

طراحی بهینه چندموضوعی پیکربندی کپسول بازگشتی در حضور عدم قطعیت

امیررضا قاندامینی هارونی^۱ و سیدحامد هاشمی مهینه^{۲*}

۱ و ۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

* تهران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

hmehne@ari.ac.ir

در این پژوهش، بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی پیکربندی کپسول بازگشتی با توجه به ملاحظات آیرودینامیک، مسیر، پایداری و هندسه بصورت چندهدفه انجام شده است. بهینه‌سازی بازده حجمی، کمینه‌سازی ضریب بالستیک و بهینه‌سازی پایداری استاتیکی کپسول بازگشتی اهداف در نظر گرفته شده در فرایند بهینه‌سازی مقاوم پیکربندی کپسول بازگشتی در حضور عدم قطعیت‌ها می‌باشند؛ علاوه بر این، قیودی در زمینه‌های هندسه، بار حرارتی و ضریب بار در فرایند بهینه‌سازی لحاظ شده‌اند. برای کاهش زمان و هزینه بهینه‌سازی مقاوم، از روش شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی استفاده شده تا تعداد ارزیابی‌های مورد نیاز در حین بهینه‌سازی مقاوم کاهش یابد. با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه مقید، مجموعه‌ای از پیکربندی‌های بهینه مقاوم کپسول بازگشتی بدست می‌آیند. نتایج بدست آمده نشان می‌دهند که عملکرد پیکربندی‌های بهینه مقاوم حاصله به نحوی است که قیود در نظر گرفته شده حتی در حضور عدم قطعیت‌ها با سطح اطمینان ۹۹/۸٪ نقض نمی‌شوند.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی مقاوم، عدم قطعیت، بهینه‌سازی چندموضوعی، بهینه‌سازی چندهدفه، کپسول بازگشتی

		علائم و اختصارات	
L_C	طول قسمت مخروطی کپسول بازگشتی (m)	A	مساحت مبنا (m^2)
L/D	نسبت طول به قطر کپسول، نسبت برآ به پسا	C_D	ضریب پسا
m	جرم کپسول بازگشتی (kg)	C_m	ضریب گشتاور دورانی
P	فشار (Pa)	$C_{m\alpha}$	مشتق گشتاور دورانی بر حسب زاویه حمله (1°)
Pr	عدد پراتل	D	قطر کپسول بازگشتی (m)
Q	فشار دینامیک (Pa)	dU_e/dx	گرادیان سرعت بر روی دیواره وسیله (s^{-1})
\dot{q}	شار حرارتی نقطه سکون (kWm^{-2})	g	شتاب جاذبه (ms^{-2})
r	بُرد پروازی کپسول بازگشتی (m)	h	ارتفاع وسیله، شعاع موضعی (m)
R_e	شعاع زمین (m)	H	آنتالپی (J)
R_n	شعاع دماغه کپسول بازگشتی (m)	H_0	آنتالپی سکون (J)
R_s	شعاع جانبی کپسول بازگشتی (m)	L	طول 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 مرکز جرم کپسول بازگشتی (m)		
Z_{Com}	موقعیت جانبی مرکز جرم کپسول بازگشتی (m)		

۱. دانشجوی دکتری

۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)

آیروترمودینامیکی کپسول تغییر کرده یا مشخصه‌های کنترل و پایداری کپسول بازگشتیدچار چالش شوند. علاوه بر این، عدم قطعیت‌های^۳ مرتبط با محیط، شرایط ورود به جو، طراحی و تخصیص^۴ تجهیزات در کپسول بازگشتی، مسئله چند موضوعی^۵ پیچیده‌ای را ایجاد می‌نماید [۱].

در بهینه‌سازی مقاوم، عدم قطعیت‌های پارامترهای محیطی و متغیرهای طراحی با فرایند بهینه‌سازی ترکیب می‌شوند. دلیل این موضوع، بهینه‌کردن عملکرد میانگین و مدیریت قیود احتمالی می‌باشد. یک قید احتمالی^۶، قیدی در فضای هدف^۷ یا فضای طراحی است که باید با سطح اطمینانی که توسط طراح از قبل انتخاب شده، برآورده گردد. به این ترتیب، بهینه‌سازی، جستجو برای یافتن جواب-های بهینه را به سمت پیکربندی‌هایی سوق می‌دهد که بهترین عملکرد میانگین را در حضور عدم قطعیت‌ها داشته و علاوه بر این، قیود را با سطح اطمینان از قبل مشخص شده ارضا کنند [۱].

اگرچه متون مختلفی در مورد بهینه‌سازی مقاوم در کاربردهای هوافضا در دسترس می‌باشند [۱]، اما به نظر می‌رسد که مطالعات در این حوزه هنوز در مراحل اولیه خود قرار دارند. به عنوان مروری بر تحقیقات مرتبط می‌توان به پژوهش سان و همکارانش [۳] اشاره نمود که یک رویکرد برای اجرای بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی در حضور عدم قطعیت‌ها ارائه داده و از آن برای کمینه‌سازی ضخامت سیستم محافظ حرارتی پیکربندی یک وسیله ورودی استفاده کرده‌اند. عدم قطعیت‌های موجود در خواص جو و مشخصه‌های^۸ سیستم محافظ حرارتی در نظر گرفته شده‌اند. همچنین آنها تاثیر در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها در فرایند بهینه‌سازی را با مقایسه عملکرد دو پیکربندی بهینه که یکی توسط بهینه‌سازی قطعی و دیگری با بهینه‌سازی مقاوم بدست آمده نشان داده‌اند.

اختر و لیشو [۴] نیز بهینه‌سازی مقاوم یک ماهواره بر چند مرحله‌ای را در چارچوب همه در یکی و با استفاده از الگوریتم ژنتیک به عنوان بهینه‌ساز انجام داده‌اند. مدل‌های استفاده‌شده در این مطالعه بسیار ساده بوده و برای مسیر از شبیه‌سازی روابط دو درجه آزادی، برای آیرودینامیک از روابط تجربی ساده، برای وزن از روابط آماری و برای پیش‌رانش از روابط تحلیلی ساده استفاده شده است.

همچنین ژانگ و همکاران [۵] یک محیط یکپارچه^۹ را برای انجام تجزیه و تحلیل بهینه‌سازی چندموضوعی در حضور عدم قطعیت‌ها

α	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 دینامیکی ($kgm^{-1}s^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
σ	انحراف معیار
ΔX_{Com}	انحراف مرکزجرم از مرکزحجم در راستای خط مرکزی کپسول (m)
ΔZ_{Com}	انحراف مرکزجرم از مرکزحجم در راستای عمود بر خط مرکزی کپسول (m)

زیرنویس‌ها

com	مرکز جرم کپسول
e	مربوط به پشت شوک نرمال
trim	مربوط به حالت تریم
w	مربوط به دیواره
∞	مربوط به جریان آزاد

مقدمه

طراحی مفهومی کپسول‌های بازگشتی معمولاً در چند مرحله متوالی انجام می‌شود. این طراحی غالباً با یک پیکربندی عمومی به منظور بدست آوردن ارزیابی اولیه از مشخصه‌های آیروترمودینامیکی و استفاده از یک مدل جرم نقطه‌ای برای طراحی مسیر اولیه شروع می‌شود [۱]. به تدریج، سایر جزئیات اضافه شده و پیکربندی خارجی برای تطابق با مأموریت خاص تعریف و الزامات مسیر آن اصلاح می‌شوند [۱]. از آنجایی که چالش‌های آیروترمودینامیکی همچون گرمایش کپسول، یکی از سخت‌ترین موضوعات در مسئله ورود مجدد به جو است [۱]، جستجو برای یافتن پیکربندی‌های عملیاتی برای طراحی اولیه کپسول مطلوب می‌باشد. به این منظور، بهتر است که از یک مدل پیوسته برای بررسی استفاده شود [۲]. به این معنی که مدل استفاده شده محدود به مقایسه و تجزیه و تحلیل چند پیکربندی نبوده و در عوض امکان بررسی هر پیکربندی را در فضای طراحی داشته باشد [۲]. طرح داخلی زیرسیستم‌ها معمولاً در مرحله بعدی اضافه شده و طراحان باید مطمئن شوند کپسول بازگشتی الزامات مأموریت را برآورده می‌کند. نقض این الزامات می‌تواند کل مأموریت را به خطر بیندازد. زیرا ممکن است کمیت‌های

3. Uncertainties

4. Allocation

5. Multi-disciplinary

6. Probabilistic Constraint

7. Objective Space

8. Characteristics

9. Integrated Environment

مقاوم از روش شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی^{۱۳} [۹] برای کاهش میزان ارزیابی‌های مورد نیاز درحین فرایند بهینه‌سازی مقاوم استفاده شده است.

ساختار این مقاله به شرح زیر است: تشریح رویکرد بهینه‌سازی مقاوم و روش نمونه برداری در بخش دوم بیان شده‌اند. خلاصه‌ای از روش پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی همراه با مدل‌های آیرودینامیکی و مسیر استفاده شده در پژوهش حاضر در بخش سوم ارائه شده است. تشریح روش بهینه‌سازی و همچنین اهداف و قیود اتخاذ شده در بخش چهارم بیان شده است. نتایج بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی چندهدفه پیکربندی کپسول بازگشتی در بخش پنجم گزارش شده و درنهایت، بخش ششم، مقاله را با نتیجه‌گیری و ارائه پیشنهادها برای تحقیقات پیش‌رو به پایان خواهد رساند.

مقاوم‌بودن در بهینه‌سازی

در حین فرایند طراحی مقدماتی، مقدار دقیق برخی از پارامترهای دخیل در طراحی مشخص نمی‌باشد. این امکان وجود دارد که برای مقادیر این پارامترها یک حدس آگاهانه یا مرزهایی را ارائه کرد؛ با این حال این مقادیر غیرقطعی می‌باشند [۱۰]. یک بحث مهم در بهینه‌سازی طراحی، میزان حساسیت طراحی بهینه نهایی به خطاهای کوچک تولید یا نوسانات در حین شرایط عملیاتی^{۱۴} می‌باشد [۱۱]. طراحی مقاوم^{۱۵} و طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان^{۱۶}، دو شاخه اصلی مسائل طراحی در حضور عدم قطعیت می‌باشند. در مسئله طراحی مقاوم سعی می‌شود که شاخص عملکرد نسبت به تغییرات در پارامترهای غیرقطعی، حساس نباشد ولی در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان، تلاش طراح بر آن است که احتمال نقض قیود از یک مقدار مطلوب کم‌تر باشد [۱۲، ۱۳]. در برخی کاربردها، عدم حساسیت تابع عملکرد به تغییرات ضروری است. بنابراین، برای چنین کاربردهایی لازم است یک طراحی مقاوم پیدا شود. مسئله طراحی مقاوم، مسئله‌ای است که در آن طراحی به تغییرات کوچک در پارامترهای غیرقطعی نسبتاً غیرحساس باشد. حساسیت عملکرد طراحی به چنین عدم قطعیت‌های نسبتاً کوچکی، انگیزه‌ای برای استفاده از روش‌های طراحی مقاوم فراهم می‌کند که مستقیماً اثرات عدم قطعیت‌ها را بر عملکرد طراحی ارزیابی می‌کنند [۱۱].

