

تحلیل و ارزیابی پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی یک کپسول فضایی کامپوزیتی تحت بارهای آیرومکانیکی، حرارتی و سازه‌ای: اثر جنس و شمایل هندسی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۵/۰۳/۱۶

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۵/۰۶/۱۱

حسن ناصح^۱، حدیثه کریمائی^۲، محمد لسانی فداfan^۳

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

۲ - استادیار پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، karimaei@ari.ac.ir

۳ - دانشجوی دکتری پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

چکیده

طراحی کپسول‌های فضایی کامپوزیتی به دلیل وابستگی همزمان پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی به پارامترهای هندسی و مشخصات لایه چینی، نیازمند ارزیابی دقیق در فرایند طراحی است. در این مقاله، نتایج یک چارچوب طراحی چندموضوعی برای کپسول فضایی کامپوزیتی با هدف استخراج ملاحظات طراحی مهندسی تحلیل شد. مدل‌های جایگزین برای پیش‌بینی تغییر شکل سازه‌ای و جرم کل کپسول بر اساس پارامترهای هندسی و سازه‌ای پوخته توسعه یافتند. نتایج تحلیل پارامتریک نشان داد که ضخامت لایه، تعداد لایه‌ها و زاویه نیم‌مخروطی بر تغییر شکل سازه‌ای مؤثرند. مقایسه آلومینیوم ۶۰۶۱، کامپوزیت کربن-اپوکسی و کامپوزیت شیشه-اپوکسی نیز برتری کربن-اپوکسی را از منظر صلبیت سازه‌ای نشان داد. همچنین، تحلیل مسیر پروازی و شار حرارتی نقطه سکون نشان داد که هندسه و جرم کپسول بر رفتار ورود به جو و بار حرارتی اثرگذارند. نتایج، مصالحه‌های اصلی طراحی را مشخص کرده و مبنایی برای انتخاب اولیه هندسه و ماده پوخته فراهم می‌کند.

واژگان کلیدی: کپسول بازگشتی؛ کامپوزیت کربن - اپوکسی؛ کامپوزیت شیشه - اپوکسی؛ تحلیل حساسیت؛ تحلیل سازه‌ای؛ گرمایش آیرودینامیکی؛ متامدل کریجینگ

Structural and functional analysis of a composite space capsule under aeromechanical, thermal, and structural loads: effects of material and geometric configuration

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

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

2- Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran, karimaei@ari.ac.ir

3- Ph.D. Student, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

Abstract

The design of composite space capsules requires a comprehensive evaluation of the coupled effects of geometric parameters and laminate characteristics on structural and overall performance. In this study, the results obtained from a multidisciplinary design optimization framework developed for a composite space capsule are analytically investigated. Surrogate models based on the Kriging method are employed to predict structural deformation and total capsule mass. Parametric analysis indicates that layer thickness, the number of composite layers, and the semi-cone angle significantly affect structural deformation. A comparison of aluminum 6061, carbon-epoxy, and glass-epoxy materials demonstrate the superior structural stiffness of carbon-epoxy, although at a higher cost. Furthermore, trajectory and aerodynamic heating analyses show that capsule geometry and mass directly influence atmospheric re-entry dynamics and stagnation-point heat flux. The findings provide practical design considerations for balancing structural performance, mass, and thermal loading in composite space capsule design.

Keywords: Re-entry capsule; Carbon/epoxy composite; Glass/epoxy composite; Sensitivity analysis; Structural analysis; Aerodynamic heating; Kriging surrogate model.



۱. مقدمه

طراحی کپسول‌های فضایی زیستی به عنوان یکی از چالش برانگیزترین مسائل مهندسی هوافضا، مستلزم برقراری توازن میان الزامات متنوعی نظیر صلبیت سازه‌ای، حداقل‌سازی جرم، رفتار حرارتی مناسب در فاز ورود به جو و پایداری دینامیکی در مسیر پروازی است. پیچیدگی این مسئله با بکارگیری مواد کامپوزیتی، به ویژه در پوسته کپسول، دوچندان می‌شود. چراکه پاسخ‌های سازه‌ای و حرارتی این مواد به شدت به پارامترهای هندسی، مشخصات لایه چینی و شرایط بارگذاری وابسته‌اند. از این رو، صرفاً دستیابی به شمایل‌های بهینه کافی نبوده و تحلیل دقیق رفتار پاسخ‌های مختلف سیستم و استخراج ملاحظات طراحی مهندسی از نتایج بهینه‌سازی، نقش مهمی در هدایت فرایند طراحی و تصمیم‌گیری‌های مهندسی در مراحل اولیه توسعه کپسول‌های فضایی ایفا می‌کند. مواد کامپوزیتی به دلیل نسبت بالای استحکام به وزن، پایداری ابعادی مناسب و قابلیت طراحی جهت‌مند خواص مکانیکی، نقش کلیدی در توسعه سازه‌های فضایی ایفا می‌کنند. این مواد در مقایسه با فلزات سنتی، امکان کاهش جرم سازه و بهبود عملکرد در برابر بارهای حرارتی و مکانیکی را فراهم می‌سازند و از این رو، به طور گسترده در پوسته‌ها و اجزای سازه‌ای فضاپیماها مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱-۳]. سازه‌های فضایی باید توانایی عملکرد قابل اعتماد تحت شرایط بارگذاری دینامیکی، محیط خلأ و چرخه‌های حرارتی شدید را داشته باشند که این الزامات اهمیت انتخاب صحیح ماده و شمایل سازه‌ای را دوچندان می‌کند [۴-۶].

مطالعات مختلف، از جنبه‌های متفاوتی به کاربرد کامپوزیت‌های پیشرفته در سازه‌های فضایی پرداخته‌اند و بهبود صلبیت سازه‌ای (کاهش تغییر شکل) و افزایش پایداری ابعادی را به عنوان برخی از مهم‌ترین مزایای این مواد گزارش کرده‌اند [۷-۱۱]. به عنوان نمونه، تحلیل‌های عددی انجام شده بر روی پوسته کپسول‌های بازگشتی نشان می‌دهد که انتخاب نوع ماده و پارامترهای هندسی تأثیر قابل توجهی بر پاسخ‌های تنش، کرنش و تغییر شکل سازه‌ای دارد [۱۲-۱۴]. این نتایج بر اهمیت تحلیل دقیق اثر پارامترهای طراحی در مراحل اولیه توسعه کپسول‌های فضایی تأکید می‌کنند. آدمی و همکاران [۱۲] به بررسی بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی شمایل یک کپسول واردشونده به جو با هدف حداقل‌سازی هزینه مأموریت که عمدتاً از طریق کاهش جرم سیستم حفاظت حرارتی، سازه و سامانه پیشران‌ش مدل‌سازی می‌شود، پرداخته‌اند. نتایج این مطالعه نشان داد که طراحی شمایل کپسول به شدت تحت تأثیر قيود پایداری آیرودینامیکی و محدودیت‌های شار حرارتی مجاز قرار دارد و دستیابی به شمایل‌های بهینه مستلزم ایجاد مصالحه‌های طراحی میان الزامات سازه‌ای، حرارتی و پروازی است. کومار و همکاران [۱۳] تحلیل سازه‌ای سپر حرارتی یک کپسول بازگشتی با پوسته کامپوزیتی تقویت شده با الیاف کربن را انجام داده و عملکرد آن را با مواد مرسوم نظیر کامپوزیت کربن - کربن، کامپوزیت زمینه فلزی و آلیاژ تیتانیوم مقایسه کرده‌اند. نتایج نشان داد که کامپوزیت تقویت شده با الیاف کربن کمترین تغییر شکل کل را در شرایط بارگذاری شدید و دماهای بالا از خود نشان داده و از منظر



صلبیت سازه‌ای عملکرد بهتری نسبت به سایر مواد مورد بررسی ارائه می‌دهد. راثو و همکاران [۱۴] اثر انتخاب مواد کامپوزیتی مختلف و پارامترهای هندسی را بر پاسخ‌های سازه‌ای پوسته کپسول بازگشتی اورایون بررسی کردند. نتایج این مطالعه نشان داد که بکارگیری کامپوزیت‌هایی نظیر شیشه - اپوکسی و کربن - اپوکسی می‌تواند به طور قابل توجهی موجب کاهش تنش، کرنش و تغییر شکل سازه‌ای شده و در عین حال، کاهش وزن پوسته کپسول را به همراه داشته باشد. این یافته‌ها بر اهمیت تحلیل و ارزیابی پارامترهای ماده و هندسه در بهبود عملکرد سازه‌ای کپسول‌های فضایی تأکید می‌کنند. فتحی و مجیبی [۱۵] به بررسی بهینه‌سازی مسیر بازگشت یک وسیله فضایی قابل استفاده مجدد پرداخته و نشان دادند که در نظر گرفتن همزمان قیود کنترلی و سازه‌ای نقش مهمی در تعیین ضخامت پوسته بدنه و سیستم حفاظت حرارتی دارد. نتایج این مطالعه بیانگر آن است که عدم قطعیت‌های موجود می‌توانند به طور قابل توجهی بر قابلیت اطمینان قیود طراحی و انتخاب پارامترهای سازه‌ای اثرگذار باشند. با توجه به بررسی مطالعات مرتبط، مرور حاضر بر پژوهش‌هایی متمرکز شده است که ارتباط مستقیم‌تری با تحلیل سازه‌های کامپوزیتی هوافضایی، کپسول‌های بازگشتی و چارچوب‌های طراحی چندموضوعی دارند؛ از این رو، به جای افزایش صرف تعداد منابع، تلاش شده است نتایج و روش‌های مطالعات منتخب و خلأ پژوهشی موجود به صورت هدفمند تبیین شود.

در سال‌های اخیر، استفاده از چارچوب‌های طراحی بهینه چندموضوعی به منظور در نظر گرفتن همزمان الزامات سازه‌ای، حرارتی،

آیرودینامیکی و پروازی در طراحی کپسول‌های فضایی مورد توجه قرار گرفته است [۱۷-۱۵]. با وجود مطالعات گسترده در زمینه طراحی بهینه چندموضوعی کپسول‌های فضایی، بخش قابل توجهی از پژوهش‌های پیشین عمدتاً بر توسعه چارچوب‌های محاسباتی و دستیابی به پاسخ‌های بهینه متمرکز بوده و ارزیابی و تحلیل نتایج و تفسیر مهندسی رفتار پاسخ‌ها کمتر مورد توجه قرار گرفته است. خلأ موجود در این حوزه، نیاز به پژوهشی را برجسته می‌سازد که فراتر از ارائه پاسخ‌های بهینه، به بررسی اثر پارامترهای طراحی و شناسایی مصالحه‌های طراحی میان پاسخ‌های سازه‌ای، جرمی، پروازی و حرارتی بپردازد. در این راستا، مقاله حاضر با بهره‌گیری از مدل‌های جایگزین^۱، به تحلیل پارامتریک پاسخ‌های مهم کپسول فضایی کامپوزیتی پرداخته و رفتار سیستم را در قالب ملاحظات طراحی مهندسی تفسیر می‌کند. تمایز اصلی پژوهش حاضر در تحلیل یکپارچه نتایج بهینه‌سازی و بررسی ارتباط متقابل میان مشخصات پوسته کامپوزیتی، پاسخ‌های سازه‌ای و جرمی و رفتار پروازی و حرارتی کپسول است. در این چارچوب، اثر ضخامت و تعداد لایه‌های کامپوزیتی و زاویه نیم‌مخروطی بر تغییر شکل و جرم بررسی شده و نتایج آن با مقایسه مواد مختلف پوسته تفسیر می‌شود. سپس، پیکربندی‌های حاصل از بهینه‌سازی از نظر مسیر بازگشت، تغییرات سرعت و شار حرارتی نقطه سکون مقایسه می‌شوند تا پیامدهای انتخاب هندسه و مشخصات سازه‌ای بر عملکرد کلی کپسول مشخص شود؛ بنابراین، خروجی پژوهش صرفاً مجموعه‌ای از پاسخ‌های بهینه نیست، بلکه مجموعه‌ای از مصالحه‌های میان جرم، صلبیت سازه‌ای، هندسه، رفتار پروازی



و بار حرارتی است که می‌تواند مبنای تصمیم‌گیری در مرحله طراحی مفهومی کپسول‌های فضایی کامپوزیتی قرار گیرد.

