاسباتی احتیاج است که برای مساله حاضر به‌علت زمان‌بر بودن و هزینه‌بر بودن فوق‌العاده آنها امکان‌پذیر نیست. به‌جای آنها، مجموعه‌ای از روابط شبه‌تجربی می‌توانند استفاده شوند که این روابط به‌طور گسترده در طراحی مفهومی وسایل بازگشتی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در مطالعه حاضر، تنها شار حرارتی در نقطه سکون کپسول بازگشتی مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. برآورد شار حرارتی در نقطه سکون با استفاده از روش فی-ریدل تعیین شده است. رابطه زیر فرمول شار حرارتی فی-ریدل در نقطه سکون برای جریان تعادلی با عدد لوییس یک است [20]:

$$\dot{q} = 0.76 * Pr^{-0.6} \times (\rho_w \mu_w)^{0.1} \times (\rho_e \mu_e)^{0.4} \times \sqrt{\frac{dU_e}{dx}} \times (H_{0e} - H_w) \quad (3)$$

در رابطه بالا، dU_e/dx گرادیان سرعت روی دیواره وسیله است و از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\frac{dU_e}{dx} = \frac{1}{R_n} \times \sqrt{\frac{2(P_e - P_\infty)}{\rho_e}} \quad (4)$$

۴- مدل مسیر بازگشت به جو

در این قسمت به ارایه مختصری درباره مدل مسیر بازگشت کپسول به جو می‌پردازیم. مسیر بازگشت کپسول به جو، با فرض حرکت صفحه‌ای جرم نقطه‌ای بدون نیروی پیشران بر فراز سیاره زمین کروی غیرچرخشی به دست آمده است. معادلات حاکم بر حرکت برای بازگشت به جو زمین به‌شرح زیر است [21-23]:

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\frac{-Q}{\beta} + \sin \gamma \right] \quad (5)$$

قاب سیمی روی تعدادی نقطه گسسته است که این قاب سیمی شکل شیء مورد نظر را می‌سازد. در نهایت، پیکربندی کلی یک هندسه می‌تواند توسط تعداد دلخواهی از این اشیا تعریف شود. اشیا می‌توانند در دستگاه مختصات مطلق یا مختصات نسبی تعریف شوند که مشخصات مربوط به انتقال یا چرخش هر شیء باید با توجه به دستگاه مختصات مطلق یا نسبی داده شود. علاوه بر این تقارن آینه‌ای حول صفحات XY ، XZ و YZ می‌تواند در مختصات مطلق یا نسبی برای یک شیء تعریف شود. یک شیء واحد از مجموعه‌ای از کانتورها تشکیل شده که هر کانتور خود به‌تنهایی از چندین نقطه گسسته شکل گرفته است. باید توجه داشت که در یک شیء باید تعداد نقاط موجود روی هر کانتور دلخواه با هم برابر باشند، در غیر این صورت شیء توسط کد MAKEWGS ایجاد نخواهد شد. با اتصال هر نقطه به دو نقطه مجاورش در کانتورهای مجاور، قاب سیمی شیء مورد نظر به دست می‌آید [13, 14].

۳- مدل‌های آیرودینامیک

در بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی، فراخوانی‌های مکرر مشخصه‌های آیرودینامیک مورد نیاز است. مشخصه‌های آیرودینامیک کپسول بازگشتی می‌تواند از طریق روش‌های عددی مختلف برآورد شود. به‌کارگیری هر یک از این روش‌ها در فرآیند بهینه‌سازی پیکربندی، نیازمند ملاحظات دقیقی است که در هر یک از این روش‌ها بیانگر یک مصالحه منحصربه‌فرد بین پیچیدگی محاسباتی و دقت محاسبات است [12]. از آنجایی که هدف این پژوهش، بررسی روندها و مصالحات بین چند هدف مختلف در سرتاسر یک فضای طراحی بزرگ بوده، یک روش با حداقل تلاش محاسباتی لازم است. در فرآیند بهینه‌سازی پیکربندی نیاز است که مشخصه‌های آیرودینامیک برای شرایطی که حین پرواز بازگشت به جو برای هر یک از پیکربندی‌های کپسول بازگشتی رخ می‌دهد، محاسبه شود. بنابراین استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) برای این منظور، نیازمند حجم وسیعی از زمان و هزینه است. ابزارهای تجزیه و تحلیل آیرودینامیک مبتنی بر دینامیک سیالات محاسباتی دارای دقت بالایی بوده‌اند، ولی در عین حال بسیار زمان‌بر هستند. بنابراین استفاده از این ابزارها در فرآیند بهینه‌سازی کار ساده‌ای نیست [3]. در این پژوهش، روش تجزیه و تحلیل آیرودینامیک انتخاب‌شده، از جمله روش‌های نه‌چندان دقیق و از لحاظ محاسباتی کارآمد است و برای تجزیه و تحلیل مفهومی پیکربندی‌های کپسول‌های بازگشتی کاندید مناسبی است. بنابراین مجموعه‌ای از روش‌های تجزیه و تحلیل ساده برای جریان ماورای صوت در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته است. اثر آیرودینامیک بر یک کپسول بازگشتی در جریان ماورای صوت توسط ضرایب آیرودینامیک و انتقال حرارت صورت‌گرفته روی کپسول تشریح می‌شود.

در این پژوهش از روش‌های شیب سطح موضعی برای برآورد ضرایب آیرودینامیک کپسول بازگشتی در جریان ماورای صوت استفاده شده است که این روش‌ها تنها به زاویه شیب سطح موضعی نسبت به جریان آزاد، برای تولید ضریب فشار و در نتیجه محاسبه ضرایب آیرودینامیک نیاز دارند. روش‌های شیب سطح موضعی، تنها یک توزیع فشار روی سطح پیکربندی را تولید می‌نمایند. در این روش‌ها از اثرات ویسکوز روی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک صرف نظر شده است [13].

روش‌های شیب سطح موضعی به‌طور گسترده در تجزیه و تحلیل

روش‌های بهینه‌سازی مرتبه صفر قرار دارند که در آنها جست‌وجو برای یافتن نقطه بهینه به محاسبه مشتقات وابسته نیست، [2, 25, 26]. یکی از اصلی‌ترین مزایای استفاده از الگوریتم ژنتیک این است که این الگوریتم توانایی پیدا کردن نقطه بهینه مطلق را دارد. عملگرهای قدرتمندی مانند انتخاب، تولید مثل و جهش، الگوریتم ژنتیک را به سمت هدف مطلوب مساله هدایت می‌کنند [1, 25, 26]. متغیرهایی که در فرآیند بهینه‌سازی دخیل هستند، توسط الگوریتم ژنتیک نامغلوب طبق استراتژی بهینه‌سازی تغییر می‌کنند و تغییرات صورت گرفته توسط توابع هدف و قید مورد قضاوت و بررسی قرار می‌گیرند.

در پژوهش حاضر، اهداف بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی شامل کمینه‌سازی ضریب بالستیک، بیشینه‌سازی پایداری استاتیک و بیشینه‌سازی بازده حجمی کپسول بازگشتی به‌طور هم‌زمان است.

ضریب بالستیک طبق تعریف از رابطه زیر محاسبه می‌شود [27]:

$$\beta = \frac{m}{C_D A} \quad (9)$$

که m ، C_D و A به ترتیب بیانگر جرم کپسول، ضریب پسا و مساحت مینا هستند. در این پژوهش، جرم کپسول، ثابت در نظر گرفته شده که این مقدار ثابت خاص برای جرم کپسول طبق جرم مینای کپسول اورایون لحاظ شده است.