بطور کلی، یک روش بهینه‌سازی مقاوم زمانی مورد نیاز است که برخی از پارامترها مانند شرایط عملیاتی، به صورت تصادفی در بازه‌های طراحی مشخصی نوسان کنند. اهمیت این نیاز هنگامی که

توسعه داده‌اند. پژوهش آن‌ها، شبیه‌سازی‌های آیرودینامیک، سازه و مسیر را برای بهینه‌سازی طراحی سازه و سیستم محافظ حرارتی یک وسیله انتقال مداری در نظر گرفته است. هدف در نظر گرفته شده کمینه‌سازی جرم کل وسیله می‌باشد در حالی که قیود لحاظ شده نیز برآورده شوند. عدم قطعیت‌ها در استحکام ماده، سه زاویه کنترل مسیر، ضریب بار^{۱۰} و نیروی پیشران در نظر گرفته شده‌اند.

روشنی‌یان و همکاران [۶، ۷] بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی یک ماهواره بر سوخت جامد دومرحله‌ای را با در نظر گرفتن موضوعات پیشران، وزن، آیرودینامیک، هندسه و مسیر انجام داده‌اند. پس از آن، قابلیت اطمینان طراحی مفهومی انجام شده مورد بررسی قرار گرفته و با اعمال تغییراتی در متغیرهای طراحی، قابلیت اطمینان آن بهبود یافته است.

ریدلفی و همکاران [۸] نیز بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی کپسول بازگشتی را با در نظر گرفتن همزمان موضوعات آیرودینامیک، مکانیک پرواز و سیستم محافظ حرارتی انجام داده‌اند. بیشینه‌سازی قابلیت استفاده مجدد، بیشینه‌سازی حجم داخلی و کمینه‌سازی جرم کپسول به عنوان اهداف در این پژوهش در نظر گرفته شده‌اند.

رایان و همکاران [۸] از چهار روش مختلف بهینه‌سازی مقاوم برای طراحی یک وسیله ماوراء صوت استفاده نموده و نتایج و عملکرد هر یک از روش‌ها را مورد تجزیه و تحلیل قرار داده و با یکدیگر مقایسه کرده‌اند. در این پژوهش آنها اثر عدم قطعیت در مکان‌های انتقال لایه مرزی ناشی از زبری را بر روی کنترل‌پذیری وسیله مورد بررسی قرار داده‌اند. از الگوریتم ژنتیک به عنوان بهینه‌ساز در این مطالعه استفاده شده است.

در این پژوهش، بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی چندهدفه^{۱۱} پیکربندی کپسول بازگشتی در حضور عدم قطعیت‌ها ارائه شده است. مسئله حاضر با اهداف بیشینه‌سازی بازده حجمی کپسول، کمینه‌سازی ضریب بالستیک^{۱۲} و کمینه‌سازی مشتق پایداری طولی به منظور دستیابی به پیکربندی‌های بهینه تعریف شده است.

در این مقاله، به منظور محاسبه عملکرد میانگین و تعیین انطباق با قیود احتمالی، یک استراتژی مبتنی بر نمونه‌گیری استفاده شده است. در این استراتژی، هر نقطه طراحی که توسط بهینه‌ساز انتخاب می‌شود، به تعدادی نقطه نمونه در اطرافش نیاز دارد و عملکرد سیستم در هر یک از این نقاط نمونه باید مورد ارزیابی قرار گیرد. این نقاط در اطراف هر نقطه طراحی و توسط توابع چگالی احتمال در نظر گرفته شده برای پارامترهای غیرقطعی ایجاد می‌شوند. به منظور محدود کردن تلاش محاسباتی در بهینه‌سازی

13. The Adaptive Monte Carlo Simulation

14. Operating Conditions

15. Robust Design

16. Reliability-Base Design

10. Load Factor

11. Multi-objective

12. Ballistic Coefficient

در بهینه‌سازی مقاوم به منظور محاسبه میانگین عملکرد و همچنین بررسی تطابق حل با قیود، نیاز به نمونه‌برداری در همسایگی هر یک از نقاط طراحی انتخاب‌شده توسط بهینه‌ساز می‌باشد و باید عملکرد هر یک از نقاط نمونه مورد ارزیابی قرار گیرد. میانگین‌گیری صریح^{۲۰}، رایج‌ترین رویکرد برای بهینه‌سازی مقاوم است [۸، ۱]. بنابراین، میانگین عملکرد در نقاط نمونه اطراف یک نقطه طراحی به جای مقدار عملکرد محاسبه شده در آن نقطه طراحی در نظر گرفته می‌شود [۱۵]. انتخاب روش نمونه‌برداری بستگی به شناسایی فضای طراحی و مقدار داده‌های در دسترس دارد [۱۰]. بیشتر مسائل طراحی احتمالاتی، از شبیه‌سازی مونت‌کارلو مرسوم یا روش‌های کاهش واریانس برای نمونه‌برداری استفاده می‌کنند. شبیه‌سازی مونت‌کارلو مرسوم، اصیل‌ترین و ساده‌ترین روش در میان تمامی روش‌های طراحی احتمالاتی می‌باشد [۱۶]. برخلاف بسیاری از روش‌های طراحی احتمالاتی دیگر، اجرای یک شبیه‌سازی مونت‌کارلو، تنها به درک محدودی از احتمال و آمار نیاز دارد. علاوه بر ساده بودن اجرا، شبیه‌سازی مونت‌کارلو دقیق‌ترین روش احتمالاتی می‌باشد [۱۶].

در اساسی‌ترین فرمول‌بندی شبیه‌سازی مونت‌کارلو مرسوم، برای هر متغیر دارای عدم قطعیت، یک توزیع احتمالی تخصیص داده می‌شود. نمونه‌های تصادفی از هر یک از این توزیع‌ها انتخاب شده و هر یک از آنها در تجزیه و تحلیل قطعی ارزیابی می‌شوند؛ هر تجزیه و تحلیل منحصر به فرد، یک شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شود. برای تعیین مشخصات احتمالاتی شاخص‌های عملکردی طراحی‌ها به عنوان خروجی‌ها، شبیه‌سازی‌های فراوانی توسط تجزیه و تحلیل قطعی انجام می‌شود. دقت پیش‌بینی‌های انجام شده از طریق شبیه‌سازی مونت‌کارلو مرسوم با تعداد نمونه‌ها متناسب است [۱۶]. در یک فرمول‌بندی بهینه‌سازی که شامل متغیرهای غیرقطعی زیادی می‌باشد، شبیه‌سازی مونت‌کارلو مرسوم به میلیون‌ها ارزیابی تابع برای ارائه نتایج دقیق نیاز دارد؛ که این امر می‌تواند از لحاظ محاسباتی بسیار پرهزینه و وقت‌گیر باشد [۱۷].

برای رفع تعداد زیاد «نمونه‌های موردنیاز» برای انجام یک شبیه‌سازی مونت‌کارلو مرسوم، چندین روش شبیه‌سازی مستقیم دیگر وجود دارند که برای کاهش هزینه و زمان محاسبات نمونه‌برداری توسعه یافته‌اند. بطور کلی می‌توان این روش‌ها را تحت عنوان کلی «روش‌های کاهش واریانس» طبقه‌بندی نمود که خود به سه دسته اساسی نمونه‌برداری لایه‌ای [۱۸]، نمونه‌برداری شبه مونت‌کارلو [۱۹، ۲۰] و نمونه‌برداری اهمیت-تطبیقی^{۲۱} [۲۱] تقسیم‌بندی می‌شوند. این روش‌ها غالباً می‌توانند تعداد شبیه‌سازی‌های

عدم قطعیت‌ها اثر غیر خطی شدیدی بر روی رفتار توابع هدف و قیود داشته باشند، بیشتر می‌شود. در نهایت، فرایند بهینه‌سازی مقاوم، جواب‌های بهینه‌ای را تولید می‌کند که به تغییرات در کمیت‌های غیر قطعی، غیر حساس باشند [۱۴].

صورت‌های عدم قطعیت می‌توانند با استفاده از فاصله مرزها، توابع عضویت و یا توسط توابع چگالی احتمال مشخص شوند. به طور متداول، نظریه احتمال برای مدل‌سازی عدم قطعیت‌ها به کارگرفته می‌شود، خصوصاً زمانی که اطلاعات کافی در دسترس باشد. نظریه احتمال، توصیف مؤثری از پارامترهای غیرقطعی، با تلقی کردن آن‌ها به عنوان متغیرهای تصادفی ارائه می‌دهد [۱۲]. ماهیت «تصادفی‌بودن» در احتمالات، توسط تابع چگالی احتمال بیان شده و بنابراین، پارامتر غیرقطعی توسط یک تابع چگالی احتمال تشریح می‌شود [۱۰]. عموماً، روش‌های طراحی مبتنی بر عدم قطعیت با استفاده از توابع چگالی احتمال، به عنوان روش‌های احتمالاتی مورد اشاره قرار می‌گیرند. یک روش احتمالاتی از روش‌های نمونه‌برداری برای در نظر گرفتن عدم قطعیت استفاده می‌کند. این مسئله نشان‌دهنده این موضوع است که نمونه‌برداری نقش مهمی را در فرایند بهینه‌سازی مقاوم ایفا می‌کند. در نقطه طراحی یگانه^{۱۷}، نمونه‌برداری می‌تواند وضعیت‌های مختلفی که ممکن است برای یک پارامتر غیرقطعی در بازه تغییراتش اتفاق بیفتد را ارائه دهد.

عدم قطعیت‌ها در فرایند بهینه‌سازی، بادر نظر گرفتن اهداف و قیودی که به صورت احتمالاتی به هر یک از متغیرهای تصادفی و پارامترهای تصادفی وابسته‌اند، معرفی می‌شوند. در بهینه‌سازی مقاوم، روش معمول آن است که به جای عملکرد اسمی^{۱۸}، میانگین عملکرد بهینه می‌شود. در مسائل بهینه‌سازی مقاوم قیود به صورت احتمالاتی بیان می‌شوند. به عبارت دیگر، قیود باید با یک سطح اطمینان «از پیش تعریف‌شده» برآورده شوند $(m \times \sigma)$. پارامتر σ ، انحراف معیار تابع چگالی احتمال الحاقی^{۱۹} می‌باشد. در حالی که پارامتر m عاملی است که توسط طراح مشخص می‌شود. سطح اطمینان، احتمال موفقیت یک تخمین یا یک مقدار پیش‌بینی شده می‌باشد. ارضای قیود احتمالاتی در حضور عدم قطعیت، محافظه‌کاری مناسبی را در حل وارد می‌کند. بنابراین، بهینه‌ساز جستجوی طراحی‌های بهینه را به سمت جواب‌هایی سوق می‌دهد که بهترین میانگین عملکرد را تحت شرایط غیرقطعی داشته و همچنین قیود را با توجه به سطح اطمینان از پیش انتخاب‌شده توسط طراح، ارضا کنند [۱].