۲. روندنمای پیشنهادی تحلیل و ارزیابی

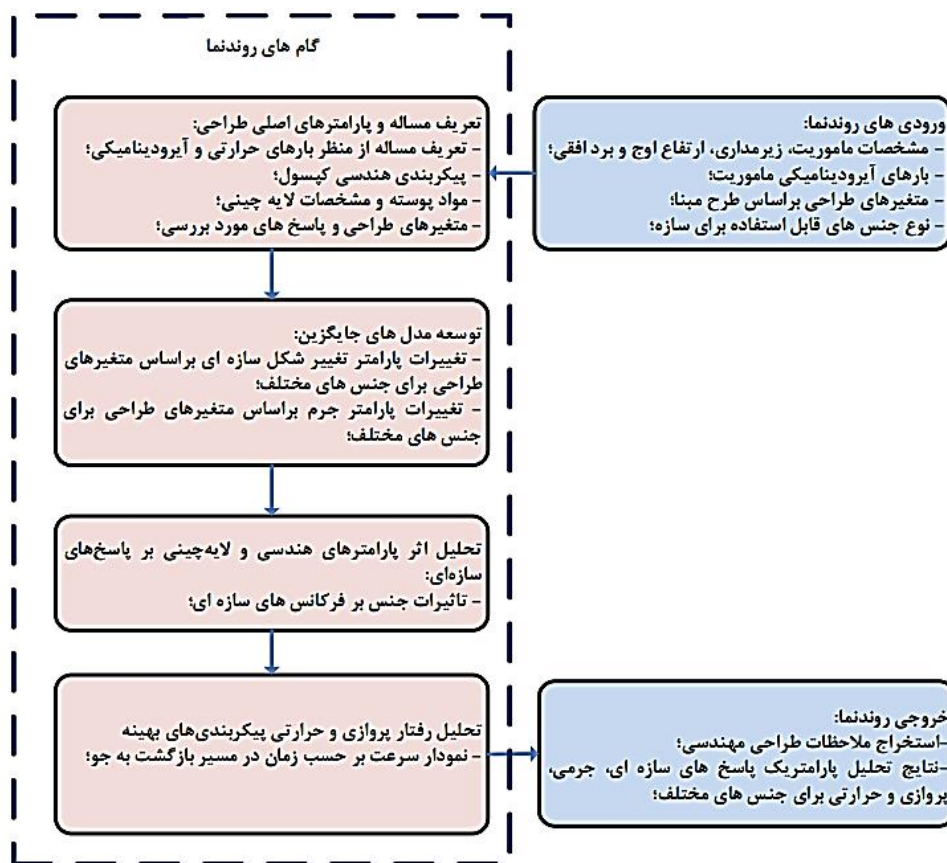
در این پژوهش، به منظور تحلیل جامع پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی کپسول فضایی کامپوزیتی و ارزیابی تأثیر پارامترهای طراحی بر رفتار سیستم، یک روندنمای یکپارچه تحلیل و ارزیابی پیشنهاد می‌شود. این روندنما به گونه‌ای طراحی شده است که فرایند تحلیل از مرحله تعریف ورودی‌های طراحی و شاخص‌های ارزیابی آغاز شده و با بررسی رفتار پروازی، حرارتی و سازه‌ای پیکربندی‌های مختلف ادامه یابد و در نهایت به استخراج ملاحظات طراحی مهندسی منجر شود. در چارچوب پیشنهادی، ارتباط متقابل میان هندسه خارجی، ویژگی‌های پوسته سازه‌ای و پاسخ‌های عملکردی کپسول به صورت نظام‌مند مورد توجه قرار گرفته است. این رویکرد امکان مقایسه پیکربندی‌های مختلف را در فضای طراحی فراهم ساخته و به طراح اجازه می‌دهد

بدون تمرکز بر فرایند بهینه‌سازی، تأثیر هر یک از پارامترهای طراحی را بر شاخص‌های کلیدی عملکرد سیستم ارزیابی نماید. روندنمای ارائه شده، مبنای تحلیل‌های عددی و مطالعات پارامتریک انجام شده در بخش‌های بعدی مقاله را تشکیل می‌دهد.

۱،۲ چارچوب تحلیل

به منظور تبیین فرایند تحلیل و ارزیابی پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی کپسول فضایی کامپوزیتی، در این پژوهش یک روندنمای مرحله به مرحله به صورت شکل ۱ ارائه شده است که ارتباط میان پارامترهای طراحی، تحلیل‌های فیزیکی و خروجی‌های مهندسی را به صورت منسجم نمایش می‌دهد. این روندنما با در نظر گرفتن ورودی‌های طراحی شامل مشخصات هندسی، نوع ماده پوسته و پارامترهای لایه چینی آغاز شده و پس از انجام تحلیل‌های سازه‌ای، جرمی، پروازی و حرارتی، به ارزیابی عملکرد شمایل‌های مختلف منتهی می‌شود.





شکل ۱. روندنمای پیشنهادی تحلیل و ارزیابی

۲،۲ شاخص های ارزیابی پاسخ های سازه ای و عملکردی

به منظور ارزیابی عملکرد سازه ای و عملکردی شمایل های مختلف کپسول فضایی کامپوزیتی، مجموعه ای از الزامات عملکردی و معیارهای پذیرش طراحی در نظر گرفته شده است. این معیارها به عنوان محدودیت های فیزیکی و مهندسی، چارچوبی برای مقایسه و تحلیل پاسخ های مختلف سیستم فراهم می کنند و تضمین کننده ایمنی، پایداری و قابلیت عملکرد کپسول در فاز بازگشت به جو هستند. مقادیر این معیارها بر اساس الزامات مأموریتی، ملاحظات زیستی کپسول و رویه های متداول طراحی مهندسی انتخاب شده اند و در جدول ۱ ارائه شده اند. معیارهای ارزیابی شامل حداقل حجم داخلی مورد نیاز برای جانمایی تجهیزات، حاشیه

خروجی نهایی این فرایند، استخراج ملاحظات طراحی مهندسی و شناسایی مصالحه های طراحی میان پاسخ های مهم سیستم است که می تواند به عنوان مبنایی برای تصمیم گیری در مراحل اولیه طراحی کپسول های فضایی مورد استفاده قرار گیرد. روابط حاکم بر محاسبه جرم کپسول، شار حرارتی و شبیه سازی مسیر پرواز، همان روابط ارائه شده در پژوهش پیشین نویسندگان [۱۸] هستند و در مطالعه حاضر با همان چارچوب محاسباتی مورد استفاده قرار گرفته اند؛ از این رو، برای جلوگیری از تکرار روابط و جزئیات روش شناسی، تشریح کامل آن ها به مرجع مذکور ارجاع داده می شود.



پایداری استاتیکی، بیشینه شار حرارتی نقطه سکون، ضریب بار وارد بر کپسول، بیشینه دمای مجاز پشت عایق، ضرایب اطمینان استاتیکی و کمانشی و حداقل فرکانس طبیعی مود اول سازه هستند. این شاخص‌ها امکان بررسی همزمان رفتار سازه‌ای، حرارتی و پروازی کپسول را فراهم کرده و به عنوان مبنایی برای استخراج ملاحظات طراحی مهندسی و مصالحه‌های طراحی میان پاسخ‌های مختلف سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرند. به منظور تسهیل تحلیل پارامتریک پاسخ‌ها، از مدل‌های تقریبی برای برقراری ارتباط میان پارامترهای طراحی و پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی استفاده شده است. الزامات طراحی مورد استفاده در این پژوهش بر اساس ترکیبی از الزامات عملکردی مأموریت، محدودیت‌های هندسی و ملاحظات مهندسی مرتبط با سازه و محیط ورود مجدد تعیین شده‌اند. از این رو، مقادیر ارائه شده در جدول ۱ حاصل یک استاندارد واحد نیستند، بلکه متناسب با نوع قید و نیاز طراحی انتخاب شده‌اند. قیود هندسی و عملکردی از الزامات کپسول مورد مطالعه، و قیود سازه‌ای و پایداری بر اساس معیارهای طراحی مورد استفاده در تحلیل سازه تعیین شده‌اند. در مواردی که مقدار قید مستقیماً از الزامات یا منابع مشخص استخراج شده باشد، مرجع مربوطه در جدول/متن ارائه شده است.

جدول ۱. الزامات طراحی کپسول فضایی

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

قیود ارائه شده در جدول ۱ به عنوان معیارهای پذیرش طراحی در ارزیابی شمایل‌های مختلف کپسول در نظر گرفته شده‌اند. به این صورت که پس از تعیین پارامترهای هندسی و سازه‌ای هر شمایل و انجام تحلیل‌های مربوطه، پاسخ‌های حاصل با حدود تعیین شده در جدول ۱ مقایسه می‌شوند؛ بنابراین، یک شمایل طراحی تنها در صورتی به عنوان طرح قابل قبول در نظر گرفته می‌شود که تمامی قیود مربوط به حجم داخلی، حاشیه پایداری استاتیکی، شار حرارتی نقطه سکون، ضریب بار، دمای پشت عایق، ضریب اطمینان استاتیکی، ضریب اطمینان کمانشی و فرکانس طبیعی اول سازه را برآورده کند. لازم به ذکر است که ضریب اطمینان سازه‌ای برای کامپوزیت‌ها بر اساس معیار شکست کامپوزیتی تسای - هیل محاسبه گردیده است. در این پژوهش با توجه به اینکه پوسته کپسول فضایی جدار نازک تلقی می‌شود و تغییر شکل‌ها نسبت به ضخامت قابل ملاحظه هستند، در تنظیمات تحلیل انسیس ورک بنچ^۲ گزینه تغییر شکل بزرگ^۳، فعال در نظر گرفته شده است. همچنین در تحلیل مودال فرکانسی، شرایط مرزی کپسول مطابق شرایط بازگشت به جو یعنی آزاد - آزاد^۴ در نظر گرفته شده است. تحلیل‌های پارامتریک با هدف بررسی روند تغییرات پاسخ‌ها در فضای طراحی انجام شده‌اند و دامنه این تحلیل‌ها لزوماً به طرح‌های مجاز محدود نمی‌شود؛ از این رو، وجود برخی نقاط خارج از حدود قیود در تحلیل پارامتریک به معنای پذیرش آن‌ها به عنوان طرح نهایی نیست. در مقابل، هنگام ارزیابی طرح‌های مورد نظر برای طراحی قابل قبول، رعایت همزمان تمامی قیود جدول ۱ ملاک قرار می‌گیرد. بدین ترتیب، قیود مذکور چارچوب لازم برای تفکیک

شمایل‌های قابل قبول از حالات نامجاز و همچنین تفسیر نتایج تحلیل‌های پارامتریک را فراهم می‌کنند. حداقل حجم داخلی کپسول به عنوان یکی از قیود اصلی طراحی با هدف تأمین فضای مورد نیاز برای جانمایی محموله زیستی و تجهیزات پشتیبان سامانه، از جمله تجهیزات مرتبط با سامانه پشتیبانی حیات (ECLSS)، اعمال شده است. لازم به ذکر است که در مدل حاضر، جانمایی هندسی اجزای محموله زیستی و تجهیزات ECLSS به صورت مستقل مدل‌سازی نشده و کف حجم داخلی به عنوان یک قید کلی برای تضمین قابلیت کاربردی طرح در نظر گرفته شده است. ضریب اطمینان استاتیکی و ضریب بار کمانشی نیز مطابق روش ارائه شده در مرجع [۱۸] از نتایج تحلیل استاتیکی و کمانش استخراج شده و به عنوان شاخص‌های ارزیابی ایمنی و پایداری سازه در نظر گرفته شدند.

۳. تعریف مسئله و پارامترهای طراحی

در این بخش، مسئله طراحی کپسول فضایی زیستی و پارامترهای مهم مؤثر بر رفتار سازه‌ای، گرمی، حرارتی و پروازی آن معرفی می‌شوند. تمرکز اصلی بر تعریف فضای طراحی، پارامترهای هندسی و سازه‌ای، و مشخصات مواد پوسته است که مبنای توسعه و تحلیل مدل‌های جایگزین را تشکیل می‌دهند. لازم به ذکر است که داده‌های مورد استفاده در این پژوهش از یک چارچوب تحلیل چندموضوعی توسعه یافته در مطالعات پیشین نویسندگان [۱۸] استخراج شده‌اند و در این مقاله، از ارائه جزئیات عددی، فرمول‌بندی‌های مفصل و فرایندهای حل اجتناب شده است. هدف این بخش، فراهم‌سازی یک توصیف شفاف و فشرده از مسئله طراحی است تا امکان تفسیر پاسخ‌های سیستم فراهم شود.

۱.۳. تعریف مسئله طراحی

کپسول‌های فضایی زیستی بسته به نوع مأموریت، می‌توانند سناریوهای پروازی متنوعی از مأموریت‌های مداری تا زیرمداری را شامل شوند. در این پژوهش، یک سناریوی زیرمداری به عنوان مسئله مرجع در نظر گرفته شده و تمرکز تحلیل‌ها بر فاز ورود به جو قرار دارد. فازی که در آن کپسول به طور همزمان تحت بارهای آیرودینامیکی، حرارتی و سازه‌ای شدید قرار می‌گیرد. با توجه به ماهیت طراحی محور این مطالعه، هدف اصلی بررسی حساسیت پاسخ‌های مهم سیستم نسبت به تغییر پارامترهای طراحی و استخراج مصالحه‌های مهندسی میان عملکرد سازه‌ای، جرم و رفتار حرارتی - پروازی است، نه انجام فرایند کامل بهینه‌سازی عددی.

در این پژوهش، یک سناریوی مأموریت زیرمداری برای کپسول فضایی مورد مطالعه قرار گرفته است. تمرکز اصلی تحلیل‌ها بر فاز بازگشت به جو و رفتار سازه‌ای، پروازی و حرارتی کپسول در این مرحله بحرانی قرار دارد. شکل ۲ پروفایل کلی پرواز زیرمداری کپسول از لحظه پرتاب تا فرود را نشان می‌دهد.