ضریب بالستیک کمتر موجب افزایش قابلیت ارتفاع فرود و محدوده زمان بندی می‌شود. علاوه بر این، با کاهش ضریب بالستیک، فشار دینامیک اوج، نرخ حرارتی اوج و بار حرارتی کل کاهش پیدا می‌کنند که این امر موجب کاهش بارهای حرارتی تجربه شده توسط کپسول بازگشتی و سبک‌تر شدن سیستم محافظ حرارتی آن برای تطابق با این بارهای حرارتی می‌شود [2, 12, 28].

همچنین پایداری استاتیک پیکربندی، یکی دیگر از شاخص‌های مهم عملکرد کپسول بازگشتی است. برای آن که کپسول بازگشتی از نظر استاتیک پایدار باشد، باید هنگامی که از زاویه حمله تریم منحرف می‌شود، یک گشتاور برگشتی را تجربه نماید [2]. بنابراین برای بیشینه‌سازی پایداری استاتیک، باید مشتق پایداری طولی (مشتق گشتاور چرخشی بر حسب زاویه حمله)، کمینه باشد [2]. مشتق گشتاور دورانی بر حسب زاویه حمله می‌تواند توسط رابطه زیر محاسبه شود [29]:

$$C_{m\alpha} = \frac{C_{m_2} - C_{m_1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (10)$$

که در آن C_{m_1} و C_{m_2} گشتاورهای دورانی بر مینای مرکز جاذبه کپسول بازگشتی به ترتیب در زوایای حمله α_1 و α_2 هستند. α_1 زاویه حمله تریم بوده و α_2 زاویه‌ای بسیار نزدیک به α_1 است. زاویه حمله تریم زاویه‌ای بوده که در آن ضریب گشتاور دورانی صفر است.

$$\alpha_{trim} = \alpha | C_m = 0 \quad (11)$$

باید توجه داشت که پایداری جانبی، پایداری سمتی و پایداری دینامیک در این کار مورد بررسی قرار نگرفته است.

بازده حجمی کپسول بازگشتی به توزیع حجم محصور شده توسط سطح کپسول اشاره دارد و به‌عنوان یک نسبت بین حجم کپسول و مساحت سطح کپسول، اندازه‌گیری می‌شود. بازده حجمی یک کمیت بی‌بعد است و طبق رابطه زیر تعریف می‌شود [27]:

$$\eta_V = 6\sqrt{\pi} \frac{V}{S^{3/2}} \quad (12)$$

$$\frac{dy}{dt} = \frac{-Qg \frac{L}{D} + \cos y [g - \frac{V^2}{R_e + h}]}{V} \quad (6)$$

$$\frac{dh}{dt} = -V \sin y \quad (7)$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{R_e V \cos y}{R_e + h} \quad (8)$$

در پژوهش حاضر نیروهایی که در تجزیه و تحلیل مسیر بازگشت به جو در نظر گرفته شده‌اند، صرفاً به نیروهای آیرودینامیک و نیروی جاذبه زمین منحصر شده‌اند. انتگرال‌گیری عددی معادلات حاکم بر حرکت کپسول بازگشتی در دستگاه مختصات ساکن در مرکز زمین و با استفاده از انتگرال‌گیر رانگ-کوتای مرتبه ۴ با اندازه گام زمانی ثابت ۰/۱ ثانیه به‌منظور محاسبه تاریخچه زمانی پارامترهای مسیر کپسول در بازگشت به جو انجام شده است.

برای محاسبه خواص جو از استاندارد اتمسفر ایالات متحده در سال ۱۹۷۶ استفاده شده، بنابراین خواص جو تنها تابعی از ارتفاع است [13, 24]. هیچ مدل بادی در نظر گرفته نشده است، به‌طوری که فرض بر این بود که اتمسفر با زمین می‌چرخد. شرایط ورودی با توجه به مدار پایین زمین با زاویه مسیر پرواز اولیه یک‌درجه، ارتفاع اولیه ۷۶/۲ کیلومتر و سرعت اولیه ۷/۰۱۰۴ کیلومتر بر ثانیه مشخص شده است.

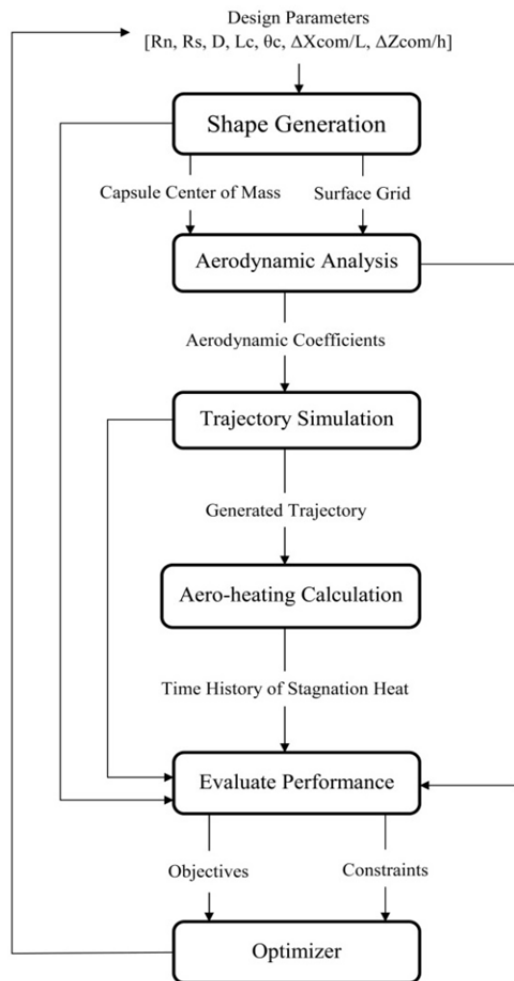
۵- پیاده‌سازی و بهینه‌سازی

هدف مطالعه حاضر، بهینه‌سازی پارامترهای پیکربندی کپسول بازگشتی با توجه به اهداف در نظر گرفته شده است، در حالی که تعدادی از قیود لحاظ شده نیز ارضا شوند. در این مساله، چندین موضوع مختلف به‌شدت به یکدیگر جفت شده‌اند و بنابراین یک عملیات بهینه‌سازی چندمنظوره برای پیدا کردن پیکربندی‌های بهینه در فضای طراحی مورد نیاز است. چندین مدل فیزیکی که پیش از این شرح داده شد، در یک حلقه بهینه‌سازی چندمنظوره به‌منظور در نظر گرفتن اثرات آیرودینامیک ماورای صوت، مسیر، پایداری و هندسه یکپارچه می‌شوند.