17. The Single Design Point

18. Nominal Performance

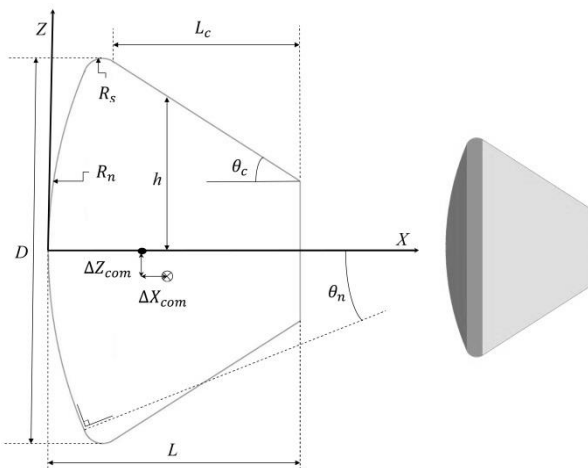
19. The Joint Probability Density Function

20. Explicit Averaging

21. Importance-Adaptive Sampling

تعریف پیکربندی توسط تعداد قابل کنترلی از متغیرهای طراحی ارائه دهد؛ به این منظور، از روش اشکال تحلیلی استفاده شده است [۲۳-۲۵]. پیکربندی کپسول بازگشتی می‌تواند توسط ترکیب چند شکل تحلیلی تعریف و پارامتری شود. اشکال تحلیلی امکان تعریف و پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی را توسط چند پارامتر هندسی فراهم می‌نمایند. این موضوع باعث کاهش تعداد متغیرهای طراحی در فرایند بهینه‌سازی شده و علاوه بر این، باعث می‌شود تا پیکربندی‌های بهینه ایجاد شده در فرایند بهینه‌سازی، تحقق‌گرا^{۲۵} بوده و قابلیت ساخت و تولید را داشته باشند.

پیکربندی مبنای کپسول بازگشتی مورد مطالعه در پژوهش حاضر متعلق به خانواده کپسول اورایون^{۲۶} می‌باشد. همانطور که در شکل ۱ می‌توان مشاهده کرد، شکل کپسول بازگشتی مبنای از سه سطح تحلیلی تشکیل شده که عبارتند از: یک بخش کروی، یک بخش حلقه‌ای و یک بخش مخروطی ناقص در عقب کپسول بازگشتی.



شکل ۱- پیکربندی مبنای کپسول بازگشتی

اگر چه مجموعه منحصر به فردی از پارامترهای هندسی برای توصیف این پیکربندی وجود ندارد، ولی تعداد پارامترهای مورد نیاز برای تعریف و پارامتری کردن شکل کپسول بازگشتی برابر پنج می‌باشد [۲۳، ۲۶]. شعاع دماغه کپسول (R_n)، شعاع جانبی کپسول (R_s)، زاویه قسمت مخروطی (θ_c)، طول قسمت مخروطی (L_c) و قطر کپسول (D)، پنج پارامتری می‌باشند که در پژوهش حاضر برای پارامتری کردن هندسه کپسول بازگشتی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. طول کپسول بازگشتی (L) به همراه زاویه قسمت کروی دماغه کپسول بازگشتی (θ_n) نیز روی شکل ۱ مشخص شده‌اند. در اینجا از پارامتر طول قسمت مخروطی به جای طول کپسول برای تعریف

مورد نیاز را در مقایسه با روش‌های مونت کارلو مرسوم، تا چندین مرتبه کاهش دهند. با این حال، آنها این کار را به هزینه از دست‌دادن یکی از جذاب‌ترین خصیصه‌های مونت کارلو مرسوم یعنی سادگی، انجام می‌دهند [۱۶].

در مقایسه با مونت کارلو مرسوم، نمونه‌برداری اهمیت-تطبیقی، از طریق تمرکز توزیع نقاط نمونه به ناحیه‌ای از «فضای ورودی» که در ارتباط با وقوع یک رویداد خاص^{۲۲} است، به بهبود راندمان کلی در وقت و هزینه دست می‌یابد. این رویه در تضاد کامل با روش‌های نمونه برداری لایه‌ای^{۲۳} می‌باشد که یک توزیع یکنواخت^{۲۴} از نقاط در سرتاسر فضای ورودی ارائه می‌دهند. نمونه‌برداری اهمیت-تطبیقی با تعریف یک توزیع نمونه‌برداری اهمیتی، برای تمرکز نمونه‌برداری از ورودی به ناحیه مورد نظر، انجام می‌شود [۱۶، ۲۱، ۲۲].

در این مطالعه، یک مسئله بهینه‌سازی برای بدست آوردن طراحی‌های بهینه مقاوم، مورد بررسی قرار گرفته است. بدین صورت که طراحی‌ها به تغییرات کوچک عدم قطعیت‌ها در پارامترهای ورودی و عوامل محیطی، غیرحساس باشند. در اینجا، رویکردی که برای ادغام موثر «مقاوم‌بودن» در بهینه‌سازی استفاده شده مبتنی بر شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی می‌باشد. در این رویکرد مدل فرایند مکرراً برای تجزیه و تحلیل قطعی مجموعه‌ای از پارامترهای ورودی (تولید شده بر طبق تابع چگالی احتمالشان)، به منظور ایجاد مجموعه‌ای از نمونه‌های خروجی فراخوانده می‌شود. سپس، مشخصه‌های آماری توابع عملکرد خروجی از نمونه‌های خروجی، محاسبه می‌شوند. در اینجا، فرض اصلی بر آن است که توزیع تابع عملکرد غیرقطعی که نمونه‌برداری شده است، توزیع نرمال است؛ زیرا شامل اندازه‌گیری مکرر همان کمیت با مقادیر نمونه مختلف است [۱۷].

مدل کپسول بازگشتی

در این بخش، خلاصه‌ای از مدل ریاضی استفاده شده برای مسئله حاضر ارائه شده است. سپس، نحوه پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی، تولید شکل کپسول، مدل آیرودینامیکی و مدل مسیر اتخاذ شده تشریح شده‌اند.

پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی

نقطه ابتدایی تجزیه و تحلیل مسئله بهینه‌سازی حاضر، پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی می‌باشد. در اینجا به دنبال انتخاب روشی برای پارامتری کردن پیکربندی کپسول بازگشتی هستیم که بصورت همزمان، اجازه طراحی مناسب را به همراه

25. Realistic
26. Orion

22. Specific Event
23. Stratified Sampling
24. Even Distribution

تولید پاره‌ای از اشکال کلاسیک و تحلیلی را با حداقل تلاش محاسباتی دارد. این کد پس از خواندن فایل ورودی و پس از صرف کسری از زمان، فایل خروجی را با نقاط شبکه در فرمت استاندارد هندسه قاب سیمی لانگلی^{۲۹} ایجاد می‌کند. استاندارد هندسه قاب سیمی لانگلی، یک فرمت برای توصیف هندسه یک پیکربندی با نقاط گسسته است. این فرمت بر اساس تعریف یک قاب سیمی بر روی تعدادی نقطه گسسته می‌باشد که این قاب سیمی، شکل شی مورد نظر را می‌سازد. در نهایت، هندسه کلی یک پیکربندی را می‌توان توسط تعداد دلخواهی از این اشیا تعریف نمود. یک شی واحد از مجموعه‌ای از کانتورها تشکیل گردیده که هر کانتور خود به تنهایی از چندین نقطه گسسته تشکیل شده است. باید توجه داشت که در یک شی باید تعداد نقاط موجود روی هر کانتور دلخواه با هم برابر باشند، در غیر اینصورت شی توسط کد MAKEWGS ایجاد نخواهد شد. با اتصال هر نقطه به دو نقطه مجاورش در کانتورهای مجاور، قاب سیمی شی مورد نظر بدست می‌آید [۲۳، ۲۸].

مدل‌های آیرودینامیکی

در بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی، فراخوانی‌های مکرر مشخصه‌های آیرودینامیکی مورد نیاز می‌باشد. مشخصه‌های آیرودینامیکی کپسول بازگشتی را می‌توان از طریق روش‌های عددی مختلف بدست آورد. بکارگیری هر یک از این روش‌ها در فرایند بهینه‌سازی پیکربندی، نیازمند ملاحظات دقیقی می‌باشد. این ملاحظات یک مصالحه منحصر به فرد را بین پیچیدگی محاسباتی و دقت محاسبات نشان می‌دهد [۲۹].

از آنجایی که هدف این پژوهش بررسی روندها و مصالحات بین چند هدف مختلف در سرتاسر یک فضای طراحی بزرگ می‌باشد، یک روش با حداقل تلاش محاسباتی مورد نیاز است. به این منظور، مجموعه‌ای از روش‌های تجزیه و تحلیل ساده برای جریان ماوراءصوت در این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته‌اند. روش تجزیه و تحلیل آیرودینامیکی انتخاب شده در اینجا از جمله روش‌های نسبتاً دقیق و از لحاظ محاسباتی کارآمد بوده [۲۳، ۲۹] و برای تجزیه و تحلیل مفهومی پیکربندی‌های کپسول‌های بازگشتی کاندید، مناسب می‌باشد.

در این پژوهش از روش‌های شیب سطح موضعی^{۳۰} برای برآورد ضرایب آیرودینامیکی کپسول بازگشتی در جریان ماوراءصوت استفاده شده است. این روش‌ها تنها به زاویه شیب سطح موضعی نسبت به جریان آزاد، برای تولید ضریب فشار و در نتیجه، محاسبه ضرایب آیرودینامیکی نیاز دارند. روش‌های شیب سطح موضعی، تنها

و پارامتری کردن هندسه کپسول بازگشتی استفاده شده است. دلیل این امر سادگی مقید کردن طول قسمت مخروطی توسط دیگر پارامترهای هندسی کپسول بازگشتی است که موجب مزیت‌هایی در عملیات بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی می‌شود. از آنجایی که پیکربندی کپسول بازگشتی متقارن می‌باشد، هندسه سطح کلی کپسول توسط سطح مقطع نشان داده شده در شکل ۱ تشریح می‌گردد. رابطه بین پارامترهای هندسه کپسول بازگشتی با پارامترهای اشکال تحلیلی توسط روابط هندسی نه چندان پیچیده بدست می‌آید [۲۳].

علاوه بر هندسه خارجی کپسول بازگشتی، موقعیت مرکز جرم کپسول بازگشتی نیز برای محاسبه عملکرد آن حائز اهمیت می‌باشد. و این بدان علت است که زاویه حمله^{۲۷} شدیداً به موقعیت مرکز جرم وابسته است [۲۳، ۲۷]. موقعیت مرکز جرم کپسول توسط دو کمیت موقعیت طولی مرکز جرم کپسول بازگشتی (در امتداد خط مرکزی کپسول) و فاصله برون محوری مرکز جرم کپسول بازگشتی از خط مرکزی‌اش (انحراف مرکز جرم از خط مرکزی کپسول) تعریف می‌گردد. در اینجا دو کمیت ذکر شده، نسبت به مرکز حجم محصور شده توسط کپسول بازگشتی اندازه‌گیری شده و بر اساس آن دو پارامتر جدید تعریف شده‌اند. این دو پارامتر عبارتند از:

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

➤ 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^{۲۸} که بر هر یک از پارامترها در مسئله بهینه‌سازی حاضر اعمال می‌شوند (مانند قید تحمیلی بر قطر کپسول بازگشتی، که بر اساس نوع انتخاب سیستم پرتابگر می‌باشد)، هنگام طراحی پیکربندی کپسول بازگشتی، قیود دیگری نیز بصورت وابسته به یکدیگر بر پارامترها اعمال می‌شوند. برای داشتن یک پیکربندی قابل اجرا و عملیاتی، قیدهای زیر باید بر روی هندسه کپسول بازگشتی اعمال گردند [۱، ۲۳، ۲۷]:

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

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

تولید شکل کپسول بازگشتی

هندسه کپسول بازگشتی با استفاده از کد تولید شبکه سطحی MAKEWGS [۲۸] تولید شده است. کد MAKEWGS توانایی