۲.۳. شمایل هندسی کپسول

هندسه کپسول بازگشتی مورد مطالعه دارای شمایل بلانت (کره - مخروطی) بوده و به صورت پارامتریک تعریف شده است تا امکان بررسی نظام‌مند اثر تغییرات هندسی بر پاسخ‌های سیستم فراهم شود. پارامترهای هندسی اصلی شامل زاویه نیم‌مخروطی، شعاع سپر حرارتی، طول کل کپسول، قطر بزرگ، قطر کوچک کپسول، شعاع جانبی و ضخامت پوسته هستند که محدوده تغییرات آن‌ها بر اساس الزامات



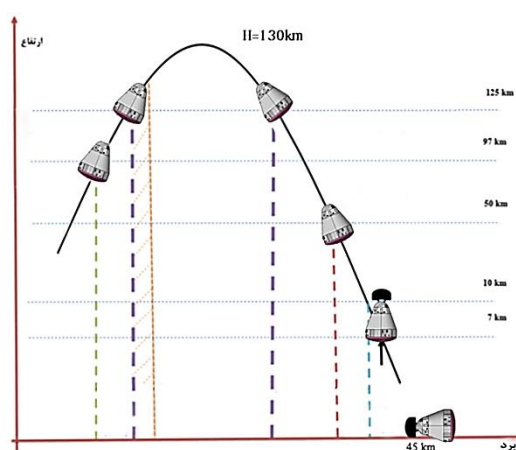
مأموریتی و تجربیات طراحی کپسول‌های بازگشتی انتخاب شده است. این توصیف پارامتریک هندسه، پایه ای مناسب برای تحلیل و ارزیابی فراهم می کند و اجازه می دهد تأثیر هر پارامتر به صورت مستقل و ترکیبی بر پاسخ‌های سازه‌ای، جرمی و حرارتی مورد ارزیابی قرار گیرد. شکل ۳ هندسه پارامتریک کپسول و جدول ۲ حدود تغییرات پارامترهای طراحی (هندسی و مواد) را نشان می‌دهند. این حدود در واقع فضای طراحی را تعریف می‌کنند و بر اساس الزامات مأموریت و پایگاه داده کپسول بومی موجود استخراج شده‌اند.

ایفا می‌کند. سه گزینه متداول برای ماده پوسته شامل آلومینیوم T6-۶۰۶۱، کامپوزیت کربن - اپوکسی و کامپوزیت شیشه - اپوکسی (جدول ۲) مورد بررسی قرار گرفته‌اند. خواص دو ماده کامپوزیتی در جدول ۳ و خواص مکانیکی فلز آلومینیوم ۶۰۶۱ در جدول ۴ بیان شده است. برای سازه‌های کامپوزیتی، یک آرایش لایه چینی متقارن با جهت‌گیری‌های متداول مهندسی در نظر گرفته شده است تا اثر تعداد لایه‌ها و ضخامت پوسته بر پاسخ‌های سازه‌ای قابل تحلیل باشد. هدف از این انتخاب، مقایسه رفتار مواد مختلف در سطح سیستم و نه بررسی جزئیات ریزمقیاس مکانیکی آن‌هاست.

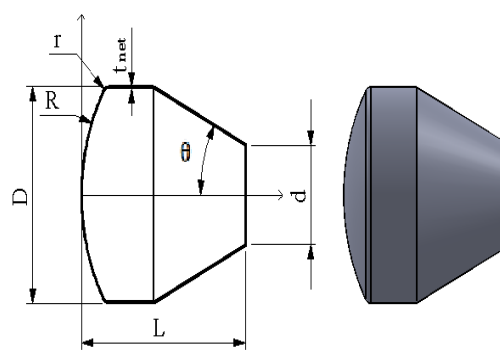
شکل ۴ جهت‌های لایه چینی کامپوزیتی برای کپسول ساخته شده از کامپوزیت را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، جهت محوری کپسول به عنوان جهت صفر درجه و جهت عمود بر آن به عنوان زاویه ۹۰ درجه در نظر گرفته شده است.

جدول ۲. پارامترهای طراحی هندسی و جنس کپسول

ردیف	پارامتر	کران بالا	کران پایین	توضیحات
۱	طول کل $L, (mm)$	۲۰۰۰	۱۰۰۰	پیوسته و مستقل
۲	قطر بزرگ $D, (mm)$	۲۰۰۰	۱۰۰۰	پیوسته و مستقل
۳	زاویه نیم‌مخروطی $\theta, (^{\circ})$	۸۰	۵	پیوسته و مستقل
۴	شعاع سیر حرارتی $R, (mm)$	۲۰۰۰	۱۰۰۰	پیوسته و مستقل
۵	قطر کوچک $d, (mm)$	۸۰۰	۴۰۰	پیوسته و مستقل
۶	شعاع جانبی سیر حرارتی $r, (mm)$	۱۰۰	۱۰	پیوسته و مستقل
۷	ضخامت تک‌لایه کامپوزیتی $t_f, (mm)$	۰/۲۵، ۰/۱۸	۰/۲۵، ۰/۱۸	مستقل
۸	تعداد لایه‌های کامپوزیت، Nol	۴، ۳، ۲، ۱	۴، ۳، ۲، ۱	مستقل
۹	ضخامت کل پوسته سازه‌ای $t_{net}, (mm)$	$t_{net}=12 \times t_f \times Nol$	۱۲، ۳	
۱۰	جنس	آلومینیوم 6061-T6		
		کامپوزیت کربن - اپوکسی با لایه چینی [0/45/0/-45/0/90] _s		
		کامپوزیت شیشه - اپوکسی با لایه چینی [0/45/0/-45/0/90] _s		



شکل ۲. پروفایل پرواز زیرمداری کپسول



شکل ۳. هندسه پارامتریک کپسول فضایی

۳،۳ مواد پوسته و مشخصات لایه چینی پوسته کپسول، نقش تعیین‌کننده‌ای در تحمل بارهای مکانیکی و حرارتی فاز ورود به جو

جدول ۳. خواص مکانیکی کامپوزیت سازه کپسول [۱۹]

تک لایه تک جهته شیشه - اپوکسی				
واحد	جهت ضخامت	جهت عمود بر الیاف	جهت الیاف	ویژگی
$\mu\text{m/m}\cdot^{\circ}\text{C}$	۴۵	۴۵	۱	ضریب انبساط حرارتی
GPa	۱۰	۱۰	۴۵	مدول یانگ
-	۰/۳	۰/۴	۰/۳	ضریب پواسون
GPa	۵	۳/۸۵	۵	مدول برشی
MPa	۳۵	۳۵	۱۱۰۰	مقاومت کششی
MPa	-۱۲۰	-۱۲۰	-۶۷۵	مقاومت فشاری
$\text{W/m}\cdot\text{K}$	۰/۳	۰/۳	۱/۳	ضریب هدایت حرارتی
kg/m^3	۲۰۰۰			چگالی
تک لایه تک جهته کربن - اپوکسی				
واحد	جهت ضخامت	جهت عمود بر الیاف	جهت الیاف	ویژگی
$\mu\text{m/m}\cdot^{\circ}\text{C}$	۳۵	۳۵	۰/۷	ضریب انبساط حرارتی
GPa	۸/۶	۸/۶	۱۲۱	مدول یانگ
-	۰/۲۷	۰/۴	۰/۲۷	ضریب پواسون
GPa	۴/۷	۳/۱	۴/۷	مدول برشی
MPa	۲۹	۲۹	۲۲۳۱	مقاومت کششی
MPa	-۱۰۰	-۱۰۰	-۱۰۸۲	مقاومت فشاری
$\text{W/m}\cdot\text{K}$	۰/۵	۰/۵	۲/۲	ضریب هدایت حرارتی
kg/m^3	۱۴۹۰			چگالی



جدول ۴. خواص مکانیکی بدنه فلزی کپسول [۱۸]

جنس	هدایت حرارتی (W/m·K)	ظرفیت حرارتی (J/kg·K)	چگالی (kg/m ³)	انبساط حرارتی (×10 ⁻⁶ K ⁻¹)	مدول یازگ (GPa)	تنش تسلیم (Mpa)	ضریب پواسون	دمای ذوب (°C)
آلومینیوم-6061 T6	۱۶۲	۹۱۷	۲۷۰۳	۲۲/۴	۶۹/۷	۲۷۷/۷	۰/۳۳	۵۸۲-۶۵۲



شکل ۴. معرفی جهت‌های لایه‌چینی کامپوزیتی

بیشینه، جرم کل کپسول، شار حرارتی نقطه سکون و پارامترهای اصلی مسیر پروازی نظیر سرعت و شتاب هستند. این پاسخ‌ها به عنوان شاخص‌های اصلی عملکرد سیستم در نظر گرفته شده و مبنای مصالحه‌های طراحی قرار می‌گیرند. پاسخ‌ها تابع پارامترهای هندسی و جنس هستند.

به منظور تحلیل رفتار پروازی کپسول در فاز بازگشت، ضرایب آیرودینامیکی و شاخص‌های پایداری طولی و بالستیکی برای شمایلهای مختلف استخراج شده و اثر شمایل و جنس پوسته بر این پاسخ‌ها مورد ارزیابی قرار گرفته است. رفتار مسیر پروازی کپسول در فاز بازگشت به جو به منظور بررسی اثر جرم و شمایل بر تغییرات سرعت و شتاب مورد تحلیل قرار گرفته است. لازم به ذکر است فرض شده که جرم کل کپسول متشکل از جرم تجهیزات ثابت (سامانه بازایی، سامانه ارتباطات و کامپیوتر پرواز و سامانه جدایش و...) به علاوه جرم سازه و جرم عایق حرارتی است. محاسبه شار حرارتی نقطه سکون انجام شده است و ضمناً از کامپوزیت سیلیکا - فنولیک به عنوان عایق حرارتی استفاده شده است که خواص حرارتی آن در جدول ۵ ارائه شده است.

مقادیر ارائه شده در جدول ۳ بیانگر خواص مکانیکی تک‌لایه کامپوزیتی تک‌جهته است که به عنوان خواص پایه هر لایه در تحلیل سازه‌ای مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در مدل‌سازی سازه کامپوزیتی، هر لایه با ضخامت و جهت‌گیری مشخص مطابق توالی لایه چینی -/0/45/0 [0/45/0/90] s در محیط ACP نرم‌افزار انسیس ورک- بنچ تعریف شده است. در ادامه نرم‌افزار خواص مکانیکی معادل لمینیت (چندلایه) را استخراج کرده و در تحلیل‌های سازه‌ای پوسته از جمله تغییر شکل، کمانش و فرکانس طبیعی مورد استفاده قرار داده است.

۴,۳ پارامترهای طراحی و پاسخ‌ها

پارامترهای طراحی در این پژوهش شامل پارامترهای هندسی کپسول، مشخصات سازه‌ای پوسته نظیر ضخامت لایه و تعداد لایه‌های کامپوزیتی، و نوع ماده پوسته هستند. در مقابل، پاسخ‌های مورد بررسی شامل تغییر شکل سازه‌ای

جدول ۵. خواص عایق سیلیکا - فنولیک [۲۰]

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

۵.۳ جایگاه مدل‌های جایگزین

با توجه به هزینه محاسباتی بالای تحلیل‌های چندموضوعی مستقیم، به منظور کاهش هزینه محاسباتی شبیه‌سازی‌های عددی، از متامدل‌های مبتنی بر روش کریجینگ برای تقریب پاسخ‌های حاصل از تحلیل‌های دقیق و انجام مطالعات پارامتریک استفاده شد. در مقابل، برای ارزیابی نهایی رفتار دینامیکی و حرارتی شمایل‌های نماینده، تحلیل مستقیم مسیر پرواز حفظ شده است تا تاریخچه زمانی پاسخ‌ها بدون تقریب اضافی استخراج شود. در این پژوهش، مدل‌های جایگزین به منظور تقریب رابطه میان پارامترهای طراحی و پاسخ‌های مهم سیستم به کار گرفته شده‌اند تا امکان بررسی سریع روندها، حساسیت‌ها و مصالحه‌های طراحی فراهم شود. این متامدل‌ها با استفاده از داده‌های حاصل از نقاط نمونه‌برداری فضای طراحی ایجاد شده و رابطه میان متغیرهای طراحی و پاسخ‌های مورد نظر را تقریب می‌زنند. جزئیات روش تشکیل متامدل کریجینگ و تابع همبستگی مورد استفاده در مرجع [۱۸] ارائه شده است. پس فرمول‌بندی ریاضی مسئله طراحی، چارچوب تولید نقاط نمونه، ساخت مدل‌های جایگزین و پروتکل بهینه‌سازی مورد استفاده در این پژوهش، مطابق

چارچوب روش شناختی ارائه شده و اعتبارسنجی شده در پژوهش پیشین نویسندگان [۱۸] است؛ از این رو، در این مقاله از تکرار جزئیات روش شناختی مذکور خودداری شده و تمرکز بر کاربرد آن در تحلیل کپسول فضایی کامپوزیتی و بررسی پاسخ‌های سازه‌ای، جرمی، حرارتی و پروازی قرار گرفته است. برای ساخت مدل‌های جایگزین با روش کریجینگ، از ۱۸۰ نقطه طراحی آزمایش حاصل از روش ابرمکعب لاتین^۵ استفاده شده است به نحوی که ۸۰ درصد نقاط طراحی آزمایش جهت آموزش و ۲۰ درصد از نقاط جهت آزمون به کار برده شده است. شرط دقت مدل‌ها رسیدن به ضریب تعیین (R^2) بالای ۰/۹ و خطای نسبی^۶ ($RRMSE$) کمتر از ۲۰ درصد بوده است. دقت مدل‌های جایگزین در جدول ۶ نشان داده شده است. جزئیات مربوط به توسعه و کاربرد این مدل‌ها در تحلیل پارامتریک پاسخ، در بخش بعدی مقاله ارائه خواهد شد.