در تحقیق حاضر سه هدف برای بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی در نظر گرفته شده است و بنابراین مساله بهینه‌سازی چندمنظوره تعریف شده به‌صورت چندهدفه حل می‌شود. بر خلاف بهینه‌سازی تک‌هدفه که در آن تنها یک نقطه بهینه تولید می‌شود، یک مساله بهینه‌سازی چندهدفه عمومی، مجموعه‌ای از جواب‌های بهینه را تولید می‌کند. این جواب‌های بهینه به‌عنوان جبهه پارتو یا جواب‌های نامغلوب شناخته می‌شوند که هر کدام از این جواب‌ها معرف مصالحه خاص بین اهداف در نظر گرفته شده است. هیچ کدام از جواب‌های موجود در جبهه پارتو کاملاً بهتر از سایر جواب‌های بهینه در رابطه با اهداف لحاظ شده نیست، بنابراین برای هر یک از آنها یک جواب قابل قبول است. هنگامی که مجموعه جواب‌های بهینه شناسایی شد، طراحان اختیار عمل دارند که از بین جواب‌های بهینه ممکن، یک جواب را براساس تجربه و دانش قبلی خود و همچنین سایر ضوابط و محدودیت‌ها انتخاب نمایند [7].

یک روش بهینه‌سازی مناسب باید توانایی کاوش و بررسی فضای طراحی وسیع و پیچیده‌ای که به احتمال زیاد شدیداً غیرخطی است را داشته باشد. برای مساله حاضر، الگوریتم ژنتیک با مرتب‌سازی نامغلوب به‌عنوان بهینه‌ساز در فرآیند بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی انتخاب شده است. الگوریتم‌های ژنتیک در خانواده

پارتوی پیکربندی‌های کپسول بازگشتی با استفاده از یک سیستم با رم ۴ گیگابایت و پردازشگر دو هسته‌ای ۲.۹۱ گیگاهرتز در مدت زمان حدود ۱۰ ساعت تولید می‌شود. شکل ۳ جبهه پارتوی به‌دست‌آمده از فرآیند بهینه‌سازی چندمنظوره و چندهدفه کپسول بازگشتی را نشان می‌دهد که در آن همزمان ضریب راندمان حجمی بیشینه شده و معیار پایداری استاتیک و ضریب بالستیک کمینه شده‌اند. همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، تعداد زیادی از جواب‌های بهینه وجود دارد که هیچ‌کدام از آنها برتری و ارجحیت خاصی بر جواب‌های بهینه دیگر ندارند و انتخاب یک جواب بهینه از بین آنها به اولویت طراح و سایر الزامات خاص ماموریت بستگی دارد. علاوه بر جبهه پارتوی سه‌بعدی، تصویر جبهه پارتوی سه‌بعدی در سه صفحه دو‌بعدی اهداف نیز در شکل ۳ نشان داده شده است. همان‌گونه که از شکل پیداست، در اینجا قوی‌ترین مصالحه و توافق بین اهداف ضریب بالستیک و بازده حجمی وجود دارد که با افزایش ضریب بالستیک، بازده حجمی نیز افزایش می‌یابد. این مصالحه و توافق در ضرایب بالستیک کوچک‌تر (بازده حجمی کمتر)، دارای شیب تندتری است و به مرور با افزایش تدریجی ضریب بالستیک (بازده حجمی)، دارای شیب کندتری می‌شود و در ضرایب بالستیک (بازده حجمی) حداکثر در جبهه پارتو، دارای شیب صفر می‌شود. همچنین با توجه به شکل مشخص است که روند مشخصی در جبهه پارتو برای تغییرات ضریب بالستیک بر حسب مشتق پایداری استاتیک و تغییرات مشتق پایداری استاتیک بر حسب بازده حجمی وجود ندارد.



شکل ۲) جریان داده‌ای بهینه‌سازی چندمنظوره پیکربندی کپسول بازگشتی

باید توجه داشت که حداکثر مقدار بازده حجمی برابر با یک بوده که برای اشکال کروی برابر این مقدار است. کپسول‌های با شکل باریک دارای بازده حجمی کمتر از کپسول‌های دماغه‌ای شکل هستند. به‌طور کلی، بازده حجمی کمتر، قابلیت ضعیف بسته‌بندی محموله در کپسول بازگشتی را نشان می‌دهد. همچنین نیاز است که کپسول بازگشتی برای الزامات زیادی طراحی شود که در مساله بهینه‌سازی طراحی چندمنظوره از آنها به‌عنوان قیود تفسیر می‌شود. در مساله حاضر نیز چندین قید وجود دارد که باید ارضا شوند. اگر یک جواب، هر کدام از قیود در نظر گرفته شده در فرآیند بهینه‌سازی را نقض نماید، قیود اجازه نمی‌دهند که آن جواب، جزئی از جبهه پارتو شود. بنابراین محدوده جواب‌های بهینه امکان‌پذیر، توسط قیود محدود می‌شود. علاوه بر قیود هندسه صریحی که در بخش‌های قبل اشاره شد، حجم کپسول (برای جادادن محموله و تجهیزات)، نسبت طول به قطر کپسول، شار حرارتی نقطه سکون (بر مبنای انتخاب کامپوزیت‌های برای ماده سیستم محافظ حرارتی)، ضریب بار (برای آسایش فضاورد) و موقعیت نقطه سکون (برای قرارگیری در قسمت کروی دماغه کپسول) به‌عنوان توابع قیود انتخاب شده‌اند. مقادیر توابع قیودی که در بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی استفاده شده‌اند، در جدول ۱ و محدوده پایینی و بالایی متغیرهای بهینه‌سازی در تحقیق حاضر در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۱) قیود در نظر گرفته شده برای بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی

قیود	مقدار
شارحرارتی نقطه سکون	$\leq 70 \text{ kW/m}^2$
ضریب بار	$\leq 5 \text{ g}$
زاویه حمله تریم	$180 - \alpha_{trim} \leq \theta_n$
حجم کپسول بازگشتی	$\geq 5 \text{ m}^3$
نسبت طول به قطر کپسول بازگشتی	> 0.5

جدول ۲) محدوده پایینی و بالایی متغیرهای بهینه‌سازی

متغیر بهینه‌سازی	کران پایینی	کران بالایی
شعاع دماغه کپسول بازگشتی (m)	۴	۸
شعاع جانبی کپسول بازگشتی (m)	۰.۰۲	۰.۰۴
قطر کپسول بازگشتی (m)	۳/۶	۴/۴
طول قسمت مخروطی کپسول بازگشتی (m)	۰.۲	۲
زاویه قسمت مخروطی کپسول بازگشتی (°)	۵	۶۰
$\Delta X_{com}/L$	-۰/۱	۰
$\Delta Z_{com}/h$	-۰/۱	۰

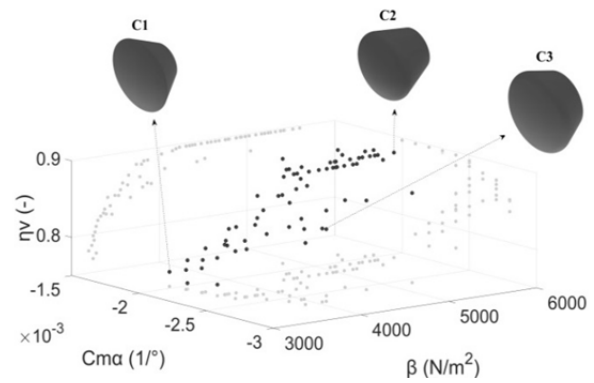
جریان داده‌ای روند بهینه‌سازی چندمنظوره و چندهدفه پیکربندی کپسول بازگشتی در شکل ۲ نشان داده شده است. در این مطالعه، شش جانبی در نظر گرفته نشده و شرایط تریم برای تعیین زاویه حمله فرض شده است. به‌علت طبیعت مفهومی مدل‌های استفاده‌شده در این پژوهش، از اختلاف ناچیز بین مرکز جرم و مرکز جاذبه چشم‌پوشی شده است. به‌عنوان معیار همگرایی برای بهینه‌سازی، راه‌حل‌های بهینه به‌همراه قیود باید در یک محدوده خطای مجاز ثابت (۱۰^{-۴}) قرار گیرند.