29. Langley Wireframe Geometry Standard
30. Local Surface Inclination Methods

27. The Trim Angle of Attack
28. Explicit Constraints

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

مدل مسیر بازگشت به جو

در این قسمت، مدل مسیر بازگشت کپسول به جو مختصراً مورد بررسی قرار خواهد گرفت. مسیر بازگشت کپسول به جو، با فرض حرکت صفحه‌ای جرم نقطه‌ای و بدون نیروی پیشران بر فراز سیاره زمین کروی غیر چرخشی^{۳۷} بدست آمده است. معادلات حاکم بر حرکت برای بازگشت به جو زمین به شرح زیر است [۳۲-۳۴]:

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

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{-QgL}{\beta D} + \cos\gamma \left[g - \frac{V^2}{R_e + h} \right] \quad (6)$$

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

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

در پژوهش حاضر، صرفاً نیروهای آیرودینامیکی و نیروی جاذبه زمین در تجزیه و تحلیل مسیر بازگشت به جو در نظر گرفته شده‌اند. برای محاسبه خواص جو از استاندارد اتمسفر ایالات متحده آمریکا در سال ۱۹۷۶ استفاده شده و بنابراین خواص جو تنها تابعی از ارتفاع هستند [۲۳، ۳۵]. هیچ مدل بادی در نظر گرفته نشده و فرض شده است که اتمسفر با زمین می‌چرخد. شرایط ورودی با توجه به مدار پایین زمین با زاویه مسیر پرواز^{۳۸} اولیه یک درجه، ارتفاع اولیه ۷۶۲۰۰ متر و سرعت اولیه ۷۰۱۰۰۴ متر بر ثانیه مشخص شده است.

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، به منظور محاسبه تاریخچه زمانی پارامترهای مسیر کپسول در بازگشت به جو انجام شده است.

شبیه‌سازی و بهینه‌سازی

مقصود مطالعه حاضر، بهینه‌سازی مقاوم پارامترهای پیکربندی کپسول بازگشتی، با توجه به اهداف و در حضور عدم قطعیت‌های در نظر گرفته شده می‌باشد. ارضای تمامی قیود لحاظ شده نیز بخش دیگری از مقصود پژوهش حاضر می‌باشد. رویکرد این مطالعه و تجزیه و تحلیل نتایج حاصل از آن می‌تواند چگونگی تاثیر عدم قطعیت‌ها بر پیکربندی‌های بهینه کپسول بازگشتی را بررسی کرده و

یک توزیع فشار بر روی سطح پیکربندی را تولید نموده و در آنها از اثرات ویسکوز بر روی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی صرف نظر شده است [۲۳].

در حالت کلی، دو دسته از روش‌ها در تجزیه و تحلیل آیرودینامیکی مورد استفاده قرار می‌گیرند. دسته اول، روش‌های تراکمی^{۳۱} می‌باشند که برای وجوه رو به باد وسیله مورد استفاده قرار می‌گیرند. دسته دوم، روش‌های انبساطی هستند که برای وجوه مخالف باد وسیله استفاده می‌شوند. بطور کلی، متدهای مختلفی برای وجوه رو به باد و مخالف باد قابل استفاده هستند. در این پژوهش، از روش نیوتنی اصلاح شده [۳۰] به عنوان متد تراکمی و از روش پرانتل-مایر^{۳۲} [۳۰] به عنوان متد انبساطی برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی کپسول بازگشتی استفاده شده است.

گرمایش آیرودینامیکی کپسول بازگشتی به علت شارهای حرارتی^{۳۳} بالایی که کپسول در حین بازگشت به جو تجربه می‌کند، جز چالش‌های مهم طراحی محسوب می‌شود [۲۳]. برای تجزیه و تحلیل دقیق گرمایش در سرتاسر پیکربندی کپسول بازگشتی، نیاز به داده‌های تجربی یا دینامیک سیالات محاسباتی است. متأسفانه استفاده از این روش‌ها برای مسئله حاضر به علت صرف زمان و هزینه بالای آنها، امکان‌پذیر نمی‌باشد. به‌جای آنها می‌توان از روابط شبه‌تجربی استفاده نمود. ذکر این نکته مهم است که روابط شبه-تجربی به طور چشمگیری در طراحی مفهومی وسایل بازگشتی مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۲۳]. در پژوهش حاضر، تنها شار حرارتی در نقطه سکون^{۳۴} کپسول بازگشتی مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. برآورد شار حرارتی در نقطه سکون با استفاده از روش فی-ریدل^{۳۵} تعیین شده است. رابطه شار حرارتی فی-ریدل در نقطه سکون برای جریان تعادلی با عدد لوییس^{۳۶} یک به صورت رابطه ۳ می‌باشد [۳۱].

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

در رابطه ۳، Pr عدد پرانتل، ρ_w چگالی بر روی دیواره، μ_w لزجت دینامیکی بر روی دیواره، ρ_e چگالی در پشت شوک نرمال، μ_e لزجت دینامیکی در پشت شوک نرمال، H_{O_e} آنتالپی سکوندر پشت شوک نرمال، H_w آنتالپی بر روی دیواره و $\frac{dU_e}{dx}$ گرادیان سرعت بر روی دیواره وسیله بوده که از رابطه ۴ بدست می‌آید.

31. Compression Methods

32. Prandtl-Meyer

33. Heat Fluxes

34. The Stagnation Point

35. Fay- Riddell

36. Lewis Number

37. Non-rotating

38. Flight Path Angle

$$\beta = \frac{m}{C_{DA}} \quad (9)$$

ضریب بالستیک کمتر موجب افزایش قابلیت ارتفاع فرود^{۴۵} و محدوده زمانبندی می‌شود. علاوه بر این، با کاهش ضریب بالستیک، فشار دینامیک اوج^{۴۶}، نرخ حرارتی اوج و بار حرارتی^{۴۷} کل کاهش پیدا می‌کنند. 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 [۲۵، ۲۹، ۴۰]. پایداری استاتیکی^{۴۸} پیکربندی از دیگر شاخصه‌های مهم عملکرد کپسول بازگشتی می‌باشد. برای آنکه کپسول بازگشتی از نظر استاتیکی پایدار باشد، باید هنگامی که از زاویه حمله^{۴۹} trim منحراف می‌شود، یک گشتاور برگشتی^{۵۰} را تجربه نماید [۲۵]. برای بیشینه‌سازی پایداری استاتیکی، باید مشتق پایداری استاتیکی (مشتق گشتاور چرخشی بر حسب زاویه حمله) کمینه باشد [۲۵]. مشتق گشتاور دورانی بر حسب زاویه حمله را می‌توان توسط رابطه ۱۰ محاسبه نمود [۴۱].

$$C_{m\alpha} = \frac{C_{m2} - C_{m1}}{\alpha_2 - \alpha_1} \quad (10)$$

که در آن C_{m1} و C_{m2} ضرایب گشتاور دورانی^{۵۱} حول مرکز جاذبه کپسول بازگشتی، به ترتیب در زوایای حمله α_1 و α_2 می‌باشند. α_1 زاویه حمله trim بوده و α_2 زاویه‌ای بسیار نزدیک به α_1 می‌باشد. طبق تعریف، زاویه حمله trim زاویه‌ای است که در آن ضریب گشتاور دورانی صفر است [۲۳].

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

باید توجه داشت که پایداری جانبی^{۵۲}، پایداری سمتی^{۵۳} و پایداری دینامیکی در این مطالعه مورد بررسی قرار نگرفته‌اند. بازده حجمی^{۵۴} کپسول بازگشتی به توزیع حجم محصور شده توسط سطح کپسول اشاره داشته و به عنوان یک نسبت بین حجم کپسول و مساحت سطح کپسول اندازه‌گیری می‌شود. بازده حجمی یک کمیت بی‌بعد بوده و طبق رابطه ۱۲ تعریف می‌گردد [۳۹].

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

باید توجه داشت که حداکثر مقدار بازده حجمی برای اشکال کروی بوده و برابر با یک می‌باشد؛ کپسول‌های دماغه‌ای شکل دارای بازده حجمی بیشتری از کپسول‌های با شکل باریک می‌باشند.

یک ارزیابی ریسک ارائه دهد. در این پژوهش، چندین موضوع مختلف به شدت به یکدیگر کوپل شده‌اند^{۳۹}. بنابراین، یک عملیات بهینه‌سازی چندموضوعی برای یافتن پیکربندی‌های بهینه در فضای طراحی مورد نیاز است. مدل‌های فیزیکی که در بخش قبل تشریح گردیدند در یک حلقه بهینه‌سازی چندموضوعی، با در نظر گرفتن همزمان موضوعات آیرودینامیک ماوراءصوت، مسیر، پایداری و هندسه یکپارچه می‌شوند.

در تحقیق حاضر، سه هدف برای بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی در نظر گرفته شده و بنابراین، مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی تعریف شده به صورت چندهدفه حل می‌شود. بر خلاف بهینه‌سازی تک‌هدفه که در آن تنها یک جواب بهینه تولید می‌گردد، در مسئله بهینه‌سازی چندهدفه، مجموعه‌ای از جواب‌های بهینه با توجه به کلیه اهداف در نظر گرفته شده تولید می‌شوند. این جواب‌های بهینه به عنوان جبهه پارتو^{۴۰} یا جواب‌های غیرمغلوب^{۴۱} شناخته می‌شوند. به طوری که هر کدام از این جواب‌ها معرف مصالحه خاص بین اهداف در نظر گرفته شده می‌باشد. از منظر اهداف در نظر گرفته شده، هیچ یک از جواب‌های موجود در جبهه پارتو کاملاً^{۴۲} برتر از سایر جواب‌های بهینه نبوده و بنابراین، هر یک از آنها یک جواب قابل قبول می‌باشد. پس از شناسایی جواب‌های بهینه غیرمغلوب، طراحان اختیار عمل دارند که از بین جواب‌های بهینه ممکن، یک جواب را بر اساس تجربه و دانش قبلی خود و همچنین سایر معیارها و الزامات انتخاب نمایند [۳۶].

برای مسئله حاضر، الگوریتم ژنتیک با مرتب‌سازی غیرمغلوب^{۳۳} [۳۷] به عنوان بهینه‌ساز در فرایند بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی انتخاب شده است. یکی از مزیت‌های اصلی الگوریتم ژنتیک این است که توانایی پیدا کردن نقطه بهینه مطلق^{۴۴} را دارا می‌باشد [۳۸]. متغیرهایی که در فرایند بهینه‌سازی دخیل هستند، توسط الگوریتم ژنتیک غیرمغلوب و بر طبق استراتژی بهینه‌سازی تغییر کرده و تغییرات صورت گرفته توسط توابع هدف و قیود، مورد قضاوت و بررسی قرار می‌گیرند.

در این پژوهش، هدف بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی شامل کمینه‌سازی همزمان ضریب بالستیک، بیشینه‌سازی پایداری استاتیکی و بیشینه‌سازی بازده حجمی کپسول بازگشتی می‌باشد.