۴. مدل‌سازی و تحلیل پارامتریک

۱.۴ تحلیل تغییر شکل سازه‌ای کپسول

با توجه به اینکه شبیه‌سازی‌ها در بستر نرم‌افزار انسیس صورت گرفته است برای انتقال داده‌ها، از قابلیت‌های موجود در نرم‌افزار انسیس ورک‌بنچ شامل سیستم کوپلینگ^۷ و اپتی‌اسلنگ^۸ استفاده شده است. به منظور تحلیل پارامتریک رفتار تغییر شکل سازه‌ای کپسول فضایی و بررسی اثر پارامترهای هندسی و مشخصات ماده پوسته، از مدل‌های جایگزین برای برقراری ارتباط میان متغیرهای طراحی و پاسخ‌های سازه‌ای استفاده شده است. این مدل‌ها امکان بررسی روند تغییرات پاسخ‌ها و استخراج ملاحظات طراحی مهندسی را بدون نیاز به اجرای مکرر تحلیل‌های



عددی پرهزینه فراهم می‌سازند. لازم به ذکر است که در تحلیل استاتیکی، بارگذاری‌ها بر اساس شرایط پروازی بحرانی هر کپسول در مرحله باز ورود به جو خود تعیین شده است. همچنین پاسخ تغییر شکل گزارش شده در نتایج، مربوط به

بیشینه تغییر شکل کلی سازه است و به یک نقطه از پیش تعیین شده در سازه محدود نیست چرا که اصولاً هدف اصلی، بررسی صلبیت کل سازه است نه تغییر شکل یک نقطه خاص از سازه.

جدول ۶. بررسی دقت مدل‌های جایگزین توابع هدف

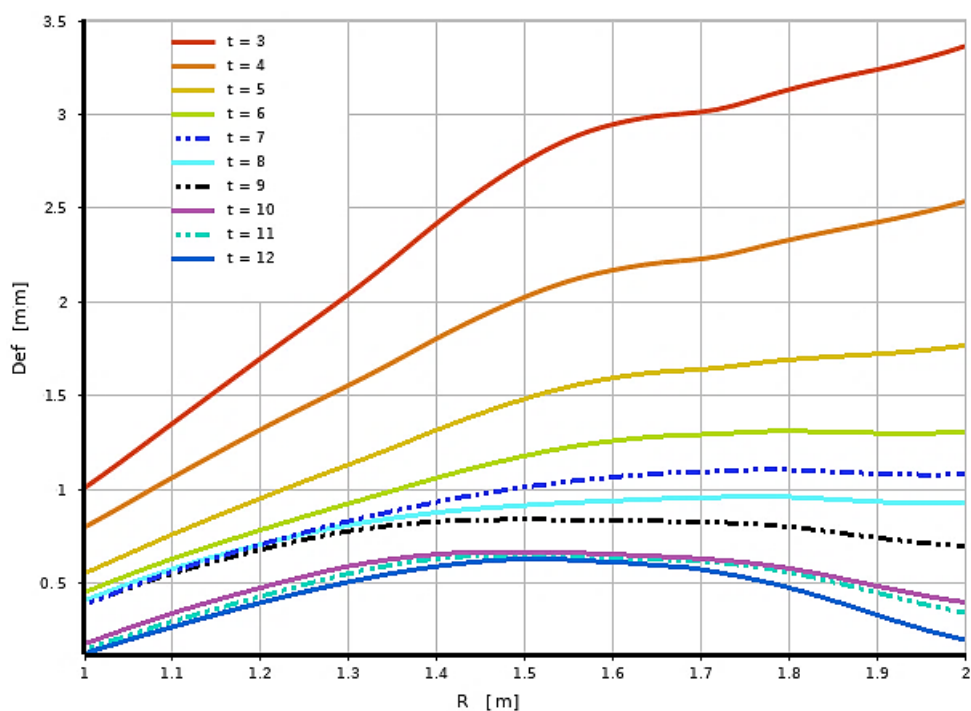
تابع	$Vol(mm^3)$	ηv	BC (kg/m ²)	Def (mm)	SM	$M(kg)$	LM	$f(Hz)$
R^2	۰/۹۹۸۲	۰/۹۹۰۸	۰/۹۲۰۵	۰/۹۹۲۳	۰/۹۳۷۴	۰/۹۵۱۶	۰/۹۴۲۸	۰/۹۶۲۴
$RRMSE(\%)$	۰/۲۴۱۵	۱/۸۵۲۱	۱۹/۸۷۶۲	۱/۱۲۳۸	۱۶/۳۲۱۴	۱۲/۳۴۵۶	۱۵/۱۰۸۹	۹/۸۷۱۲

نتایج مدل‌های جایگزین (شکل‌های ۵ و ۶) نشان می‌دهد که در شمایل آلومینیومی، حداکثر تغییر شکل سازه‌ای با افزایش قطر بزرگ، زاویه نیم‌مخروطی، شعاع سپر حرارتی و طول کل کپسول روند افزایشی داشته و در مقابل، افزایش ضخامت پوسته منجر به کاهش تغییر شکل سازه‌ای می‌شود. از سوی دیگر، جرم کل کپسول آلومینیومی با افزایش تمامی پارامترهای هندسی و ضخامت پوسته افزایش می‌یابد که بیانگر مصالحه‌های طراحی میان صلبیت سازه‌ای و جرم سیستم است.

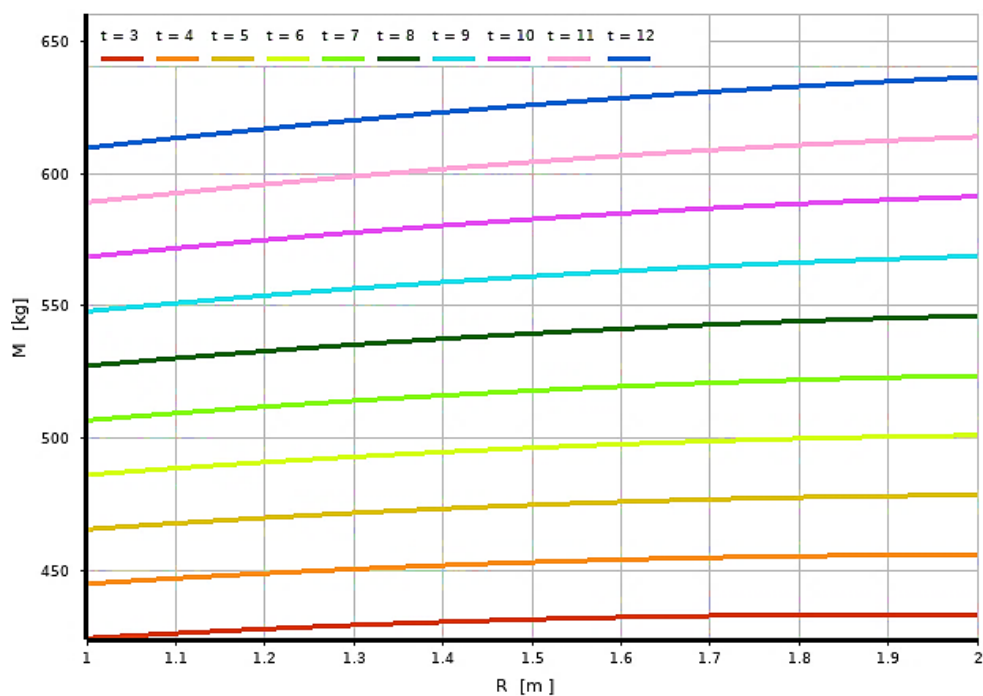
برای پوسته‌های کامپوزیتی با جنس کربن - اپوکسی، تحلیل پارامتریک (شکل‌های ۷ و ۸) نشان می‌دهد که تغییر شکل سازه‌ای به طور محسوسی به ضخامت لایه و تعداد لایه‌های کامپوزیتی وابسته است، به گونه‌ای که افزایش

این پارامترها منجر به کاهش قابل توجه تغییر شکل کل می‌شود. همچنین زاویه نیم‌مخروطی و شعاع سپر حرارتی نقش تعیین‌کننده‌ای در صلبیت سازه‌ای ایفا می‌کند.

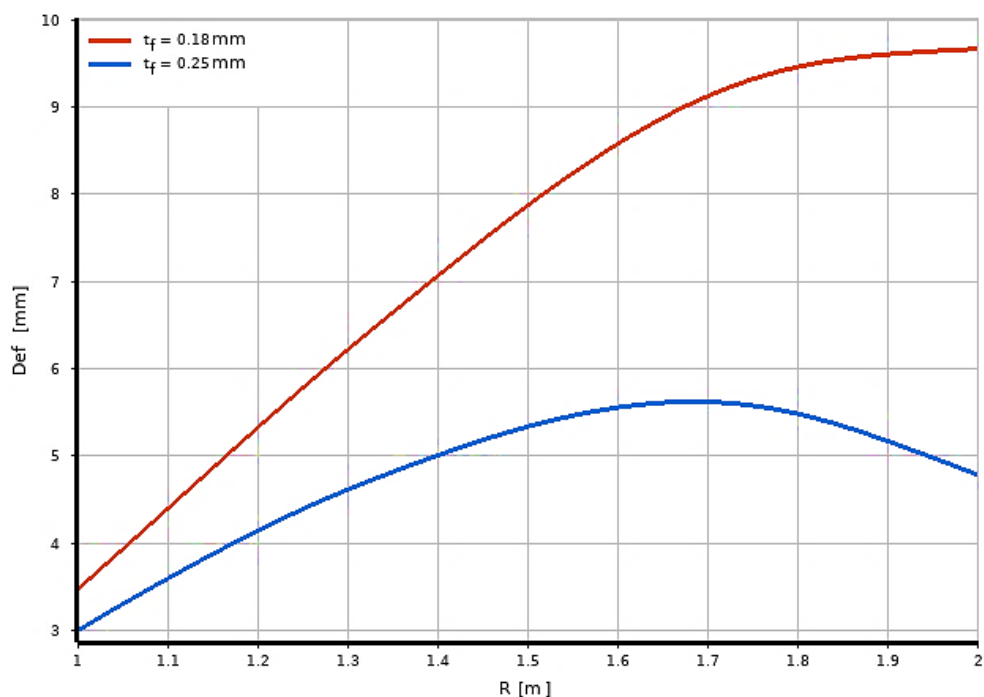
نتایج مربوط به پوسته‌های شیشه - اپوکسی نیز روندی مشابه با کامپوزیت کربن - اپوکسی را نشان می‌دهد، با این تفاوت که مقدار تغییر شکل سازه‌ای در اکثر شمایل‌ها بزرگ‌تر بوده و حساسیت پاسخ‌ها به پارامترهای طراحی کمتر است (شکل‌های ۹ و ۱۰). این رفتار نشان می‌دهد که اگرچه کامپوزیت شیشه - اپوکسی از منظر هزینه و پایداری گزینه‌ای قابل قبول محسوب می‌شود، اما در کاربردهای جرم-محور و صلبیت-محور، عملکرد سازه‌ای ضعیف‌تری نسبت به کامپوزیت کربن - اپوکسی ارائه می‌دهد.



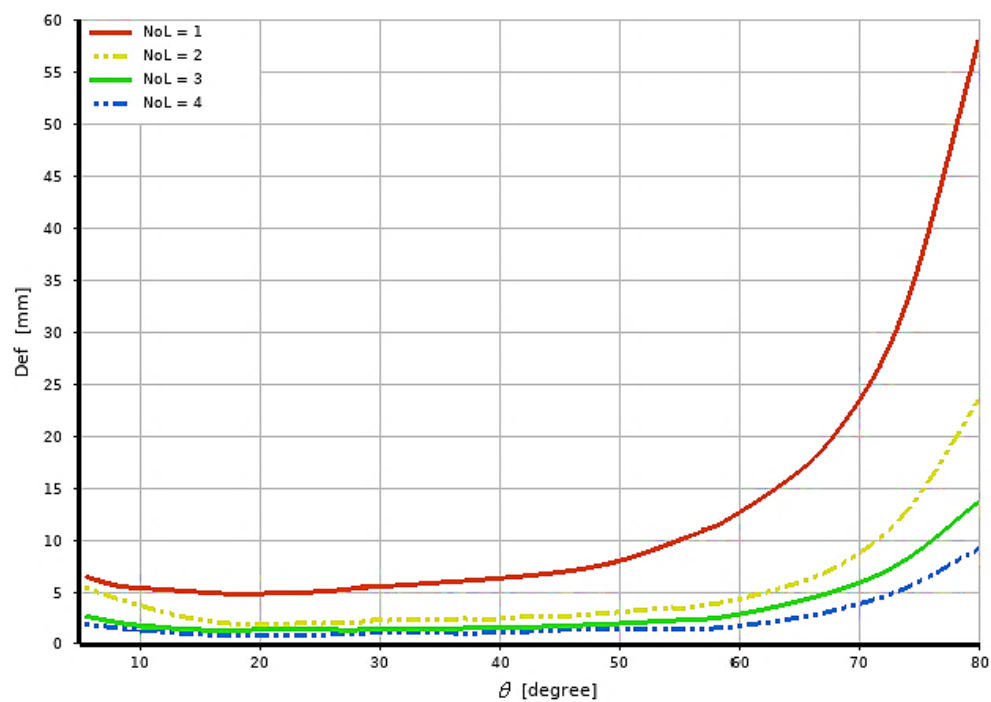
شکل ۵. مدل جایگزین تغییر شکل سازه بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف سازه آلومینیومی