۶- نتایج

با استفاده از الگوریتم NSGA-II که در نرم‌افزار MATLAB کدنویسی شده است، تعدادی از جواب‌های بهینه برای این سه هدف در نظر گرفته شده در حضور قیود احتمالی تولید می‌شوند. فرآیند بهینه‌سازی شامل یک جمعیت ۲۰۰ نفره است که حدود ۱۵۰ نسل برای رسیدن به جواب‌های بهینه پیشرفت می‌کند. جبهه

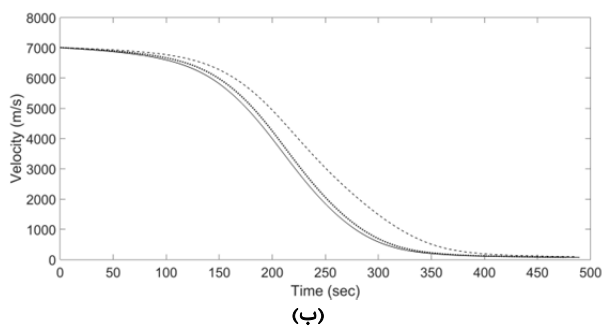
بهینه می‌توان مشاهده نمود که کپسول بازگشتی C1 نسبت به کپسول بازگشتی C3، دارای طول بیشتر و زاویه قسمت مخروطی بزرگ‌تری است. همچنین کپسول C2 در مقایسه با کپسول C1 دارای بدنه بلندتر در قسمت جلویی کپسول بوده و زاویه قسمت مخروطی عقب آن کمتر است.

سایر روندهای مرتبط با این سه پیکربندی منتخب بهینه در نمودار ۱ نشان داده شده است. نمودار ۱- الف و ب زمان‌بندی ارتفاع و سرعت این سه کپسول بازگشتی منتخب را در مسیر بازگشت به جو نشان می‌دهند. طبق این نمودارها می‌توان دید که پروفیل‌های ارتفاع کپسول‌های C1 و C3 تقریباً شبیه به یکدیگرند و در قسمت عمده‌ای از مسیر بازگشت، کپسول C2 دارای ارتفاع بیشتری از کپسول‌های C1 و C3 (در زمان‌های مشابه) است. همچنین مشخص بوده که پروفیل‌های سرعت برای کپسول‌های C1 و C3 تقریباً مطابق با یکدیگر است و کپسول C2 در مسیر بازگشت، سرعت بیشتری نسبت به کپسول‌های C1 و C3 دارد. پروفیل‌های مربوط به زاویه مسیر پرواز سه کپسول بهینه منتخب در نمودار ۱- ج نشان داده شده است. باز هم می‌توان مشاهده کرد که تاریخچه زمانی زاویه مسیر پرواز برای کپسول‌های بهینه C1 و C3 دارای مقادیر شبیه به یکدیگر هستند، در حالی که زاویه مسیر پرواز برای کپسول بهینه C2 در کل مسیر بازگشت به جو کمتر از مقادیر نظیر کپسول‌های C1 و C3 است. نمودار ۱- د تاریخچه زمانی ضریب بار برای کپسول‌های بهینه منتخب نشان داده است.

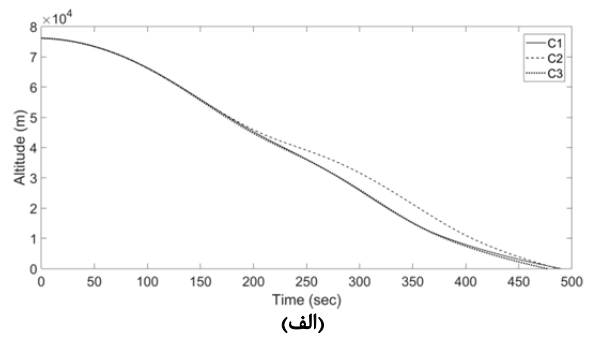


شکل ۳) جبهه پارتوی نتایج بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی و تصویر آن روی سه صفحه اهداف در نظر گرفته شده به همراه تعدادی از کپسول‌های بازگشتی تولید شده در فرآیند بهینه‌سازی

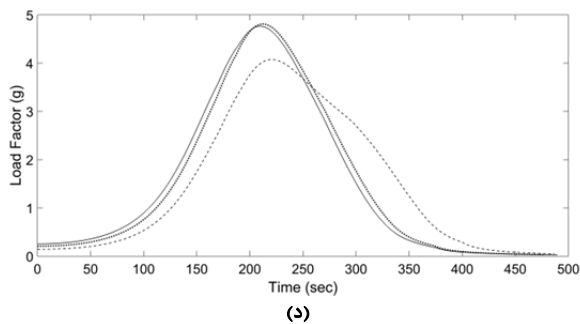
به منظور بررسی فضای اهداف، سه جواب بهینه در جبهه پارتو انتخاب و پیکربندی آنها در شکل ۳ نشان داده شده است (C1, C2, C3). کپسول C1 دارای کمترین ضریب بالستیک بین پیکربندی‌های بهینه به دست آمده است. حال آن که کپسول C2 دارای بیشترین مقدار بازده حجمی در جبهه پارتوی بین پیکربندی‌های بهینه است. کپسول C3 نیز دارای کمترین مقدار مشتق پایدار استاتیک بین جواب‌های موجود در جبهه پارتو است. با مقایسه بین سه کپسول بازگشتی منتخب از جبهه پارتوی



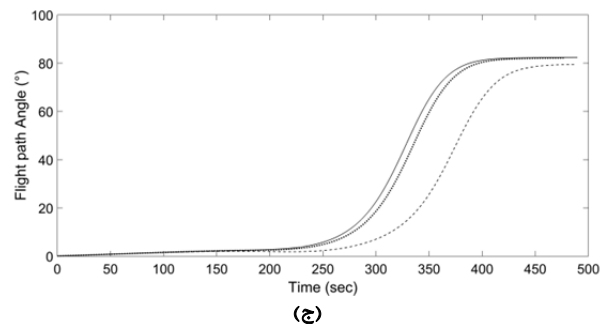
(ب)



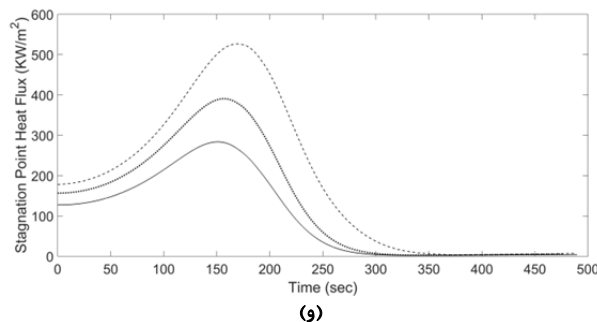
(الف)



(د)



(ج)



(ه)

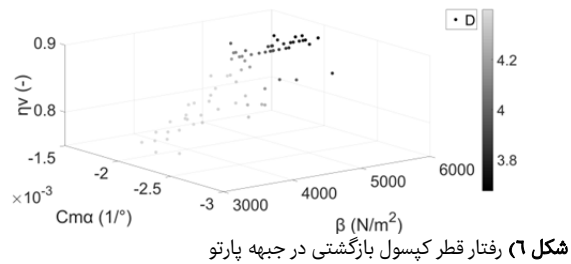
نمودار ۱) عملکرد سه پیکربندی منتخب بهینه در بازگشت به جو

طرز رفتار پارامتر قطر کپسول بازگشتی در جبهه پارتو در شکل ۶ نشان داده شده است. قطر کپسول برای قسمت عمده‌ای از جبهه پارتو دارای مقدار کران بالایی در نظر گرفته شده برای این پارامتر در فرآیند بهینه‌سازی حاضر است. همچنین مشخص است که با افزایش ضریب بالستیک یا بازده حجمی، قطر کپسول کاهش می‌یابد.