طبق تعریف، ضریب بالستیک عبارت است از حاصل تقسیم جرم کپسول بر پارامتر "درگ-مساحت" که از رابطه ۹ محاسبه می‌شود [۳۹]:

45. Landed Elevation Capability

46. Peak

47. Heat Load

48. Static Stability

49. The Trim Angle of Attack

50. Restoring Moment

51. Pitching Moment

52. Lateral Stability

53. Directional Stability

54. Volumetric Efficiency

39. Coupled

40. Pareto Front

41. Non-dominated

42. Absolutely

43. Non-dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)

44. Global Optimum

در این پژوهش، عدم قطعیت‌ها در سرعت ورود اولیه، زاویه مسیر پرواز اولیه، ارتفاع اولیه و انحراف عمودی مرکز جرم کپسول بازگشتی از خط مرکزی آن در نظر گرفته شده‌اند. عدم قطعیت‌های ارتفاع اولیه، سرعت اولیه و زاویه مسیر پرواز اولیه، برای به حساب آوردن هرگونه عدم قطعیت ممکن ناشی از شرایط ورود، در نظر گرفته شده‌اند. عدم قطعیت مربوط به انحراف عمودی مرکز جرم کپسول بازگشتی از خط مرکزی آن، به معنای حساب کردن عدم قطعیت‌های مرتبط با ساخت کپسول بازگشتی و جابجایی زیرسیستم‌ها در مراحل بعدی چرخه طراحی می‌باشد. برای بررسی و توضیح نتایج بهینه‌سازی مقاوم، سعی شده مقادیر معقولی برای عدم قطعیت‌ها انتخاب شوند. با این وجود، مقادیر انتخاب شده صرفاً برای تجزیه و تحلیل می‌باشند. برای هر یک از عدم قطعیت‌های ارتفاع اولیه و سرعت ورود اولیه، یک توزیع نرمال با انحراف معیار تقریباً برابر یک درصد مقدار اسمی هر یک از پارامترهای غیرقطعی، در نظر گرفته شده است. عدم قطعیت در زاویه مسیر پرواز اولیه، به صورت یک توزیع نرمال بین ۵۰٪ و ۱۵۰٪ مقدار اسمی آن تعریف شده است. همچنین برای عدم قطعیت مربوط به انحراف عمودی مرکز جرم کپسول بازگشتی از خط مرکزی آن، یک توزیع نرمال با تغییرپذیری^{۵۵} 0.01125 - نسبت به مقدار اسمی آن (به عنوان سه برابر انحراف معیار) در نظر گرفته شده است. این مرزهای عدم قطعیت ممکن است بزرگ به نظر برسند. با این حال باید توجه داشت که آنها، ۹۹/۸٪ توزیع عدم قطعیت را نشان می‌دهند. پارامترهای غیرقطعی مورد استفاده برای بهینه‌سازی مقاوم در پژوهش حاضر در جدول ۲ شرح داده شده‌اند. مرزها برای پارامترهای غیرقطعی به صورت تغییرات کمینه و بیشینه حول نقطه طراحی اسمی ارائه شده‌اند. باید توجه داشت که بازه در نظر گرفته شده برای انحراف عمودی مرکز جرم کپسول بازگشتی از خط مرکزی، با تغییر موقعیت نقطه طراحی در فضای طراحی تغییر می‌کند.

بیست نقطه نمونه برداری مختلف برای هر یک از پارامترهای غیرقطعی در داخل بازه‌هایشان از طریق روش شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی انتخاب می‌شوند. سپس، تجزیه و تحلیل بهینه‌سازی چندموضوعی چندهدفه برای هر کدام از ترکیب آنها انجام می‌شود. محدوده‌های پایینی و بالایی متغیرهای بهینه‌سازی این پژوهش در جدول ۳ ارائه شده‌اند.

جریان داده‌ای روند بهینه‌سازی چندموضوعی چندهدفه پیکربندی کپسول بازگشتی در شکل ۲ نشان داده شده است. در این مطالعه از مدل‌سازی سُرش جانبی صرف‌نظر شده و برای تعیین زاویه حمله، شرایط تریم فرض شده است. به علت ماهیت مفهومی مدل‌های بکارگرفته شده در این مطالعه، اختلاف ناچیز بین مرکز جاذبه و مرکز جرم نادیده گرفته شده است. به عنوان

به‌طور کلی، بازده حجمی کمتر، قابلیت ضعیف‌تر بسته‌بندی محموله در کپسول بازگشتی را نشان می‌دهد [۲۴، ۲۹].

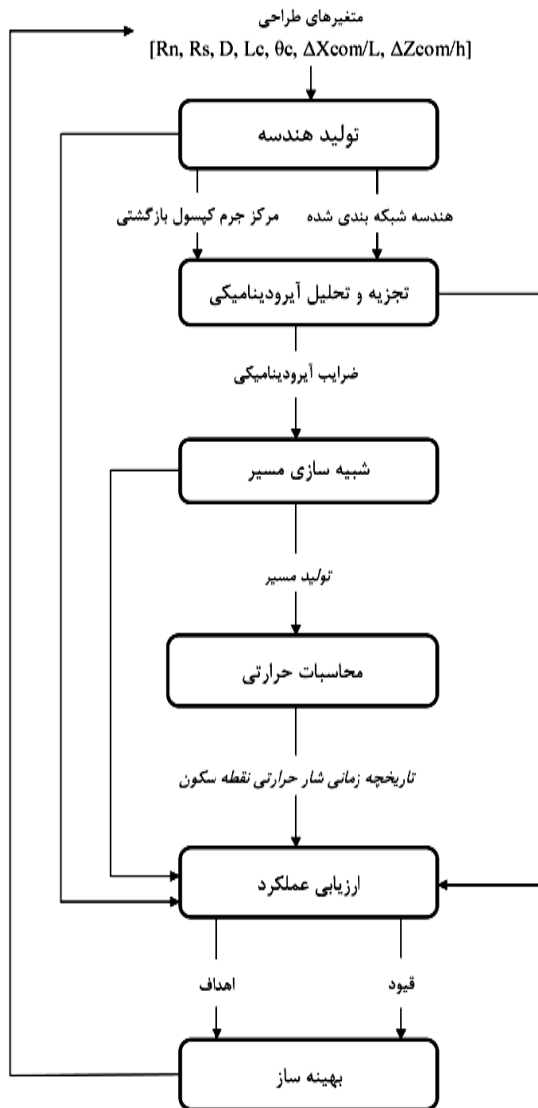
علاوه بر این نیاز است پیکربندی کپسول بازگشتی به گونه‌ای طراحی گردد که الزامات زیادی را برآورده سازد؛ در مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی، از این الزامات به عنوان قیود تعبیر می‌شود. در پژوهش حاضر چندین قید وجود دارد که باید برآورده شوند. بطور کلی در فرایند بهینه‌سازی، اگر یک حل، هر یک از قیود در نظر گرفته شده را نقض نماید، قیود اجازه نمی‌دهند که آن حل، جزیی از جبهه پارتو شود. بنابراین، محدوده جواب‌های بهینه امکان‌پذیر توسط قیود تعیین می‌شود. علاوه بر قیود هندسه صریحی که در بخش‌های قبل اشاره شد، شار حرارتی نقطه سکون (بر مبنای انتخاب کامپوزیت سرامیکی برای ماده سیستم محافظ حرارتی)، ضریب بار (برای آسایش فضاورد)، موقعیت نقطه سکون (برای قرارگیری در قسمت کروی دماغه کپسول)، حجم کپسول (برای جا دادن محموله و تجهیزات) و نسبت طول به قطر کپسول به عنوان توابع قیود در پژوهش حاضر انتخاب گردیده‌اند. مقادیر توابع قیودی که در بهینه‌سازی مقاوم پیکربندی کپسول بازگشتی مورد استفاده قرار گرفته‌اند در جدول ۱ نشان داده شده‌اند.

جدول ۱ - قیود در نظر گرفته شده برای بهینه‌سازی پیکربندی کپسول بازگشتی [۲۶]

مقدار	قید
$\leq 700 \text{ kw/m}^2$	شار حرارتی نقطه سکون
$\leq 5 \text{ g}$	ضریب بار
$180 - \alpha_{trim} \leq \theta_n$	زاویه حمله تریم
$\geq 5 \text{ m}^3$	حجم کپسول
> 0.5	نسبت طول به قطر کپسول

عدم قطعیت‌ها می‌توانند موجب تغییر عملکرد واقعی کپسول بازگشتی شوند. بنابراین، هنگامی که تاثیر آن‌ها در حین فرایند بهینه‌سازی در نظر گرفته نشده باشد برخی از پیکربندی‌های بهینه قطعی، ممکن است عملکردی در حوزه غیرعملی از خود نشان دهند. در نظر گرفتن عدم قطعیت در بهینه‌سازی چندموضوعی، به تمامی موضوعات این اجازه را می‌دهد که عملکردشان را به منظور برآورده ساختن قیود احتمالاتی تنظیم کرده و همچنین به سمت عملکرد کلی برتر تحت عدم قطعیت هدایت شوند. در مطالعه بهینه‌سازی مقاوم حاضر، پیکربندی کپسول بازگشتی به منظور پیدا کردن مصالحاتی بین میانگین هر یک از اهداف ارائه شده بطور همزمان و حصول اطمینان از این که پیکربندی‌های بهینه نهایی قیود را ارضا خواهند کرد، در حضور عدم قطعیت‌ها و تحت نیاز یک سطح قابلیت اطمینان ۹۹/۸٪ بهینه می‌شود.

شبهه‌سازی مونت‌کارلو تطبیقی انتخاب شده‌اند و با اجرای فرایند بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی چندهدفه کپسول بازگشتی، مجموعه‌ای از پیکربندی‌های بهینه مقاوم تولید می‌شوند. این پروسه به منظور کمینه‌سازی ضریب بالستیک، کمینه‌سازی میانگین مشتق پایداری طولی و بیشینه‌سازی بازده حجمی بطور همزمان و برآورده کردن قیود اعمال شده اجرا می‌شود.



شکل ۲- جریان داده‌ای بهینه‌سازی چندمنظوره پیکربندی کپسول بازگشتی

در اینجا، پیکربندی‌های بهینه مقاومی که ارائه شده‌اند، مقاوم‌ترین جواب‌های بهینه‌ای هستند که بهینه‌ساز قادر به ارائه آنها می‌باشد. از سوی دیگر، هیچ یک از این جواب‌ها برتری و ارجحیت خاصی بر سایر جواب‌های بهینه نداشته و انتخاب یک پیکربندی بهینه از بین آنها به اولویت طراح و سایر الزامات خاص ماموریتی وابسته می‌باشد. می‌توان مشاهده کرد که بهینه‌سازی مقاوم منجر به

معیار همگرایی^{۵۶} فرایند بهینه‌سازی، راه‌حل‌های بهینه به همراه قیود باید در یک محدوده خطای مجاز ثابت (10^{-4}) قرار گیرند.