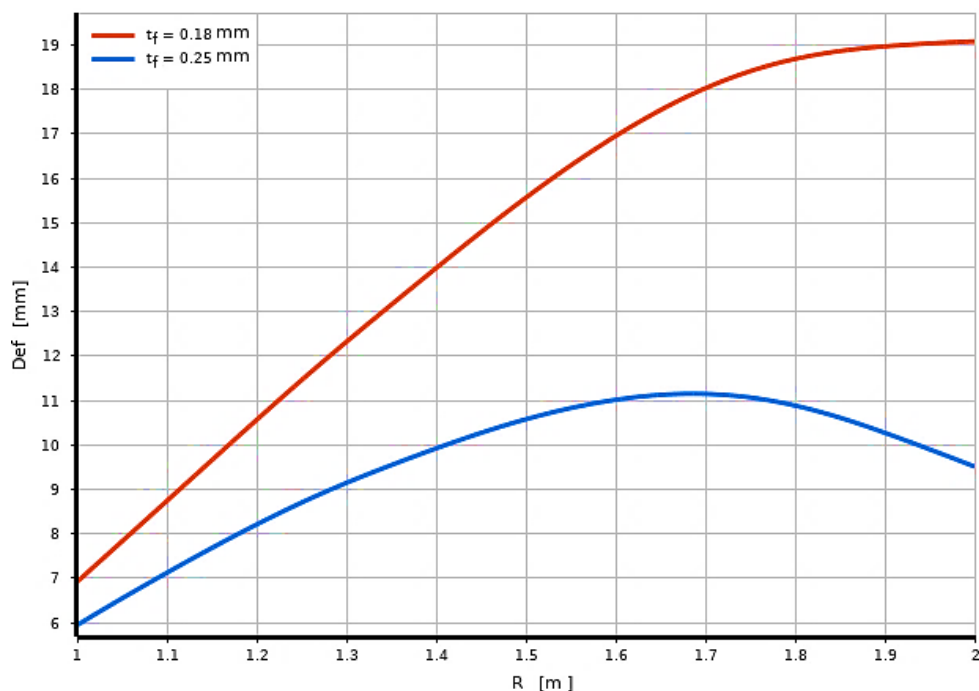
شکل ۶. مدل جایگزین جرم کل بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف سازه آلومینیومی



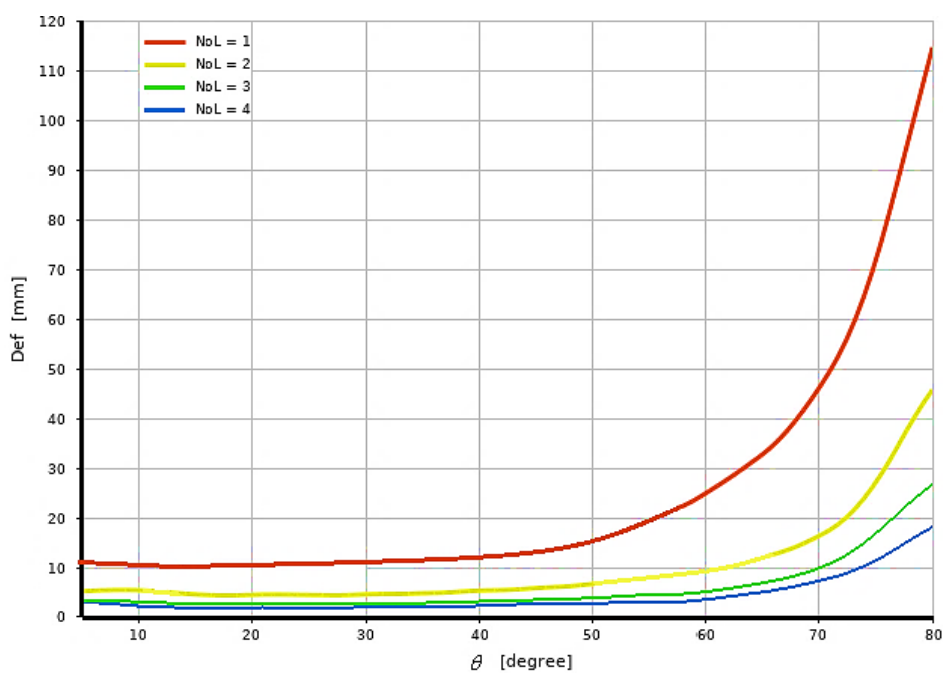
شکل ۷. مدل جایگزین تغییر شکل بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف لایه کربن اپوکسی



شکل ۸. مدل جایگزین تغییر شکل بر حسب زاویه نیم مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف کربن اپوکسی



شکل ۹. مدل جایگزین تغییر شکل بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف لایه شیشه اپوکسی



شکل ۱۰. مدل جایگزین تغییر شکل بر حسب زاویه نیم مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف شیشه اپوکسی

سازه‌ای داشته و باید به صورت همزمان و در قالب مصالحه‌های طراحی مورد توجه قرار گیرند. کمترین مقدار تغییر شکل سازه‌ای در ناحیه سپر حرارتی رخ می‌دهد و شمایل‌هایی با پوسته ضخیم‌تر و تعداد لایه بیشتر، صلیبت بالاتری از خود نشان می‌دهند. ناحیه مخروطی کپسول مستعدترین بخش

به‌طور کلی، نتایج این بخش نشان می‌دهد که انتخاب ماده پوسته، ضخامت و تعداد لایه‌های کامپوزیتی و همچنین پارامترهای هندسی کپسول، تأثیر مستقیمی بر پاسخ تغییر شکل



برای وقوع کمایش است و نیازمند توجه ویژه در طراحی سازه‌ای است. افزایش ضخامت پوسته و استفاده از مواد کامپوزیتی با مدول بالا، منجر به افزایش قابل توجه فرکانس طبیعی اول سازه می‌شود.

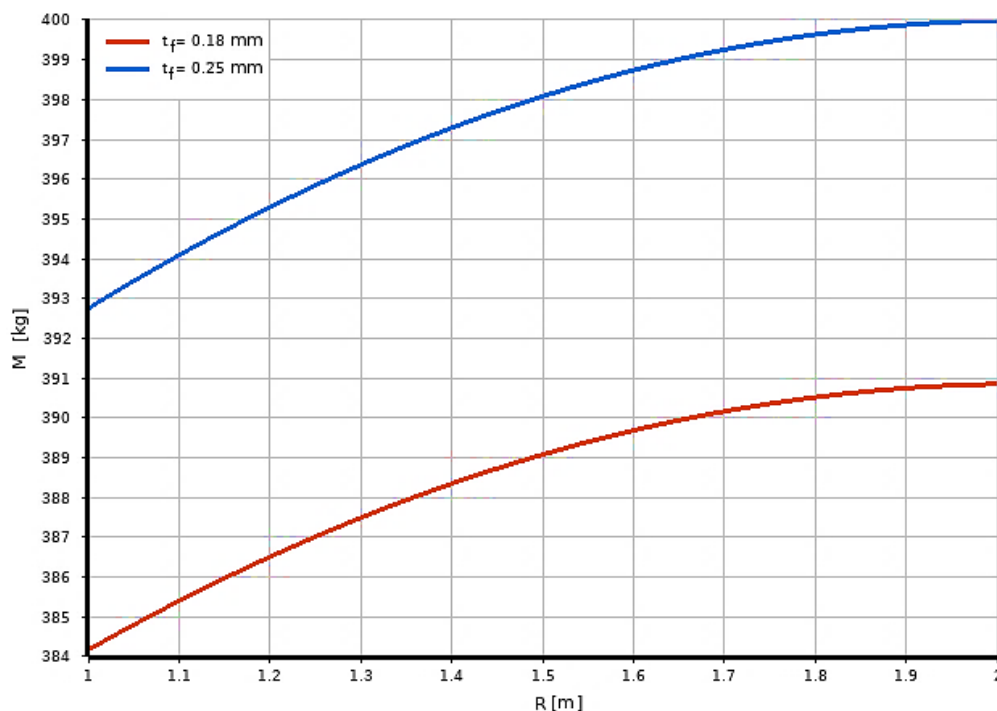
۲.۴ تحلیل جرم کپسول

در این بخش، اثر پارامترهای هندسی و مشخصات پوسته کامپوزیتی بر جرم کل کپسول فضایی مورد بررسی قرار می‌گیرد. به منظور تحلیل روند تغییرات جرم و شناسایی پارامترهای مؤثر، از مدل‌های جایگزین توسعه یافته برای جنس‌های مختلف پوسته استفاده شده است. این رویکرد امکان ارزیابی رفتار جرمی کپسول را در فضای طراحی گسترده فراهم می‌سازد.

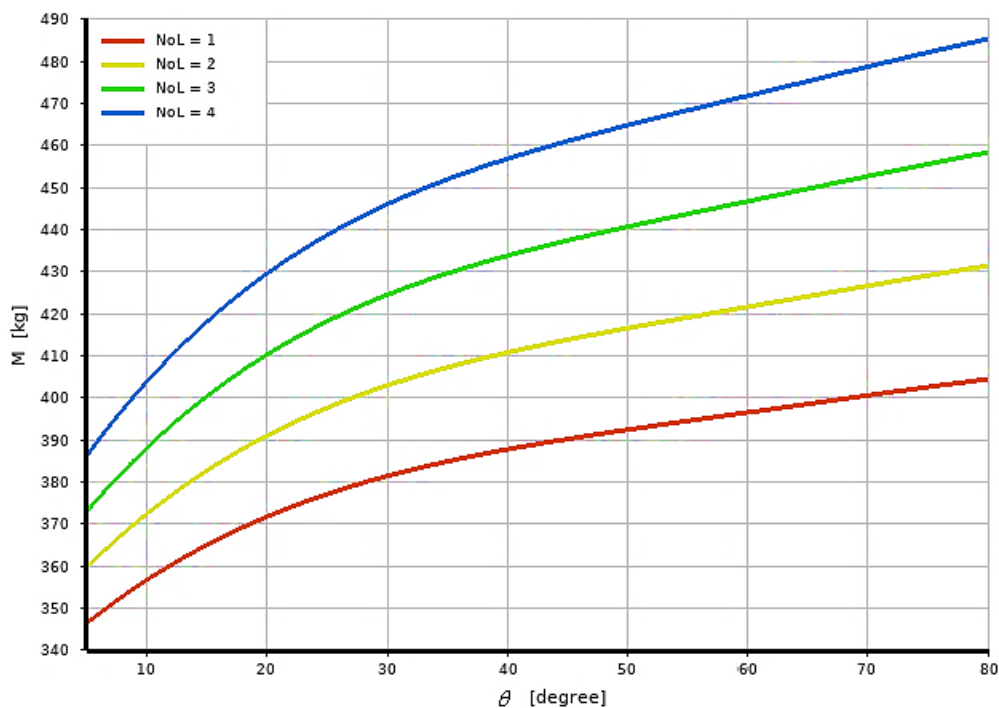
شکل ۱۱ مدل جایگزین جرم کل کپسول با پوسته کربن - اپوکسی را بر حسب شعاع سپر حرارتی در دو ضخامت مختلف لایه کامپوزیتی نشان می‌دهد. نتایج بیانگر آن است که با افزایش ضخامت لایه‌های کامپوزیتی، جرم کل کپسول به صورت یکنواخت افزایش می‌یابد. این رفتار ناشی

از افزایش حجم ماده سازه‌ای بوده و نشان‌دهنده تأثیر مستقیم ضخامت پوسته بر جرم سیستم است. در شکل ۱۲، تغییرات جرم کل بر حسب زاویه نیم‌مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف کامپوزیت کربن - اپوکسی ارائه شده است. افزایش تعداد لایه‌ها منجر به افزایش قابل توجه جرم کپسول می‌گردد. این روند اهمیت انتخاب بهینه تعداد لایه‌ها را در طراحی پوسته کامپوزیتی، به ویژه در کاربردهای جرم-محور، برجسته می‌سازد.

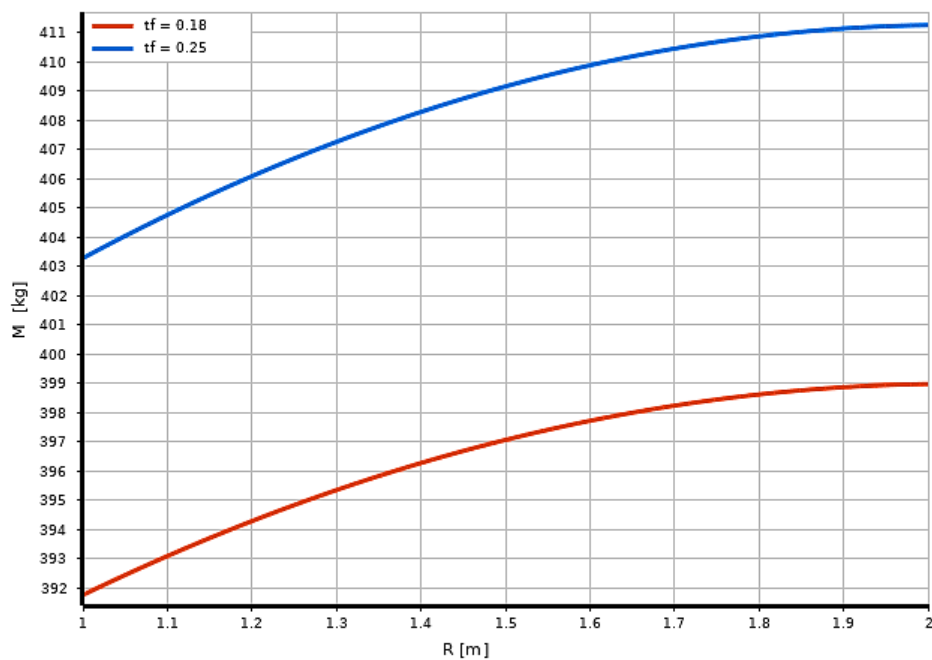
تحلیل مدل‌های جایگزین مربوط به پوسته کامپوزیتی شیشه - اپوکسی نشان می‌دهد که جرم کل کپسول با پارامترهای هندسی اصلی شامل قطر بزرگ، شعاع جانبی، قطر کوچک و طول کل کپسول رابطه مستقیم دارد. این رفتار مشابه با پوسته کربن - اپوکسی بوده و بیانگر نقش غالب ابعاد هندسی در تعیین جرم نهایی کپسول است.