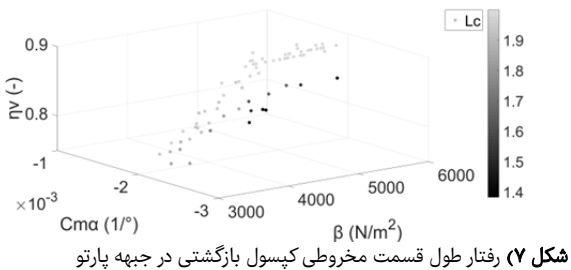
رفتار پارامتر طول قسمت مخروطی کپسول در شکل ۷ نشان داده شده است. با توجه به شکل مشخص است که طول قسمت مخروطی کپسول در بخش عمده‌ای از جبهه پارتوی به‌دست‌آمده دارای مقدار حد بالایی در نظر گرفته شده برای این پارامتر در مساله بهینه‌سازی است. علاوه بر این می‌توان مشاهده کرد که در جبهه پارتو، کپسول‌های با مشتق پایداری استاتیک کمتر، دارای طول قسمت مخروطی کمتری هستند.

با توجه به شکل ۸ می‌توان مشاهده کرد که در جبهه پارتو، پیکربندی‌های با ضریب بالستیک بزرگ‌تر یا بازده حجمی بیشتر، دارای زاویه قسمت مخروطی کوچک‌تری نسبت به سایر پیکربندی‌های بهینه هستند.

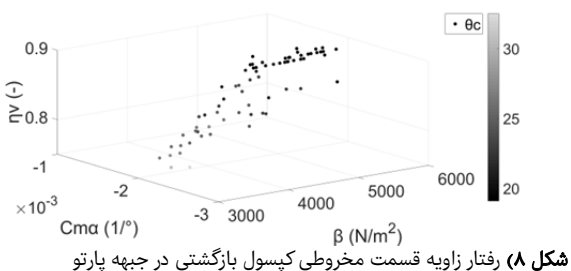
شکل ۹ رفتار متغیر $\Delta X_{com}/L$ را در جبهه پارتو نشان داده است. با توجه به شکل مشخص است که روند خاصی بر تغییرات این متغیر در جبهه پارتو حکم‌فرما نیست.



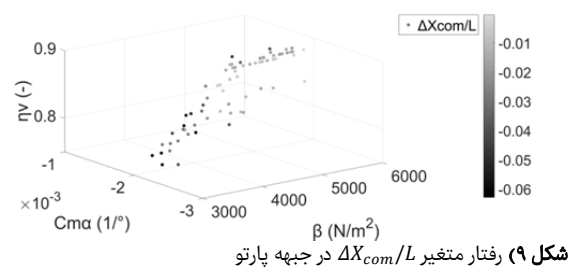
شکل ۶) رفتار قطر کپسول بازگشتی در جبهه پارتو



شکل ۷) رفتار طول قسمت مخروطی کپسول بازگشتی در جبهه پارتو



شکل ۸) رفتار زاویه قسمت مخروطی کپسول بازگشتی در جبهه پارتو

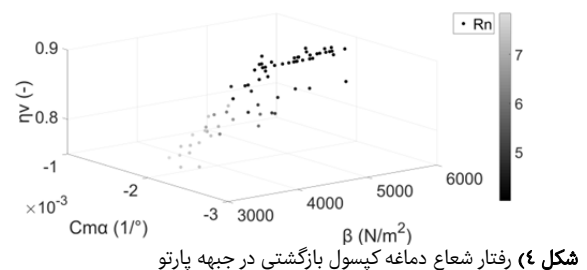


شکل ۹) رفتار متغیر $\Delta X_{com}/L$ در جبهه پارتو

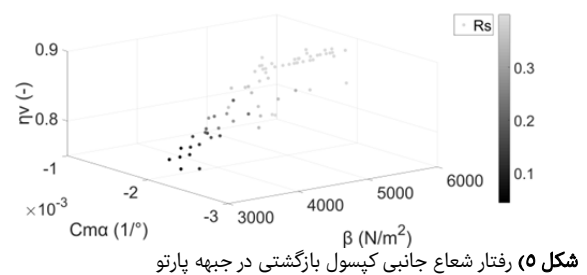
با توجه به نمودار می‌توان دید که پروفیل‌های ضریب بار در مسیر بازگشت برای دو کپسول C1 و C3 دارای مقادیر نسبتاً برابر در کل مسیر بازگشت هستند، در حالی که کپسول C2 در معرض ضریب بار اوج کمتری نسبت به کپسول‌های C1 و C3 (تقریباً نزدیک به ۵g) قرار گرفته است. مقایسه پروفیل‌های شار حرارتی در نقطه سکون برای سه کپسول بهینه منتخب در نمودار ۱ نمایش داده شده است. همان گونه که مشهود است، پروفیل شار حرارتی در نقطه سکون برای کپسول بهینه C2 در مسیر بازگشت به جو نسبت به کپسول‌های بهینه C1 و C3، مقادیر بیشتری را اختیار نموده است. همچنین شار حرارتی اوج نقطه سکون در مسیر بازگشت برای کپسول C1 کمتر از مقادیر آن برای دو کپسول بهینه منتخب دیگر است. بدین دلیل که کپسول بهینه C1 در مقایسه با دو کپسول بهینه دیگر، دارای شعاع دماغه بزرگ‌تری است.

با توجه به رفتار پارامترهای طراحی و مقادیر قیود در جبهه پارتو، چندین روند مختلف را می‌توان مشاهده نمود که این مشاهدات می‌تواند برای طراحی اولیه کپسول بازگشتی قابل توجه و مفید باشد. تجزیه و تحلیل این روندها در ادامه به تفصیل ارایه شده است. رفتار شعاع دماغه کپسول بازگشتی در جبهه پارتو در شکل ۴ نشان داده شده است. طبق شکل مشخص است که بخش قابل توجهی از پیکربندی‌های بهینه در جبهه پارتو دارای شعاع دماغه‌ای برابر با محدوده پایینی در نظر گرفته شده برای این متغیر در فرآیند بهینه‌سازی هستند. همچنین می‌توان مشاهده کرد که با کاهش ضریب بالستیک در جبهه پارتو، شعاع دماغه کپسول افزایش یافته و این تغییر با کاهش ضریب بازده حجمی نیز قابل مشاهده است. علاوه بر این مشخصه‌ها می‌توان دید که پیکربندی‌های با بازده حجمی بزرگ‌تر دارای شعاع دماغه کوچک‌تری هستند، زیرا چنین پیکربندی‌هایی نیاز به هندسه شبه‌کروی دارند که مستلزم چنین تغییری در شعاع دماغه خویش هستند.