جدول ۲- پارامترهای غیرقطعی و مرزهای در نظر گرفته شده برای آنها به صورت تغییرات کمینه و بیشینه

پارامترهای غیرقطعی	مقدار اسمی	تغییرات	
		بیشینه	کمینه
موقعیت ارتفاعی مرکز جرم (متر)		+0.01125	-0.01125
ارتفاع اولیه (متر)	76200	+3048	-3048
سرعت ورود اولیه (متر بر ثانیه)	7010.4	+304.8	-304.8
زاویه مسیر پرواز اولیه (درجه)	1	+0.5	-0.5

جدول ۳- محدوده پایینی و بالایی متغیرهای بهینه‌سازی

متغیر بهینه‌سازی	کران پایینی	کران بالایی
شعاع دماغه کپسول	4 m	8 m
شعاع جانبی کپسول	0.02 m	0.04 m
قطر کپسول	3.6 m	4.4 m
طول قسمت مخروطی کپسول	0.2 m	2 m
زاویه قسمت مخروطی کپسول	5°	60°
$\Delta X_{com}/L$	-0.1	0
$\Delta Z_{com}/h$	-0.1	0

نتایج

در این قسمت، نتایج مربوط به بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی چندهدفه کپسول بازگشتی با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها ارائه شده و پیکربندی‌های بهینه بدست‌آمده تشریح شده‌اند. با استفاده از الگوریتم NSGA-II که در متلب کدنویسی شده است، گروهی از جواب‌های بهینه مقاوم برای اهداف در نظر گرفته شده و در حضور قیود تحمیلی، به‌وسیله اجرای بهینه‌سازی چندموضوعی چندهدفه تولید می‌شوند. در اینجا، پیکربندی‌های بهینه از طریق فرایند بهینه‌سازی مقاوم و با استفاده از رویکرد شبهه‌سازی مونت‌کارلو تطبیقی شناسایی شده‌اند. بدین صورت که اثرات عدم قطعیت‌ها در نظر گرفته شده و بهینه‌سازی تحت یک نیاز برای سطح قابلیت اطمینان ۹۹/۸٪ انجام شده است. با استفاده از بیست نقطه نمونه‌برداری مختلف که برای هر یک از پارامترهای غیرقطعی از طریق روش

56. Convergence Criterion

۹۹/۸٪، عملکرد با سطح قابلیت اطمینان ۹۹/۸٪ را تحت عدم قطعیت‌ها نشان می‌دهد. همانطور که در شکل ۴ نشان داده شده، در مورد کپسول B2 حتی در حضور عدم قطعیت‌ها، شار حرارتی اوج نقطه سکون و ضریب بار اوج، به خوبی پایین‌تر از محدوده‌های قیود در نظر گرفته شده می‌باشند.

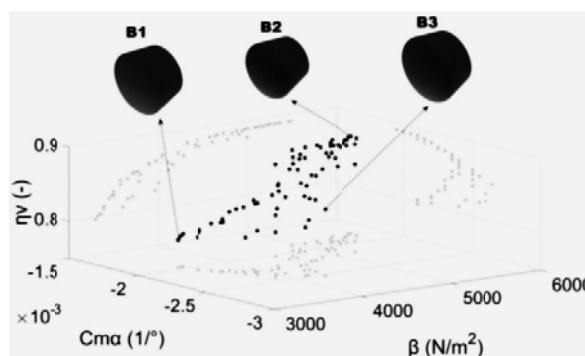
جدول ۴- نتایج کمی کپسول‌های بهینه مقاوم منتخب بر اساس شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی

شناسه کپسول	B3	B2	B1
شعاع دماغه (متر)	۴/۴۲۷	۴/۱۸۴	۷/۳
شعاع جانبی (متر)	۰/۳۲۶	۰/۴	۰/۰۵۸
قطر کپسول (متر)	۴/۲۵	۳/۷۴۳	۴/۳۸۶
طول قسمت مخروطی (متر)	۱/۵۰۱	۱/۹۶۹	۱/۸
زاویه قسمت مخروطی (درجه)	۳۱/۶۱	۱۳/۱	۱۱/۴۹
طول کپسول (متر)	۲/۳۲	۲/۷۵۷	۲/۱۹۱
موقعیت طولی مرکز جرم (متر)	۱/۰۷۹	۱/۳۲۲	۱/۰۱۳
موقعیت ارتفاعی مرکز جرم (متر)	-۰/۱۰۱	-۰/۰۷۶	-۰/۰۵۳
حجم کپسول (مترمکعب)	۲۵/۴۶	۲۲/۷۵	۲۶/۲۶
نسبت طول به قطر کپسول (-)	۰/۵۴۶	۰/۷۳۷	۰/۵
ضریب بالستیک (نیوتن بر مترمربع)	۴۱۰۸	۵۴۵۴	۳۳۰۲
بازده حجمی (-)	۰/۸۴۹	۰/۸۹۱	۰/۷۹۷
مشتق پایداری استاتیکی طولی (درجه ^{-۱})	-۰/۲۲۲۶	-۰/۰۰۲	-۰/۰۰۲۲
زاویه حمله تریب (درجه)	۱۶۶	۱۶۴/۷	۱۶۹/۸
نسبت برآ به پسا (-)	۰/۱۸۶	۰/۱۹۷	۰/۱۶۴
شارحرارتی اوج (کیلووات بر مترمربع)	۴۱۲/۶	۴۹۶	۲۸۹/۲
ضریب بار حداکثر (g)	۳/۶۴۱	۳/۶۰۵	۳/۹۸۸

بر اساس رفتار متغیرهای طراحی و قیود در نظر گرفته شده در جبهه پارتو، روندهای مختلفی را می‌توان مشاهده کرد. این مشاهدات می‌توانند برای طراحی اولیه پیکربندی کپسول بازگشتی مفید بوده و مورد توجه قرار گیرند. روندهای عملکرد جبهه پارتوی مقاوم بدست‌آمده توسط شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی، به طور کمی در شکل‌های ۵ و ۶ نشان داده شده‌اند. در ادامه به تجزیه و تحلیل این روندها پرداخته شده است. رفتار شعاع دماغه کپسول بازگشتی در جبهه پارتو در شکل ۵-الف نشان داده شده است. مطابق شکل مشخص است که بخش قابل توجهی از پیکربندی‌های بهینه در جبهه پارتو، دارای شعاع دماغه‌ای نزدیک به محدوده پایینی در نظر گرفته شده برای متغیر شعاع دماغه می‌باشند. علاوه بر این،

پیکربندی‌هایی می‌شود که عملکرد برتر را، حتی در حضور تغییرپذیری ناشی از عدم قطعیت‌ها ارائه می‌دهند. پیکربندی‌هایی که با فرایند بهینه‌سازی مقاوم بدست آمده‌اند باید به این صورت تفسیر شوند: این پیکربندی‌ها، قیود را با قابلیت اطمینان ۹۹/۸٪ نقض نکرده و همچنین عملکرد میانگین بهینه‌ای را در ضریب بالستیک، بازده حجمی و معیار پایداری استاتیکی طولی بطور همزمان ارائه می‌دهند.

جبهه‌ی پارتوی حاصل از فرایند بهینه‌سازی مقاوم در شکل ۳ ارائه شده است؛ همچنین، تصاویر این جبهه پارتو بر روی سه صفحه دو-بعدی در این شکل قابل مشاهده می‌باشند. برای بررسی فضای هدف^{۵۷} و مقایسه پیکربندی‌های بهینه مقاوم موجود در جبهه پارتو، سه پیکربندی کپسول بازگشتی از جبهه پارتو انتخاب شده و در شکل ۳ با نقاط مربوطه آنها در فضای هدف (B1, B2, B3) نشان داده شده‌اند.



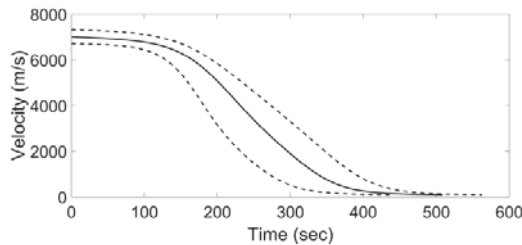
شکل ۳- جبهه پارتوی بهینه‌سازی مقاوم کپسول بازگشتی بر اساس شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی

کپسول‌های بازگشتی B1، B2 و B3 به ترتیب دارای کمترین ضریب بالستیک، بیشترین بازده حجمی و کمترین مشتق پایداری طولی در بین پیکربندی‌های بهینه مقاوم می‌باشند. کپسول B2 طولی‌تر و دارای جلو بدنه دماغه‌ای‌تر نسبت به کپسول‌های B1 و B3 می‌باشد. در حالی که کپسول B1 دارای زاویه مخروط عقب کمتر و قطر بزرگتر نسبت به کپسول‌های B2 و B3 است. همچنین، مرکز جرم در کپسول B3 نسبت به کپسول‌های B1 و B2 دارای آفست^{۵۸} بیشتری نسبت به خط مرکزی کپسول می‌باشد. نتایج کمی مربوط به پیکربندی سه کپسول بازگشتی بهینه مقاوم منتخب (B1, B2, B3) در جدول ۴ نشان داده شده و مقادیر اسمی آنها ارائه شده‌اند.

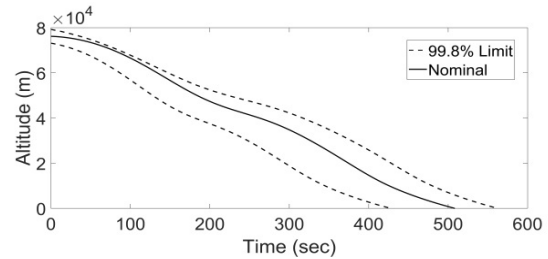
شکل ۴ وضعیت‌های مسیر بازگشت کپسول B2 را تحت شرایط غیرقطعی نشان می‌دهد. در این شکل، "Nominal" عملکرد با مقادیر اسمی شرایط غیرقطعی را نشان داده و "Limit"

پیکربندی‌های با بازده حجمی بالاتر نیاز به هندسه شبه کروی دارند که مستلزم چنین تغییری در شعاع دماغه است.

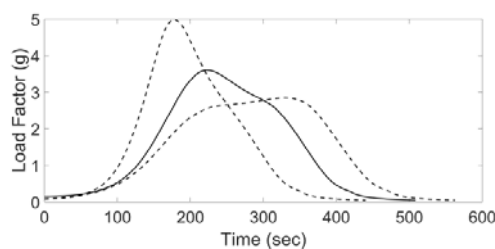
می‌توان مشاهده نمود که با افزایش ضریب بالستیک در جبهه پارتو، شعاع دماغه کپسول کاهش یافته است؛ این تغییر با افزایش ضریب بازده حجمی نیز قابل مشاهده می‌باشد. دلیل این امر اینست که



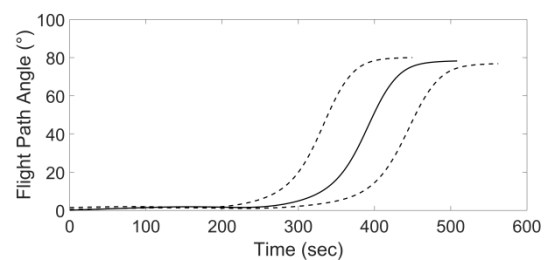
(ب)



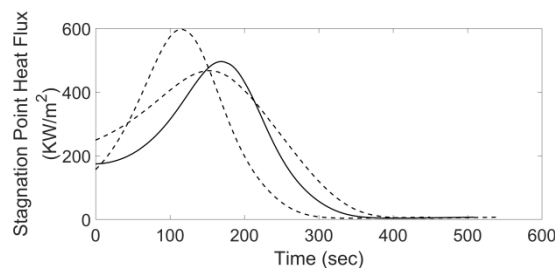
(الف)



(د)



(ج)



(ه)

شکل ۴- عملکرد کپسول B2 تحت شرایط غیر قطعی

رفتار پارامتر طول قسمت مخروطی کپسول‌های بهینه در شکل ۵-د نشان داده شده است. با توجه به شکل مشخص می‌باشد که طول قسمت مخروطی کپسول در بخش عمده‌ای از جبهه پارتو بدست آمده، برابر محدوده بالایی در نظر گرفته شده برای این پارامتر در مسئله بهینه‌سازی می‌باشد. علاوه بر این، می‌توان مشاهده کرد که در جبهه پارتو، کپسول‌های بهینه با مشتق پایداری طولی کمتر، دارای طول قسمت مخروطی کمتری می‌باشند.