شکل ۱۱. مدل جایگزین جرم کل بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف لایه کربن اپوکسی



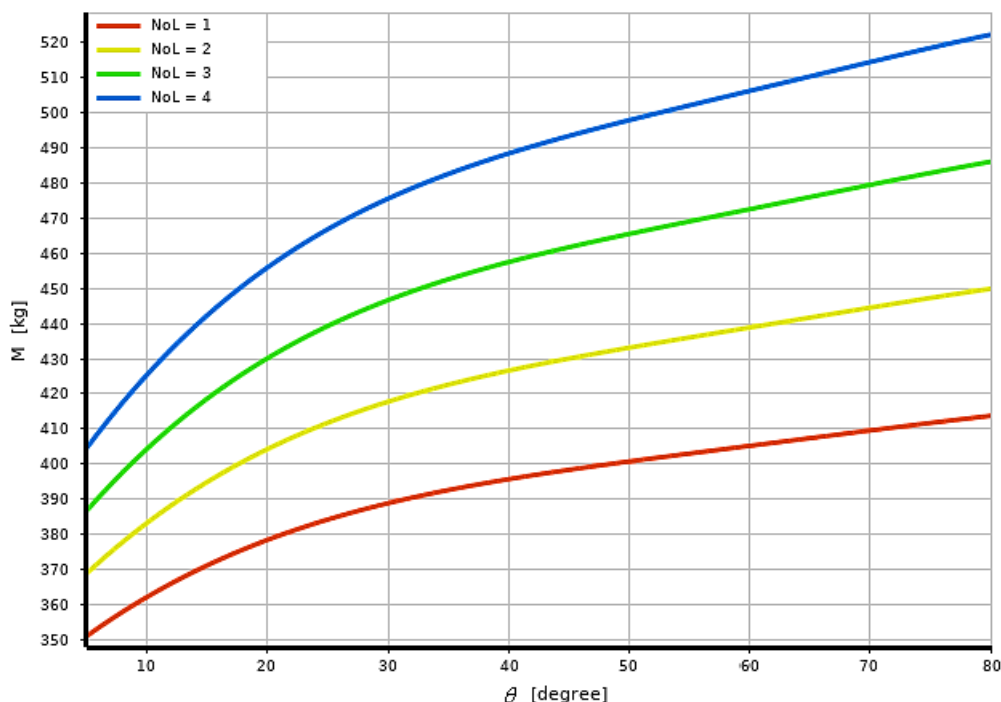
شکل ۱۲. مدل جایگزین جرم کل بر حسب زاویه نیم مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف کربن اپوکسی



شکل ۱۳. مدل جایگزین جرم کل بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف لایه شیشه اپوکسی

همچنین در شکل ۱۴، تأثیر زاویه نیم‌مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف کامپوزیتی بررسی شده است که نتایج حاکی از افزایش جرم با افزایش تعداد لایه‌ها است.

شکل ۱۳ مدل جایگزین جرم کل را بر حسب شعاع سپر حرارتی در ضخامت‌های مختلف لایه شیشه - اپوکسی نشان می‌دهد. همان گونه که انتظار می‌رود، افزایش ضخامت لایه کامپوزیتی منجر به افزایش جرم کل کپسول می‌شود.



شکل ۱۴. مدل جایگزین جرم کل بر حسب زاویه نیم مخروطی در تعداد لایه‌های مختلف شیشه اپوکسی

شمایل‌های نماینده انتخاب شده‌اند که هر یک بیانگر غالب شدن یک معیار طراحی خاص نظیر جرم، پایداری آیرودینامیکی، راندمان حجمی یا صلبیت سازه‌ای هستند.

این شمایل‌ها، امکان مقایسه مستقیم اثر تغییرات هندسه خارجی و لایه چینی پوسته را بر رفتار کلی کپسول فراهم می‌سازند. این شمایل‌ها در جدول ۷ به منظور بررسی حساسیت پاسخ‌های سازه‌ای، پروازی و حرارتی نسبت به تغییر اهداف طراحی انتخاب شده‌اند.

به‌طور کلی، نتایج این بخش نشان می‌دهد که اگرچه استفاده از مواد کامپوزیتی می‌تواند منجر به بهبود عملکرد سازه‌ای شود، اما افزایش ضخامت و تعداد لایه‌ها هزینه جرمی قابل توجهی به سیستم تحمیل می‌کند. از این رو، طراحی پوسته کپسول فضایی نیازمند برقراری مصالحه‌های طراحی میان الزامات سازه‌ای و محدودیت‌های جرمی است.

۳،۴ تأثیر پارامترهای هندسی و جنس سازه

شمایل مورد مطالعه در این پژوهش از نوع بلانت (کره - مخروطی) بوده و به‌طور گسترده در طراحی کپسول‌های فضایی بازگشتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. به منظور بررسی تأثیر پارامترهای هندسی و مشخصات جنس پوسته بر پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی، مجموعه‌ای از

جدول ۷. مشخصات شمایل‌های نماینده برای تحلیل پاسخ‌های سازه‌ای و عملکردی (در قیاس با کپسول بومی)

هدف	$\theta/2$ (Deg)	$D/2$ (mm)	$d/2$ (mm)	R (mm)	r (mm)	L (mm)	t_f (mm)	Nol	t_{net}	جنس	شمایل
min M	۴۲/۴۱	۷۸۵/۳۵	۳۳۱/۳۳	۱۷۱۶/۰۱	۴۷/۵۱	۱۰۲۶/۳۷	۰/۲۵	۲	۶	کربن اپوکسی	
max SM	۴۷/۵۷	۸۸۵/۹۱	۳۴۲/۷۰	۱۷۰۸/۹۳	۶۶/۱۲	۱۰۳۳/۴۴	-	-	۷	آلومینیوم	
min BC	۴۰/۷۸	۸۵۹/۶۰	۳۲۲/۲۹	۱۷۶۰/۶۰	۴۳/۱۳	۱۰۴۵/۶۵	۰/۲۵	۲	۶	کربن اپوکسی	
max η_v	۳۶/۹۸	۷۸۶/۳۷	۳۶۲/۷۳	۱۷۷۸/۶۹	۸۱/۳۸	۱۱۱۱/۷۳	۰/۲۵	۳	۹	شیشه اپوکسی	
max Vol	۴۹/۱۷	۹۲۲/۱۹	۲۶۱/۳۲	۱۷۳۹/۲۵	۳۳/۳۸	۱۱۹۴/۷۸	۰/۱۸	۴	۸/۶۴	شیشه اپوکسی	
min Def	۳۶/۸۴	۷۹۱/۸۲	۳۹۸/۶۰	۱۷۳۸/۶۴	۷۵/۹۱	۱۰۵۳/۸۶	۰/۲۵	۴	۱۲	کربن اپوکسی	
max f	۵۹/۴۸	۸۹۰/۷۹	۲۰۰/۳۵	۱۷۴۱/۷۲	۶۳/۴۴	۱۰۲۴۱/۳۴	۰/۲۵	۴	۱۲	کربن اپوکسی	
max LM	۲۷/۱۹	۸۹۲/۰۴	۲۸۶/۰۴	۱۷۳۵/۰۳	۴۸/۲۷	۱۴۶۱/۸	۰/۲۵	۴	۱۲	کربن اپوکسی	
نمونه تست پروازی	۲۵	۱۴۰۰	۷۰۰	۱۷۰۰	۲۰	۱۳۵۰	-	-	۵	آلومینیوم	

جدول ۸. مقایسه شاخص‌های سازه‌ای کپسول‌های بینه با جنس‌های مختلف

شمایل	کپسول آلومینیومی	کپسول شیشه-اپوکسی	کپسول کربن-اپوکسی
کپسول با هدف کمینه تغییر شکل (میلی‌متر)	۰/۹۳	۱/۵۸	۰/۶۲۵
کپسول با هدف بیشینه فرکانس (هرتز)	۵۹/۲۸	۶۶/۱۶	۱۲۲/۳۷
کپسول با هدف بیشینه مقاومت کمانشی	۱۳/۸۷	۸/۳۱	۱۵/۷۶



در این راستا، پاسخ‌های سازه‌ای کپسول شامل تغییر شکل سازه‌ای، فرکانس طبیعی و مقاومت کمانشی برای شمایل‌های مختلف مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که پارامترهایی نظیر زاویه نیم‌مخروطی، طول کل کپسول و شعاع سپر حرارتی، نقش تعیین‌کننده‌ای در صلبیت کلی سازه دارند. به طور خاص، افزایش زاویه نیم‌مخروطی و کاهش طول مؤثر پوسته، منجر به افزایش صلبیت کلی و کاهش تغییر شکل سازه‌ای می‌شود.

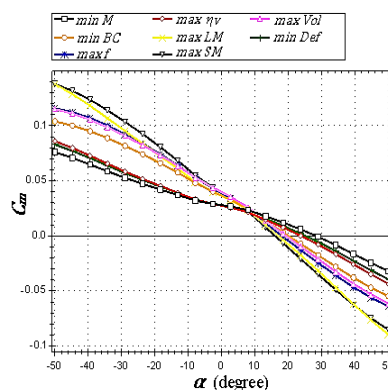
نتایج جدول ۷ نشان می‌دهد که مزیت کربن - اپوکسی صرفاً به کاهش تغییر شکل محدود نمی‌شود، بلکه صلبیت و پایداری سازه‌ای بالاتر آن نیز در پاسخ‌های کمانشی و دینامیکی منعکس می‌شود. از این رو، انتخاب کربن - اپوکسی برای طراحی‌های جرم-محور و صلبیت-محور می‌تواند عملکرد سازه‌ای مطلوب‌تری ایجاد کند، هرچند ملاحظات مربوط به هزینه و فرایند ساخت همچنان باید در انتخاب نهایی ماده لحاظ شوند. جدول ۸ به مقایسه شاخص‌های عملکرد سازه‌ای (شامل تغییر شکل، فرکانس و مقاومت کمانشی) ۳ کپسول بهینه سازه‌ای با اجناس مختلف می‌پردازد. ملاحظه می‌شود که ضمن رعایت قیود طراحی، کپسول کامپوزیتی کربن - اپوکسی قوی‌ترین عملکرد سازه‌ای در همه شاخص‌ها و کپسول کامپوزیتی شیشه - اپوکسی ضعیف‌ترین عملکرد سازه‌ای را از لحاظ تغییر شکل و کمانش دارد. از سوی دیگر، مشخصات پوسته کامپوزیتی،

شامل ضخامت لایه و تعداد لایه‌ها، تأثیر مستقیمی بر پاسخ‌های سازه‌ای دارند. افزایش تعداد لایه‌ها و ضخامت کل پوسته، اگرچه موجب افزایش جرم سازه می‌شود، اما به طور همزمان باعث کاهش تغییر شکل، افزایش فرکانس طبیعی اول و بهبود مقاومت کمانشی کپسول می‌گردد. این موضوع نشان‌دهنده وجود مصالحه طراحی میان الزامات سازه‌ای و محدودیت‌های جرمی

است که باید در مراحل اولیه طراحی مورد توجه قرار گیرد.

مقایسه جنس‌های مختلف پوسته نیز نشان می‌دهد که کامپوزیت کربن - اپوکسی، در مقایسه با شیشه - اپوکسی و آلومینیوم، عملکرد سازه‌ای بهتری از نظر صلبیت و فرکانس طبیعی ارائه می‌دهد، در حالی که شیشه - اپوکسی امکان دستیابی به راندمان حجمی بالاتر را فراهم می‌سازد. این نتایج بیانگر آن است که انتخاب جنس پوسته و نحوه لایه چینی، علاوه بر اثرگذاری بر پاسخ‌های سازه‌ای، به طور غیر مستقیم بر شاخص‌های عملکردی کپسول نیز تأثیرگذار است. در مجموع، پاسخ‌های سازه‌ای کپسول فضایی به شدت به ترکیب پارامترهای هندسی و مشخصات لایه چینی وابسته بوده و طراحی موفق مستلزم درک همزمان این اثرات و برقراری ملاحظات طراحی مهندسی میان آن‌ها است.

شکل ۱۵ نمودار پایداری طولی (ضریب گشتاور پیچ برحسب زاویه حمله) برای ۸ شمایل نماینده را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه شیب این نمودارها که نشان‌دهنده پایداری طولی کپسول است، منفی است، بنابراین هر ۸ شمایل کپسول دارای پایداری طولی استاتیکی هستند.