رفتار شعاع جانبی کپسول بازگشتی در جبهه پارتو به‌دست‌آمده در شکل ۵ نمایش داده شده است. می‌توان مشاهده کرد که شعاع جانبی کپسول برای بخش عمده‌ای از پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو، تقریباً برابر با مقدار محدوده بالایی در نظر گرفته شده برای این متغیر در مساله بهینه‌سازی حاضر است. همچنین مشهود است که در جبهه پارتو، کپسول‌های با ضریب بالستیک بزرگ‌تر یا بازده حجمی بیشتر دارای شعاع جانبی بزرگ‌تری هستند.



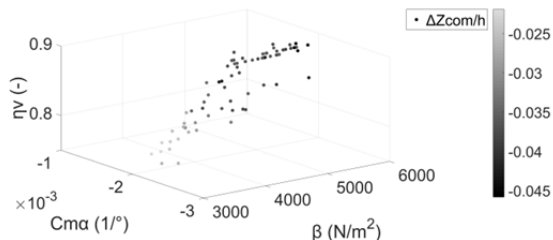
شکل ۴) رفتار شعاع دماغه کپسول بازگشتی در جبهه پارتو



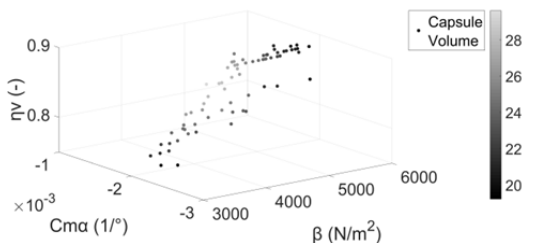
شکل ۵) رفتار شعاع جانبی کپسول بازگشتی در جبهه پارتو

روی ضریب بار در مسیر بازگشت به جو را ارضا کرده‌اند. همان طور که از شکل مشهود است، نمی‌توان یک روند مشخصی را برای تغییرات این پارامتر در جبهه پارتو بیان نمود. محدوده ضریب بار اوج در جبهه پارتو برای پیکربندی‌های بهینه از ۳/۸۵ تا ۴/۹۵g است.

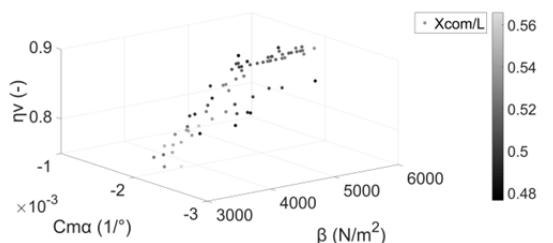
در نهایت، شکل ۱۷ رفتار پارامتر نسبت طول به قطر کپسول بازگشتی را در جبهه پارتو نشان می‌دهد. طبق شکل می‌توان دید که نسبت طول به قطر کپسول‌های بازگشتی بهینه از ۰/۵ تا ۰/۷۶ در جبهه پارتو تغییر می‌کند. علاوه بر این مشهود است که در مقایسه با سایر پیکربندی‌های موجود در جبهه پارتو، کپسول‌های با ضریب بالستیک بزرگ‌تر یا بازده حجمی بزرگ‌تر دارای نسبت طول به قطر بزرگ‌تری هستند.



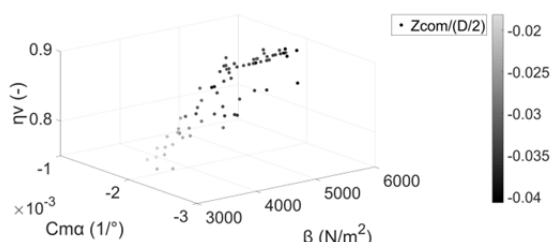
شکل ۱۰ رفتار متغیر $\Delta Z_{com}/h$ در جبهه پارتو



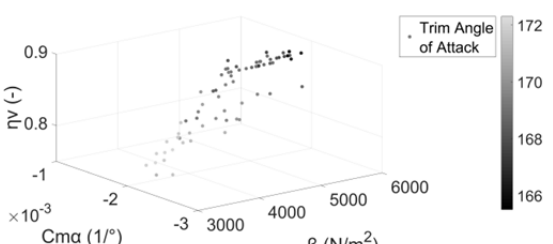
شکل ۱۱ رفتار حجم کپسول بازگشتی در جبهه پارتو



شکل ۱۲ رفتار متغیر X_{com}/L در جبهه پارتو



شکل ۱۳ رفتار متغیر $Z_{com}/(D/2)$ در جبهه پارتو



شکل ۱۴ رفتار زاویه حمله تریم در جبهه پارتو

شکل ۱۰ مقادیر پارامتر $\Delta Z_{com}/h$ را در جبهه پارتو نشان می‌دهد. می‌توان مشاهده کرد که پیکربندی‌های با ضریب بالستیک یا بازده حجمی کمتر، دارای پارامتر $\Delta Z_{com}/h$ با مقدار کوچک‌تری نسبت به بقیه پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو هستند.

مقادیر حجم کپسول در جبهه پارتو در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همان طور که مشخص است، قید در نظر گرفته شده در مساله بهینه‌سازی حاضر برای حجم کپسول در تمامی پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو ارضا شده است. محدوده حجم کپسول در جبهه پارتو از ۱۹ تا ۳۰ متر مکعب است. بررسی بیشتر نشان می‌دهد که کپسول‌های با مقدار ضریب بالستیک کوچک یا بزرگ در جبهه پارتو دارای حجم کمتری هستند.

شکل ۱۲، رفتار پارامتر X_{com}/L را نشان می‌دهد. با توجه به شکل نمی‌توان روند مشخصی را برای این پارامتر بین پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو مشاهده کرد که این موضوع، عدم حساسیت توزیع طولی جرم کپسول بر عملکرد کپسول بازگشتی را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل می‌توان متوجه شد که موقعیت طولی مرکز جرم کپسول‌های بازگشتی بهینه موجود در جبهه پارتو در محدوده ۰/۴۷ طول کپسول تا ۰/۵۷ طول کپسول قرار دارند [۰/۴۷L، ۰/۵۷L]. اندازه‌گیری موقعیت طولی مرکز جرم کپسول بازگشتی نسبت به مرکز دماغه کپسول انجام شده است. کپسول‌های با موقعیت طولی مرکز جرم کمتر از ۰/۴۸ طول کپسول به‌ندرت در جبهه پارتو تولید شده است و تقریباً ۲٪ پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو را تشکیل می‌دهند.

رفتار $Z_{com}/(D/2)$ در شکل ۱۳ نمایش داده شده است. طبق شکل می‌توان مشاهده کرد که مقدار این پارامتر در جبهه پارتو در محدوده ۰/۱۹- تا ۰/۰۴- تغییر کرده است. با توجه به این نکته می‌توان نتیجه گرفت که موقعیت جانبی مرکز جرم کپسول برای پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو در محدوده ۰/۰۲- قطر کپسول تا ۰/۰۹۵- قطر کپسول قرار دارند [۰/۰۲D، ۰/۰۹۵D]. اندازه‌گیری موقعیت جانبی مرکز جرم کپسول بازگشتی نسبت به خط مرکزی کپسول بازگشتی انجام شده است. همچنین با افزایش ضریب بالستیک یا افزایش بازده حجمی در جبهه پارتو، مقدار پارامتر $Z_{com}/(D/2)$ کاهش یافته است.