با توجه به شکل ۵-ه، می‌توان مشاهده کرد که در جبهه پارتو، پیکربندی‌های بهینه‌ای که دارای کمترین ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو هستند، مقدار زاویه قسمت مخروطی کوچکتری نسبت به سایر پیکربندی‌های بهینه دارا می‌باشند.

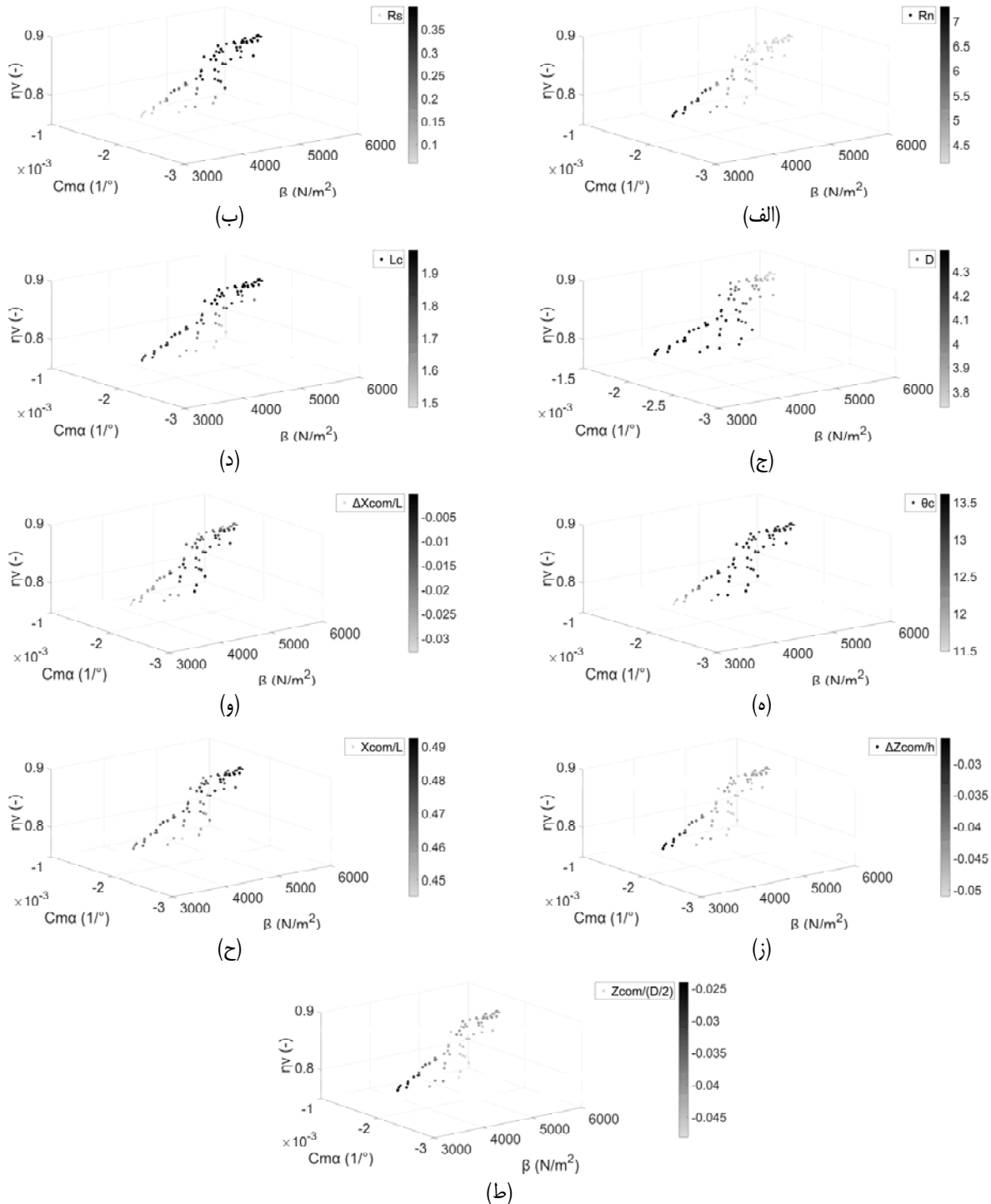
شکل ۵-و، رفتار متغیر $\Delta X_{com}/L$ را در جبهه پارتو نشان داده است. با توجه به شکل، مشخص می‌باشد که روند خاصی بر

رفتار شعاع جانبی پیکربندی‌های بهینه کپسول بازگشتی در جبهه پارتو، در شکل ۵-ب نمایش داده شده است. می‌توان مشاهده کرد که شعاع جانبی کپسول برای بخش عمده‌ای از پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو، تقریباً با حد بالایی در نظر گرفته شده برای این متغیر در مسئله بهینه‌سازی حاضر برابر می‌باشد. همچنین مشهود است که در جبهه پارتو، کپسول‌های با ضریب بالستیک کوچکتر یا بازده حجمی کمتر، دارای شعاع جانبی کوچکتری می‌باشند.

طرز رفتار پارامتر قطر کپسول‌های بازگشتی در جبهه پارتو، در شکل ۵-ج نشان داده شده است. قطر کپسول برای قسمت عمده‌ای از جبهه پارتو، برابر مقدار کران بالایی در نظر گرفته شده برای این پارامتر در فرایند بهینه‌سازی حاضر می‌باشد. همچنین مشخص می‌باشد که با کاهش ضریب بالستیک یا بازده حجمی، قطر کپسول افزایش می‌یابد.

کمترین مقادیر ضریب بالستیک و بازده حجمی را در جبهه پارتو دارند، در مقایسه با سایر کپسول‌های بازگشتی بهینه موجود در جبهه پارتو، دارای پارامتر $\Delta Z_{com}/h$ بزرگتری می‌باشند.

تغییرات این متغیر در جبهه پارتو حکمفرما نیست. شکل ۵-ز، مقادیر پارامتر $\Delta Z_{com}/h$ را در جبهه پارتو نشان می‌دهد. می‌توان مشاهده نمود که پیکربندی‌های بهینه‌ای که



شکل ۵- روند تغییرات پارامترهای پیکربندی‌های بهینه مقاوم بدست‌آمده توسط شبیه‌سازی مونت کارلو تطبیقی در جبهه پارتو

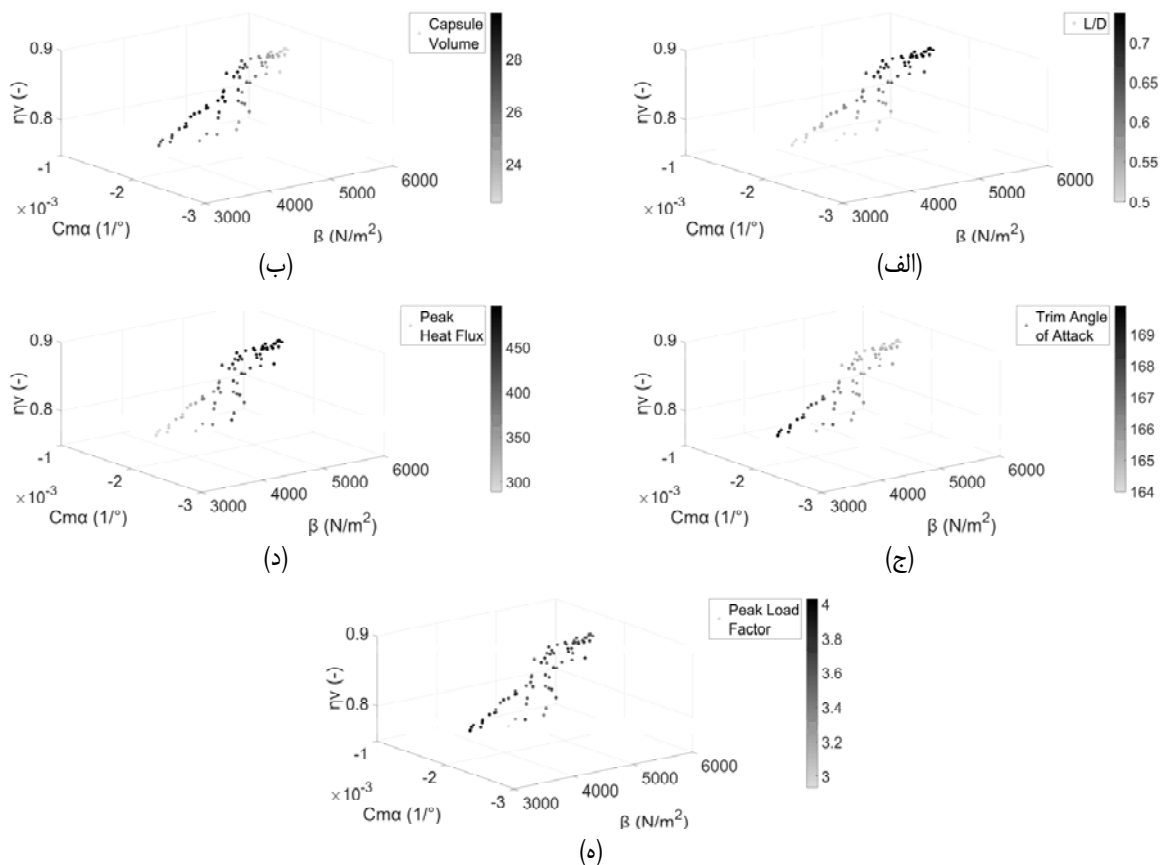
کرد. این موضوع، عدم حساسیت توزیع طولی جرم کپسول بر عملکرد کپسول بازگشتی را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، می‌توان متوجه شد که موقعیت طولی مرکز جرم کپسول‌های

شکل ۵-ح رفتار پارامتر X_{com}/L را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، نمی‌توان روند مشخصی را برای این پارامتر در بین پیکربندی‌های بهینه بدست آمده در جبهه پارتو مشاهده

بازگشتی بهینه موجود در جبهه پارتو، در محدوده ۰.۴۴ الی ۰.۵ برابر طول کپسول قرار دارند $[0.44L, 0.5L]$. اندازه گیری موقعیت طولی مرکز جرم کپسول بازگشتی نسبت به مرکز دماغه کپسول انجام شده است. کپسول‌های با موقعیت طولی مرکز جرم کمتر از ۰.۴۵ طول کپسول، به ندرت در جبهه پارتو تولید شده و تقریباً ۱ درصد از پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو را تشکیل می‌دهند.

شکل ۶- الف رفتار پارامتر نسبت طول به قطر کپسول‌های بازگشتی بهینه را در جبهه پارتو نشان می‌دهد. می‌توان مشاهده کرد که نسبت طول به قطر کپسول‌های بازگشتی بهینه از ۰/۵ الی ۰/۷۵ در جبهه پارتو تغییر می‌کند. علاوه بر این، مشهود است که پیکربندی‌های بهینه دارای کمترین ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو، نسبت طول به قطر کمتری داشته و با افزایش ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو، نسبت طول به قطر پیکربندی‌های بهینه افزایش می‌یابد.