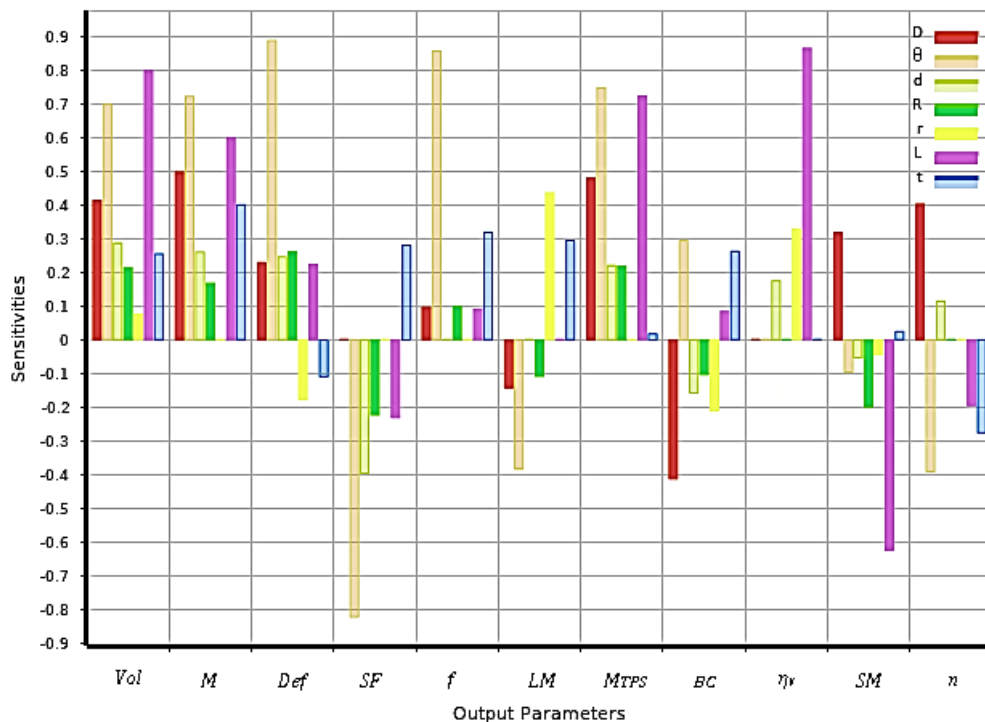


شکل ۱۵. نمودار پایداری طولی برای ۸ شمایل نماینده

۴,۴ تحلیل کمی حساسیت پاسخ‌ها نسبت به متغیرهای طراحی

به منظور تعیین میزان اهمیت نسبی متغیرهای طراحی و تکمیل تحلیل‌های پارامتریک، ضرایب حساسیت پاسخ‌های اصلی کپسول نسبت به متغیرهای طراحی محاسبه شده‌اند. ضرایب حساسیت در بازه -1 تا $+1$ قرار دارند؛ علامت مثبت بیانگر رابطه مستقیم و علامت منفی بیانگر رابطه معکوس میان متغیر طراحی و پاسخ مربوطه است. همچنین، قدر مطلق ضریب حساسیت بیانگر شدت اثرگذاری نسبی هر متغیر بر پاسخ مورد نظر است. از این رو، این تحلیل علاوه بر مشخص کردن جهت تغییرات، امکان شناسایی متغیرهای غالب برای هر یک از پاسخ‌های چندموضوعی را فراهم می‌کند.

مطابق شکل ۱۶، میزان اثرگذاری متغیرهای طراحی بر پاسخ‌های مختلف یکسان نیست و هر پاسخ تحت تأثیر مجموعه متفاوتی از متغیرهای طراحی قرار دارد. برای حجم داخلی، زاویه نیم‌مخروطی θ و طول کپسول L از متغیرهای اثرگذار محسوب می‌شوند، در حالی که برای جرم کل، قطر بزرگ D ، زاویه نیم‌مخروطی و طول کپسول نقش پررنگ‌تری دارند. در پاسخ تغییر شکل سازه‌ای نیز زاویه نیم‌مخروطی دارای یکی از بزرگ‌ترین ضرایب حساسیت است و نشان می‌دهد که تغییر هندسه مخروطی می‌تواند اثر قابل توجهی بر صلبیت کلی پوسته داشته باشد.



شکل ۱۶. ضرایب حساسیت پاسخ‌ها نسبت به متغیرهای طراحی هندسی و سازه‌ای

با زاویه نیم مخروطی رابطه معکوس دارند. در پاسخ‌های مرتبط با عملکرد حرارتی و آیرودینامیکی نیز ضرایب حساسیت نشان

در میان پاسخ‌های سازه‌ای، فرکانس طبیعی با زاویه نیم‌مخروطی رابطه مستقیم دارد، در حالی که مقاومت کمانشی و ضریب اطمینان استاتیکی

می‌دهند که تغییر متغیرهای هندسی می‌تواند به تغییر همزمان شرایط بارگذاری و رفتار پروازی منجر شود؛ بنابراین، متغیری که برای یک پاسخ دارای اثر غالب است، الزاماً برای سایر پاسخ‌ها متغیر غالب نیست.

نکته مهم دیگر آن است که هیچ‌یک از متغیرهای طراحی را نمی‌توان صرفاً بر اساس یک پاسخ حذف کرد؛ زیرا هر متغیر، هرچند ممکن است اثر محدودی بر یک پاسخ داشته باشد، در پاسخ‌های دیگر می‌تواند اثر قابل توجهی ایجاد کند. از این منظر، نتایج تحلیل حساسیت کمی، ضرورت در نظر گرفتن همزمان تمامی متغیرهای طراحی در تحلیل چندموضوعی کپسول را تأیید می‌کند و مبنای مناسبی برای تفسیر مصالحه‌های طراحی در بخش‌های بعدی فراهم می‌سازد.

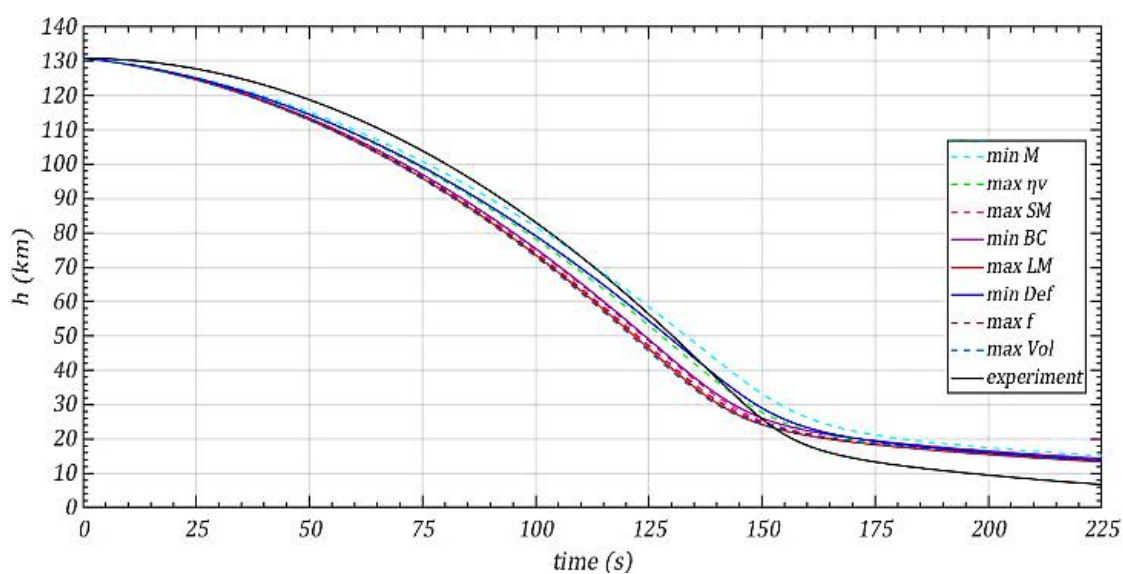
۵. تحلیل رفتار عملکردی (پروازی و حرارتی) شمایل‌های نماینده

در این بخش، رفتار عملکردی شامل پروازی و حرارتی مجموعه‌ای از شمایل‌های نماینده کپسول فضایی در فاز ورود به جو مورد بررسی قرار گرفته است. هدف از این تحلیل، ارزیابی تأثیر تفاوت‌های هندسی و سازه‌ای بر پاسخ‌های دینامیکی و حرارتی کپسول و استخراج ملاحظات طراحی

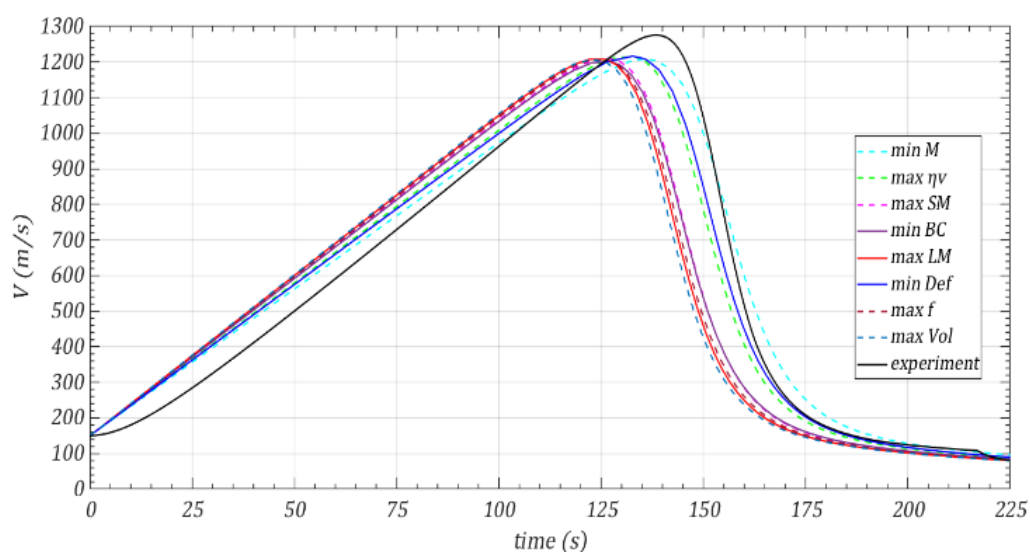
مهندسی مرتبط با فاز بحرانی بازگشت به جو است.

شکل ۱۷ تغییرات ارتفاع پروازی کپسول‌ها را در طول ۲۲۵ ثانیه از مرحله ورود به جو نشان می‌دهد. نتایج بیانگر آن است که شمایل‌هایی با جرم کمتر، زمان پرواز طولانی‌تری داشته و با نرخ نزول کمتری به سطح زمین نزدیک می‌شوند. در مقابل، شمایل‌هایی که دارای حجم داخلی یا ضریب بالستیک بالاتر هستند، با سرعت بیشتری افت ارتفاع را تجربه می‌کنند. این رفتار نشان می‌دهد که جرم و توزیع سطح مرجع نقش مهمی در مشخصات مسیر بازگشت ایفا می‌کنند. نتایج تست پروازی کپسول بومی نیز در این شکل و شکل‌های بعدی جهت قیاس گنجانده شده است.

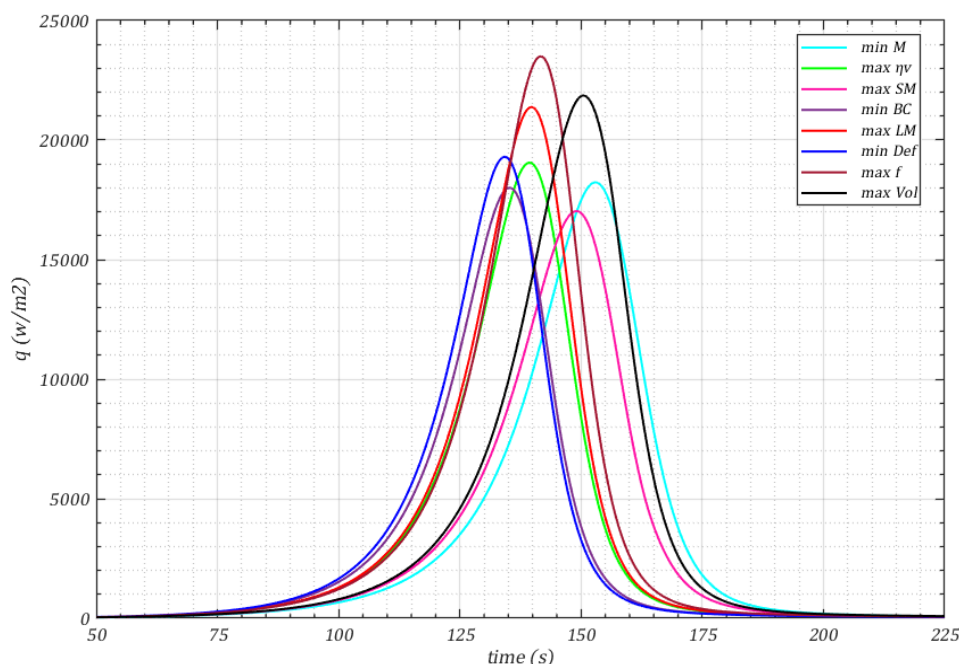
نمودارهای سرعت ارائه شده در شکل ۱۸ نشان می‌دهد که اگرچه حداکثر سرعت پروازی کپسول‌ها در محدوده‌ای مشابه قرار دارد، اما زمان وقوع این حداکثر سرعت برای شمایل‌های مختلف متفاوت است. کپسول‌هایی با جرم کمتر دیرتر به اوج سرعت می‌رسند، در حالی که شمایل‌هایی با حجم داخلی بیشتر یا زاویه نیم‌مخروطی بزرگ‌تر، زودتر وارد فاز سرعت بیشینه می‌شوند. این اختلاف زمانی می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر بارهای آیرودینامیکی و حرارتی وارد بر سازه داشته باشد.