شکل ۱۴ رفتار زاویه حمله تریم را بین پیکربندی‌های موجود در جبهه پارتو نشان می‌دهد. پیکربندی‌های با ضریب بالستیک بزرگ‌تر یا بازده حجمی بزرگ‌تر، دارای زاویه حمله تریم کوچک‌تری نسبت به سایر پیکربندی‌های موجود در جبهه پارتو هستند و بنابراین دارای نسبت برآ به پسای بزرگ‌تری هستند. با توجه به این شکل مشخص است که زوایای حمله تریم برای پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو در محدوده ۱۶۵ تا ۱۷۲ درجه قرار دارند.

رفتار پارامتر شار حرارتی اوج در شکل ۱۵ نشان داده شده است. همان طور که مشهود است، قید در نظر گرفته شده روی شار حرارتی در مساله بهینه‌سازی حاضر برای تمامی پیکربندی‌های بهینه ارضا شده و تراز شار حرارتی در نقطه سکون برای این پیکربندی‌ها کاملاً ایمن است. همچنین مشخص است که پیکربندی‌های با ضریب بالستیک بزرگ‌تر یا بازده حجمی بزرگ‌تر دارای میزان شار حرارتی اوج بالاتر هستند.

شکل ۱۶ رفتار پارامتر ضریب بار اوج در مسیر بازگشت به جو را برای پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو نشان می‌دهد. می‌توان دید که تراز ضریب بار اوج برای تمامی پیکربندی‌های بهینه کمتر از حد بالایی در نظر گرفته شده در مساله بهینه‌سازی حاضر است و بنابراین کلیه پیکربندی‌های موجود در جبهه پارتو، قید تحمیلی

بزرگ‌تری هستند و نیاز دارند که در زوایای حمله کوچک‌تری در وضعیت تریم قرار گیرند.

برای مطالعات آینده به‌دنبال بهبود مدل ریاضی کپسول بازگشتی با افزودن مباحثی همچون سازه و دینامیک سیالات محاسباتی خواهیم بود. ضمن آن که بهینه‌سازی مقاوم کپسول بازگشتی با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها در متغیرهای طراحی و عوامل محیطی، انجام و نتایج آن با نتایج پژوهش حاضر مقایسه خواهد شد.

تشکر و قدردانی: موردی از سوی نویسندگان بیان نشده است.

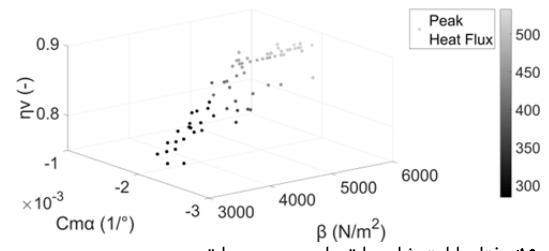
تأییدیه اخلاقی: این مقاله تاکنون در نشریه دیگری به چاپ نرسیده است. همچنین برای بررسی یا چاپ به نشریه دیگری ارسال نشده است. ضمناً محتویات علمی مقاله حاصل فعالیت علمی نویسندگان بوده و صحت و اعتبار نتایج بر عهده نویسندگان است.

تعارض منافع: مقاله حاضر هیچ گونه تعارض منافعی با سازمان‌ها و اشخاص دیگر ندارد.

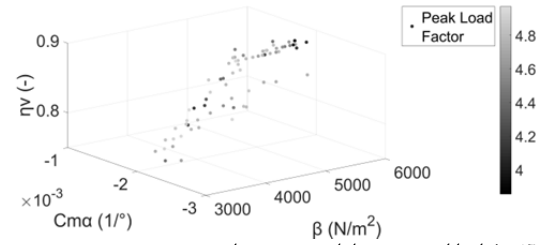
سهم نویسندگان: امیررضا قائدامینی هارونی (نویسنده اول)، نگارنده مقدمه/پژوهشگر اصلی/تحلیلگر آماری/نگارنده بحث (۷۰٪)؛ سیدحامد هاشمی‌مهنه (نویسنده دوم)، روش‌شناس/پژوهشگر کمکی/تحلیلگر آماری (۳۰٪) **منابع مالی:** این تحقیق هیچ گونه منابع مالی دریافت نکرده است.

**۸- پی‌نوشت
علامه**

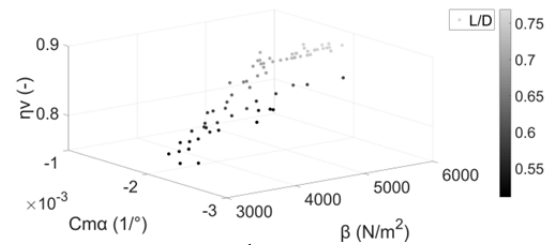
A	مساحت مینا (m ²)
C _D	ضریب پسا
C _m	ضریب گشتاور دورانی
C _{ma}	مشتق گشتاور دورانی بر حسب زاویه حمله (1/°)
D	قطر کپسول بازگشتی (m)
dU _e /dx	گرادیان سرعت روی دیواره وسیله (s ⁻¹)
g	شتاب جاذبه (ms ⁻²)
h	ارتفاع وسیله، شعاع موضعی (m)
H	آنتالپی (J)
H0	آنتالپی سکون (J)
L	طول کپسول بازگشتی (m)
L _c	طول قسمت مخروطی کپسول بازگشتی (m)
L/D	نسبت طول به قطر کپسول، نسبت برآ به پسا
m	جرم کپسول بازگشتی (kg)
P	فشار (Pa)
ePr	عدد پرانتل
Q	فشار دینامیک (Pa)
q̇	شار حرارتی نقطه سکون (kw·m ⁻²)
r	ژرد پروازی کپسول بازگشتی (m)
eR _e	شعاع زمین (m)
R _n	شعاع دماغه کپسول بازگشتی (m)
R _s	شعاع جانبی کپسول بازگشتی (m)
S	مساحت سطح کپسول (m ²)
t	زمان (s)
V	حجم کپسول بازگشتی (m ³)، سرعت وسیله (ms ⁻¹)
X _{Com}	موقعیت طولی مرکزجرم کپسول بازگشتی (m)
Z _{Com}	موقعیت جانبی مرکزجرم کپسول بازگشتی (m)
علامه یونانی	
A	زاویه حمله (°)
β	ضریب بالستیک (Nm ⁻²)
γ	زاویه مسیر پرواز وسیله (°)
η _v	بازده حجمی
θ _c	زاویه قسمت مخروطی کپسول بازگشتی (°)
θ _n	زاویه قسمت کروی دماغه کپسول بازگشتی (°)
μ	لزجت دینامیک (kgm ⁻¹ s ⁻¹)
ρ	چگالی (kgm ⁻³)
ΔX _{Com}	انحراف مرکز جرم از مرکز حجم در راستای خط مرکزی کپسول (m)
ΔZ _{Com}	انحراف مرکز جرم از مرکز حجم در راستای عمود بر خط مرکزی کپسول (m)
زیرنویس‌ها	
com	مرکز جرم کپسول
e	مربوط به پشت شوک نرمال