رفتار $Z_{com}/(D/2)$ در شکل ۵- ط نمایش داده شده است. بر اساس این شکل، می‌توان مشاهده کرد که مقدار این پارامتر در جبهه پارتو در محدوده ۰/۰۲۴ الی ۰/۰۴۸- 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 ۰/۰۲۴ الی ۰/۰۱۲- برابر قطر کپسول قرار دارند



شکل ۶- روندهای عملکردی قیود در جبهه پارتوی مقاوم

مقادیر حجم کپسول در جبهه پارتو در شکل ۶- ب نشان داده شده است. همانطور که مشخص می‌باشد، قید در نظر گرفته شده برای حجم کپسول، در تمامی پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو برآورده شده است. محدوده حجم کپسول در جبهه پارتو از حدود بیست و سه متر مکعب تا سی متر مکعب می‌باشد. بررسی‌های بیشتر نشان می‌دهند، کپسول‌هایی که دارای بیشترین ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو هستند حجم کمتری را دارا می‌باشند.

حدود بیست و سه متر مکعب تا سی متر مکعب می‌باشد. بررسی‌های بیشتر نشان می‌دهند، کپسول‌هایی که دارای بیشترین ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو هستند حجم کمتری را دارا می‌باشند.

شکل ۶-ج نشان‌دهنده رفتار زاویه حمله تریم در بین کپسول‌های بازگشتی بهینه در جبهه پارتو می‌باشد. پیکربندی‌های با ضریب بالستیک و بازده حجمی کوچکتر، دارای زاویه حمله تریم بیشتری نسبت به سایر پیکربندی‌های موجود در جبهه پارتو بوده و بنابراین دارای نسبت برآ به پسی کوچکتری می‌باشند. همچنین با افزایش ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو، زاویه حمله تریم روند کاهشی را در پیش گرفته است. با توجه به این شکل، مشخص می‌باشد که زوایای حمله تریم برای پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو در محدوده ۱۶۴ درجه الی ۱۷۰ درجه قرار دارند. رفتار پارامتر شار حرارتی اوج در شکل ۶-د نشان داده شده است. همانطور که مشهود است، قید در نظر گرفته شده بر روی شار حرارتی در مسئله بهینه‌سازی حاضر برای تمامی پیکربندی‌های بهینه کپسول بازگشتی ارضا شده و تراز شار حرارتی در نقطه سکون برای این پیکربندی‌ها کاملاً ایمن می‌باشد. علاوه بر این، پیکربندی‌هایی که دارای کمترین ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو هستند، میزان شار حرارتی اوج کمتری را تجربه می‌کنند؛ همچنین با افزایش ضریب بالستیک و بازده حجمی در جبهه پارتو، میزان شار حرارتی اوج روند افزایشی را در پیش می‌گیرد.

سرانجام، شکل ۶-ه رفتار ضریب بار اوج در مسیر بازگشت به جو را برای پیکربندی‌های بهینه موجود در جبهه پارتو نشان می‌دهد. می‌توان مشاهده کرد که تراز ضریب بار اوج برای تمامی کپسول‌های بازگشتی بهینه، کمتر از حد بالایی لحاظ شده در مسئله بهینه‌سازی است. بنابراین، کلیه پیکربندی‌های موجود در جبهه پارتو، قید اعمالی بر روی ضریب بار در مسیر بازگشت به جو را برآورده کرده‌اند. با توجه به شکل مشهود است که نمی‌توان روند مشخصی را برای تغییرات این پارامتر در جبهه پارتو بیان نمود. محدوده ضریب بار اوج در جبهه پارتو برای پیکربندی‌های بهینه از ۲/۹ g الی ۴ g می‌باشد.

نتیجه گیری

در این پژوهش، بهینه‌سازی مقاوم چندموضوعی چندهدفه پیکربندی کپسول بازگشتی در حضور تعدادی قید ارائه شده و اهمیت در نظر گرفتن عدم قطعیت در حین فرایند بهینه‌سازی بررسی شده است. ملاحظات آیرودینامیک، مسیر، پایداری و هندسه به منظور ایجاد چارچوب بهینه‌سازی چندموضوعی، ادغام شده و الگوریتم ژنتیک چندهدفه برای ایجاد حل‌های بهینه پارتو استفاده شده است. هدف این پژوهش، بهینه‌سازی مقاوم پارامترهای پیکربندی کپسول بازگشتی، به منظور کمینه‌سازی ضریب بالستیک، بیشینه‌سازی بازده حجمی و کمینه‌سازی مشتق پایداری استاتیکی

مراجع

- [15] Y. Jin, J. Branke, Evolutionary optimization in uncertain environments-a survey, *IEEE Transactions on evolutionary computation*, Vol. 9, No. 3, pp. 303-317, 2005.
- [16] J. M. Zentner, *A design space exploration process for large scale, multi-objective computer simulations*, PhD Thesis, Georgia Institute of Technology, 2006.
- [17] R. Hassan, W. Crossley, Spacecraft reliability-based design optimization under uncertainty including discrete variables, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 2, pp. 394-405, 2008.
- [18] M. D. McKay, R. J. Beckman, W. J. Conover, A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code, *Technometrics*, Vol. 42, No. 1, pp. 55-61, 2000.
- [19] J. H. Halton, On the efficiency of certain quasi-random sequences of points in evaluating multi-dimensional integrals, *Numerische Mathematik*, Vol. 2, No. 1, pp. 84-90, 1960.
- [20] L. Kocis, W. J. Whiten, Computational investigations of low-discrepancy sequences, *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, Vol. 23, No. 2, pp. 266-294, 1997.
- [21] R. E. Melchers, Simulation in time-invariant and time-variant reliability problems, *Reliability and Optimization of Structural Systems' 91*, pp. 39-82, Springer, 1992.
- [22] Y-T. Wu, Computational methods for efficient structural reliability and reliability sensitivity analysis, *AIAA journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1717-1723, 1994.
- [23] D. Dirkx, E. Mooij, Continuous aerodynamic modelling of entry shapes, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2011.
- [24] E. Theisinger, R. D. Braun, Multi-objective hypersonic entry aeroshell shape optimization, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 5, pp. 957-966, 2009.
- [25] J. E. Theisinger, R. D. Braun, Hypersonic entry aeroshell shape optimization, *MS Special Problems Report*, Vol. 12, Georgia Institute of Technology, 2007.
- [26] A. R. Ghaedamini Harouni, S. H. Hashemi Mehne, Multi-Disciplinary Multi-Objective Shape Optimization of Orion Type Re-entry Capsule, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 3, pp. 665-675, 2019.
- [27] D. Dirkx, E. Mooij, Optimization of entry-vehicle shapes during conceptual design, *Acta Astronautica*, Vol. 94, No. 1, pp. 198-214, 2014.
- [28] C. B. Craidon, A description of the Langley wireframe geometry standard (LaWGS) format, *Technical Report TM 85767*, NASA, 1985.
- [29] J. Theisinger, R. Braun, I. Clark, Aerothermodynamic Shape Optimization of Hypersonic Entry Aeroshells, *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, 2010.
- [30] A. E. Gentry, D. N. Smyth, W. R. Oliver, The Mark IV Supersonic-Hypersonic Arbitrary-Body Program. Volume II- Program Formulation, *AFFDL-TR-73-159*, USAF Flight Dynamics Laboratory, 1973.
- [31] J. A. Fay, Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 25, No. 2, pp. 73-85, 1958.
- [32] H. Ashley, *Engineering analysis of flight vehicles*, Courier Corporation, 1992.
- [1] G. Ridolfi, E. Mooij, D. Dirkx, S. Corpino, Robust multi-disciplinary optimization of uncrewed entry capsules, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2012.
- [2] K. Sudmeijer, E. Mooij, Shape Optimization for a Small Experimental Re-entry Module, *AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2002.
- [3] J. Sun, G. Zhang, N. Vlahopoulos, S. B. Hong, Multi-disciplinary design optimization under uncertainty for thermal protection system applications, *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, 2006.
- [4] S. Akhtar, H. Linshu, An efficient evolutionary multi-objective approach for robust design of multi-stage space launch vehicle, *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, p. 7073, 2006.
- [5] G. Zhang, J. He, N. Vlahopoulos, Multidisciplinary design under uncertainty for a hypersonic vehicle, *13th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis optimization conference*, 2010.
- [6] J. Jodei, M. Ebrahimi, J. Roshanian, Multidisciplinary design optimization of a small solid propellant launch vehicle using system sensitivity analysis, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 38, No. 1, pp. 93-100, 2009.
- [7] M. Ebrahimi, M. R. Farmani, J. Roshanian, Multidisciplinary design of a small satellite launch vehicle using particle swarm optimization, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 44, No. 6, pp. 773-784, 2011.
- [8] K. M. Ryan, M. J. Lewis, K. H. Yu, Comparison of robust optimization methods applied to hypersonic vehicle design, *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 5, pp. 1510-1523, 2015.
- [9] B. Luo, J. Zheng, Efficient MOEAs with an adaptive sampling technique in searching robust optimal solutions, In *Intelligent Control and Automation, 7th World Congress on, IEEE*, pp. 117-123, 2008.
- [10] T. A. Zang, M. J. Hensch, M. W. Hilburger, S. P. Kenny, J. M. Luckring, P. Maghami, S. L. Padula, W. J. Stroud, Needs and opportunities for uncertainty-based multidisciplinary design methods for aerospace vehicles, *Technical Report TM-2002-211462*, NASA, 2002.
- [11] Z. Tang, J. Périaux, Uncertainty based robust optimization method for drag minimization problems in aerodynamics, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 217, pp. 12-24, 2012.
- [12] L. G. Crespo, D. M. Bushnell, Optimization of Systems with Uncertainty: Initial Developments for Performance, *Robustness and Reliability Based Designs*, 2002.
- [13] J. Roshanian, M. Ebrahimi and E. Bataleblu, " Survey on Nondeterministic Optimal Design and Its Applications in the Aerospace Industry," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 4, No. 3 & 4, Fall 2011 and Winter 2012.
- [14] S. Padula, W. Li, Options for robust airfoil optimization under uncertainty, *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, p. 5602, 2002.

- [38] A. Adami, M. Nosratollahi, M. Mortazavi, M. Hosseini, 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*, IEEE, pp. 598-603, 2011.
- [39] J. J. Bertin, *Hypersonic aerothermodynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [40] J. J. Sellers, W. J. Astore, R. B. Giffen, W. J. Larson, *Understanding space: an introduction to astronautics*, Primis, 2000.
- [41] W. Tang, M. Orłowski, J. M. Longo, P. Giese, Aerodynamic optimization of re-entry capsules, *Aerospace science and technology*, Vol. 5, No. 1, pp. 15-25, 2001.
- [33] W. L. Hankey, *Re-entry aerodynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [34] F. J. Regan, S. M. Anandkrishnan, *Dynamics of atmospheric re-entry*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
- [35] U. S. ATMOSPHERE, *NOAA-ST76-1562*, US Government Printing Office, Washington, DC, 1976.
- [36] M. Nosratollahi, M. Mortazavi, A. Adami, M. Hosseini, Multidisciplinary design optimization of a reentry vehicle using genetic algorithm, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 82, No. 3, pp. 194-203, 2010.
- [37] K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, T. A. M. T. Meyarivan, A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, *IEEE Transaction on Evolutionary Computation*, Vol. 6, No. 2, pp. 182-197, 2002.