شکل ۱۵) رفتار پارامتر شار حرارتی اوج در جبهه پارتو



شکل ۱۶) رفتار پارامتر ضریب بار اوج در جبهه پارتو



شکل ۱۷) رفتار نسبت طول به قطر کپسول بازگشتی در جبهه پارتو

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، بهینه‌سازی چندمنظوره و چندهدفه پیکربندی کپسول بازگشتی در حضور تعدادی قید انجام شده است. کمینه‌سازی ضریب بالستیک، بیشینه‌سازی پایداری استاتیک و بیشینه‌سازی بازده حجمی کپسول بازگشتی به‌عنوان اهداف در مساله بهینه‌سازی حاضر در یک چهارچوب چندمنظوره و چندهدفه در نظر گرفته شده‌اند. تجزیه و تحلیل آیرودینامیک بر مبنای روش‌های شبه‌تجربی (شیب موضعی)، انجام و شار حرارتی در نقطه سکون کپسول بازگشتی با استفاده از روش فی- ریدل محاسبه شده است. در ابتدا مدل هر یک از موضوعات درگیر در مساله بهینه‌سازی حاضر به‌صورت مجزا توسعه داده شده و سپس ارتباط بین هر یک از این موضوعات با یکدیگر مشخص و تعریف شده است. در نهایت، چهارچوب بهینه‌سازی مساله حاضر، ایجاد و با استفاده از الگوریتم ژنتیک اقدام به بهینه‌سازی مساله تعریف‌شده در این پژوهش شده است. نتایج حاصل از بهینه‌سازی چندمنظوره و چندهدفه به‌صورت مجموعه‌ای از راه‌حل‌های بهینه در یک جبهه پارتو آرایه می‌شود. این مجموعه پیکربندی‌های بهینه به‌منظور نمایش مصالحات اساسی بین اهداف به کار گرفته می‌شوند. نتایج پژوهش حاضر نشان می‌دهد که قوی‌ترین مصالحه بین ضریب بالستیک و بازده حجمی وجود دارد که با افزایش ضریب بالستیک در جبهه پارتو، بازده حجمی نیز افزایش می‌یابد. همچنین در ادامه، مشخصه‌های پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. مشاهده شده است که پیکربندی‌های بهینه با ضریب بالستیک بزرگ‌تر یا بازده حجمی بزرگ‌تر در مقایسه با سایر پیکربندی‌های بهینه، دارای شعاع دماغه کوچک‌تر، زاویه قسمت مخروطی کوچک‌تر، شعاع جانبی بزرگ‌تر، شار حرارتی اوج بزرگ‌تر، حجم بزرگ‌تر و نسبت طول به قطر

entry aeroshells. 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, 13-15 September, 2010, Fort Worth, Texas. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2010.

13- Dirkx D, Mooij E. Continuous aerodynamic modelling of entry shapes. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 8-11 August, 2011, Portland, Oregon. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2011.

14- Craidon CB. A description of the Langley wireframe geometry standard (LaWGS) format [Internet]. Hampton: NASA Langley Research Center; 1985. Available from: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19850014069>

15- CRUZ C, Wilhite A. Prediction of high-speed aerodynamic characteristics using the aerodynamic preliminary analysis system (APAS). 7th Applied Aerodynamics Conference, 1 July, 1989, Hampton, Virginia. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1989.

16- Kinney D. Aero-thermodynamics for conceptual design. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 5-8 January, Reno, Nevada. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2004.

17- Maughmer M, Ozoroski L, Straussfogel D, Long L. Validation of engineering methods for predicting hypersonic vehicle control forces and moments. Journal of Guidance Control and Dynamics. 1993;16(4):762-769.

18- Shaughnessy JD, Pinckney SZ, McMinn JD, Cruz CI, Kelley ML. Hypersonic vehicle simulation model: Winged-cone configuration [Internet]. Hampton: NASA; 1990. Available from:

<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19910003392>

19- Gentry AE, Smyth DN, Oliver WR. The mark IV supersonic-hypersonic arbitrary-body program. Volume II-Program Formulation, AFFDL-TR-73-159, USAF Flight Dynamics Laboratory, 1973.

20- Fay JA, Riddell FR. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. Journal of the Aeronautical Sciences. 1958;25(2):73-85.

21- Ashley H. Engineering analysis of flight vehicles. 1st Edition. Mineola: Dover Publications; 1992.

22- Hankey WL. Re-entry aerodynamics. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1988.

23- Regan FJ, Anandakrishnan SM. Dynamics of atmospheric re-entry. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1993.

24- NASA. U.S. Standard Atmosphere [Internet]. Washington DC: NASA; 1976. Available from: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19770009539>

25- Deb K, Pratap A, Agarwal S, Meyarivan T. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2002;6(2):182-197.

26- Deb K, Pratap A, Agarwal S, Meyarivan TA. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II. IEEE transactions on Evolutionary Computation. 2002;6(2):182-197.

27- Bertin JJ. Hypersonic aerothermodynamics. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1994.

28- Sellers JJ. Understanding space: An introduction to astronautics. 2nd Edition. New York: McGraw-Hill; 2000.

29- Tang W, Orłowski M, Longo JMA, Giese P. Aerodynamic optimization of re-entry capsules. Aerospace Science and Technology. 2001;5(1):15-25.

منابع

- 1- Adami A, Nosratollahi M, Mortazavi M, Hosseini M. Multidisciplinary design optimization of a manned reentry mission considering trajectory and aerodynamic configuration. Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies- RAST2011, 9-11 June, 2011, Istanbul, Turkey. Piscataway: Institute of Electrical and Electronics Engineers; 2011. p. 598-603.
- 2- Theisinger JE, Braun RD. Multi-objective hypersonic entry aeroshell shape optimization. Journal of Spacecraft and Rockets. 2009;46(5):957-966.
- 3- Priyadarshi P, Mittal S. Multi-objective multidisciplinary design optimization of a semi-ballistic reentry module. 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, 13-15 September, 2010, Fort Worth, Texas. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2010.
- 4- Shi Y, Xu M, Wang ZM. Integrated optimization of aerodynamic shape with trajectory for aircraft in conceptual design. Proceedings of 2011 International Conference on Electronic & Mechanical Engineering and Information Technology, 12-14 August, 2011, Harbin, China. Piscataway: The Institute of Electrical and Electronics Engineers; 2011. p. 3808-3811
- 5- Arora R, Kumar P. Aerodynamic shape optimization of a re-entry capsule. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 11-14 August, 2003, Austin, Texas. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2003.
- 6- Nosratollahi M, Hosseini M, Adami A. Multidisciplinary design optimization of a controllable reentry capsule for minimum landing velocity. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 12-15 April, 2010, Orlando, Florida. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2010.
- 7- 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.
- 8- Johnson JE, Starkey RP, Lewis MJ. Aerothermodynamic optimization of reentry heat shield shapes for a crew exploration vehicle. Journal of Spacecraft and Rockets. 2007;44(4):849-859.
- 9- Johnson JE, Lewis MJ, Starkey RP. Entry heat shield optimization for mars return. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5-8 January, 2009, Orlando, Florida. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2009.
- 10- Tava M, Suzuki Sh. 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):10-19.
- 11- Monti R, De Stefano Fumo M, Savino R. Thermal shielding of a reentry vehicle by ultra-high-temperature ceramic materials. Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2006;20(3):500-506.
- 12- Theisinger JE, Braun RD, Clark IG. Aerothermodynamic shape optimization of hypersonic