شکل ۱۷. ارتفاع بر حسب زمان در مسیر بازگشت به جو



شکل ۱۸. نمودار سرعت بر حسب زمان در مسیر بازگشت به جو



شکل ۱۹. نمودار شار حرارتی نقطه سکون بر حسب زمان

۶. استخراج ملاحظات طراحی مهندسی

نتایج تحلیل پارامتریک پاسخ‌های سازه‌ای، جرمی، پروازی و حرارتی کپسول فضایی کامپوزیتی امکان استخراج مجموعه‌ای از ملاحظات طراحی مهندسی را فراهم می‌سازد که می‌تواند به عنوان راهنمایی عملی در مراحل اولیه طراحی مورد استفاده قرار گیرد. بررسی رفتار تغییر شکل سازه‌ای نشان می‌دهد که ضخامت پوسته و تعداد لایه‌های کامپوزیتی از مؤثرترین پارامترها در افزایش صلبیت سازه‌ای هستند، به طوری که افزایش این پارامترها موجب کاهش قابل توجه تغییر شکل کل می‌شود. با این حال، این بهبود عملکرد سازه‌ای همزمان با افزایش جرم کل کپسول همراه است که بیانگر وجود مصالحه‌های طراحی میان الزامات صلبیت سازه‌ای و محدودیت‌های وزنی مأموریت است.

نتایج تحلیل پارامتریک نشان داد که تغییر زاویه نیم‌مخروطی می‌تواند تغییر شکل سازه‌ای و

شکل ۱۹ تغییرات شار حرارتی نقطه سکون را

برای شمایل‌های مختلف نشان می‌دهد. نتایج حاکی از آن است که شمایل‌هایی با صلبیت سازه‌ای بالاتر و هندسه تهاجمی‌تر، شار حرارتی بیشتری را در نقطه سکون تجربه می‌کنند. در مقابل، شمایل‌هایی که دارای پایداری آیرودینامیکی بالاتری هستند، مقادیر کمتری از شار حرارتی بیشینه را نشان می‌دهند. این موضوع بیانگر ارتباط متقابل میان هندسه، رفتار پروازی و پاسخ حرارتی کپسول است.

به طور کلی، نتایج نشان می‌دهد که رفتار پروازی، حرارتی و سازه‌ای کپسول فضایی به شدت به ترکیب هندسه خارجی و ویژگی‌های پوسته وابسته است. این وابستگی متقابل، لزوم اتخاذ یک رویکرد تحلیلی جامع را در طراحی کپسول‌های فضایی برجسته می‌سازد. رویکردی که بتواند ملاحظات طراحی مهندسی ناشی از پاسخ‌های مختلف سیستم را به صورت همزمان در نظر بگیرد.

جرم کل کپسول را به طور قابل توجهی تحت تأثیر قرار دهد. شمایل‌هایی با زاویه نیم‌مخروطی بزرگ‌تر، در بسیاری از موارد منجر به کاهش تغییر شکل سازه‌ای شده‌اند، اما این امر می‌تواند افزایش سطح مؤثر و در نتیجه افزایش بار حرارتی جذب شده در نقطه سکون را به همراه داشته باشد. از این رو، انتخاب هندسه کپسول باید به گونه‌ای انجام شود که ضمن تأمین الزامات سازه‌ای، محدودیت‌های حرارتی فاز ورود به جو نیز رعایت گردد.

مقایسه مواد مختلف پوسته نشان می‌دهد که کامپوزیت کربن - اپوکسی به دلیل نسبت صلبیت به وزن بالاتر، عملکرد سازه‌ای مطلوب‌تری در کنترل تغییر شکل ارائه می‌دهد و گزینه‌ای مناسب برای شمایل‌های جرم-محور محسوب می‌شود. با این حال، حساسیت بالاتر پاسخ‌های سازه‌ای این ماده به پارامترهای طراحی و افزایش هزینه‌های ساخت، استفاده از آن را مستلزم دقت بیشتر در انتخاب مشخصات لایه چینی و فرایند طراحی می‌سازد. در مقابل، کامپوزیت شیشه - اپوکسی و آلومینیوم ۶۰۶۱ رفتار سازه‌ای پایدارتر اما با جرم بالاتر را نشان می‌دهند که می‌تواند برای مأموریت‌هایی با محدودیت‌های کمتر وزنی گزینه‌ای قابل قبول باشد.

بررسی نتایج مسیر پروازی و تغییرات سرعت نشان می‌دهد که جرم کپسول تأثیر مستقیمی بر رفتار دینامیکی ورود به جو دارد، به طوری که شمایل‌های سبک‌تر عموماً شتاب‌پذیری بیشتری را تجربه می‌کنند. از سوی دیگر، تحلیل شار حرارتی نقطه سکون بیانگر آن است که کاهش جرم یا افزایش صلبیت سازه‌ای لزوماً منجر به کاهش بار حرارتی نمی‌شود و انتخاب شمایل بهینه مستلزم ایجاد توازن مناسب میان پاسخ‌های

سازه‌ای، حرارتی و پروازی است. این نتایج بر ضرورت بررسی همزمان تمامی پاسخ‌های مهم سیستم در فرایند تصمیم‌گیری مهندسی تأکید می‌کند.

در مجموع، ملاحظات طراحی مهندسی استخراج شده در این پژوهش نشان می‌دهد که طراحی بهینه کپسول‌های فضایی کامپوزیتی فرایندی چند بعدی است که مستلزم درک دقیق اثر پارامترهای طراحی و مصالحه‌های طراحی میان الزامات مختلف مأموریت است. نتایج ارائه شده می‌تواند به عنوان مبنایی برای انتخاب اولیه هندسه، ماده پوسته و مشخصات لایه چینی مورد استفاده قرار گیرد و مسیر طراحی را پیش از ورود به مراحل تفصیلی، به صورت هدفمند هدایت کند.

تحلیل کمی پاسخ‌ها نشان داده است که افزایش ضخامت پوسته و تعداد لایه‌های کامپوزیتی تأثیر مستقیم و معناداری بر کاهش تغییر شکل سازه‌ای دارد؛ به طوری که در بازه بررسی شده، مقدار تغییر شکل بیشینه از حدود ۲-۲/۵ میلی‌متر در شمایل‌های نازک به کمتر از ۵/۰-۱ میلی‌متر در شمایل‌های تقویت شده کاهش یافته است که بیانگر کاهش‌هایی در حدود ۵۰ تا ۷۰ درصد است. این کاهش تغییر شکل، همان گونه که در سطوح جرم مشاهده می‌شود، با افزایش جرم کل کپسول همراه بوده و جرم سازه از مقادیر تقریبی ۳۶۰-۳۸۰ کیلوگرم به بیش از ۴۲۰-۴۸۰ کیلوگرم افزایش می‌یابد که میزان آن به نوع ماده (کربن/اپوکسی یا شیشه/اپوکسی) و آرایش لایه‌ها وابسته است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که تغییر پارامترهای هندسی نظیر زاویه نیم‌مخروطی و شعاع سپر حرارتی، ضمن اثرگذاری همزمان بر پاسخ‌های سازه‌ای و جرمی، موجب تغییرات قابل توجه در رفتار آیرودینامیکی و حرارتی کپسول





می‌شود. به گونه‌ای که اختلاف محسوسی در مقادیر بیشینه شار حرارتی نقطه سکون و سرعت ورود میان شمایل‌های مختلف قابل مشاهده است. این روندهای کمی بیانگر وجود مصالحه‌های طراحی آشکار میان کاهش تغییر شکل، کنترل جرم و عملکرد حرارتی - پروازی بوده و نشان می‌دهد که حتی تغییرات محدود در پارامترهای طراحی می‌تواند منجر به جابجایی قابل توجه پاسخ‌های مهم سیستم شود. در نتیجه، بهره‌گیری از مدل‌های جایگزین در چارچوب تحلیل و ارزیابی، ابزاری کارآمد برای شناسایی نواحی بهینه طراحی و پشتیبانی از تصمیم‌گیری مهندسی مبتنی بر داده فراهم می‌کند.

۷. نتیجه‌گیری

در این پژوهش، چارچوبی برای تحلیل و ارزیابی چندموضوعی یک کپسول بازگشتی کامپوزیتی با تمرکز بر اثر هندسه و جنس پوسته بر پاسخ‌های سازه‌ای، جرمی، پروازی و حرارتی ارائه شد. به منظور کاهش هزینه محاسباتی، مدل‌های جایگزین مبتنی بر روش کریجینگ برای پاسخ‌های سازه‌ای و جرمی توسعه داده شدند و رفتار کپسول در فضای طراحی مورد بررسی قرار گرفت.

نتایج تحلیل پارامتریک نشان داد که تغییر پارامترهای هندسی و مشخصات لایه چینی می‌تواند پاسخ سازه‌ای کپسول را به‌طور قابل توجهی تغییر دهد. در محدوده بررسی شده، تغییر شکل کپسول کربن-اپوکسی از حدود ۹ تا ۵۸ میلی‌متر متغیر بود و تغییر پارامترهای لایه چینی تا ۸۴ درصد کاهش تغییر شکل را به همراه داشت. همچنین، جرم کل کپسول در این محدوده بین حدود ۴۰۴ تا ۴۸۵ کیلوگرم قرار

گرفت. این نتایج نشان می‌دهد که انتخاب پیکربندی کامپوزیتی باید بر اساس توازن میان جرم و عملکرد سازه‌ای انجام شود.

مقایسه مواد نیز برتری کربن-اپوکسی را از نظر عملکرد سازه‌ای نشان داد. در شمایل‌های نماینده، مقدار تغییر شکل برای کربن-اپوکسی، شیشه-اپوکسی و آلومینیوم ۶۰۶۱ به ترتیب ۰/۶۲۵، ۱/۵۸۰ و ۰/۹۳۰ میلی‌متر به دست آمد. فرکانس طبیعی اول نیز برای این سه ماده به ترتیب ۱۲۲/۳۷، ۶۶/۱۶ و ۵۹/۲۸ هرتز بود. همچنین ضریب مقاومت کمانشی کربن-اپوکسی با مقدار ۵۹/۲۸، در مقایسه با شیشه-اپوکسی و آلومینیوم ۶۰۶۱، به ترتیب با مقادیر ۸/۳۱ و ۱۳/۸۷، مقدار بالاتری داشت. بنابراین، در محدوده طراحی مورد بررسی، کربن-اپوکسی از نظر صلبیت و مقاومت کمانشی عملکرد سازه‌ای مطلوب‌تری ارائه کرد.

از سوی دیگر، نتایج تحلیل مسیر و گرمایش نشان داد که تغییر شمایل و مشخصات جرمی کپسول بر شرایط ورود به جو و بار حرارتی اثرگذار است. بیشینه شار حرارتی نقطه سکون در شمایل‌های مورد بررسی در محدوده ۱۷ تا ۲۳/۵ kW/m^2 قرار گرفت. از این رو، انتخاب شمایل مناسب نمی‌تواند صرفاً بر اساس پاسخ سازه‌ای یا جرم انجام شود و پاسخ‌های حرارتی و پروازی نیز باید همزمان در تصمیم‌گیری طراحی لحاظ شوند. در مجموع، یافته‌های این پژوهش نشان می‌دهد که جنس پوسته و مشخصات لایه چینی کامپوزیت، در کنار هندسه کپسول، از عوامل تعیین‌کننده عملکرد چندموضوعی آن هستند. در میان مواد بررسی شده، کربن-اپوکسی مناسب‌ترین عملکرد سازه‌ای را نشان داد، در حالی که تغییر شمایل کپسول می‌تواند مصالحه

assessment,” *Journal of Aircraft*, vol. 39, no. 4, pp. 545-560, 2002.

- [11] K. K. Sairajan and P. S. Nair, “Design of low mass dimensionally stable composite base structure for a spacecraft,” *Composites Part B: Engineering*, vol. 42, no. 2, pp. 280-288, 2011.
- [12] A. Adami, M. Nosratollahi, M. Mortazavi, and M. Hosseini, “Multidisciplinary design optimization of a manned reentry mission considering trajectory and aerodynamic configuration,” in *Proceedings of the 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST2011)*, pp. 598-603, 2011.
- [13] M. Kumar, P. Garee, and S. Sundaram, “Carbon fiber reinforced plastic composite structural analysis on a reentry capsule heat shield,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 4, pp. 8200-8207, 2017.
- [14] K. N. V. Rao, P. K. Balguri, D. Govardhan, C. K. Vamsi, and M. Sravani, “Design and material optimization of an Orion re-entry aeroshell for higher structural performance,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 62, pp. 2730-2738, 2022.
- [15] M. Fathi Jegarkandi and M. Mojibi, “Reliability-based multidisciplinary design optimization under uncertainty for reusable flexible space launcher utilizing NSGA-II,” *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, vol. 40, no. 1, pp. 61-74, 2024.
- [16] P. Borwankar, R. K. Kapania, D. Inoyama, and T. Stoubos, “Integrated structural design optimization of space vehicles with multidisciplinary constraints,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 168, part D, 2026.
- [17] J. M. Zentner, *A design space exploration process for large-scale, multi-objective computer simulations*, Ph.D. dissertation, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 2006.
- [18] H. Naseh, H. Karimaei, and M. L. Fadafan, “An adaptive hybrid Kriging-RSM approach to enhance the surrogate-based MDO accuracy for re-entry bio-capsules,” *Advances in Space Research*, vol. 77, no. 2, pp. 2245-2269, 2026.
- [19] C. V. Reddy, P. R. Babu, R. Ramnarayanan, and D. Das, “Mechanical characterization of unidirectional carbon and glass/epoxy reinforced composites for high strength applications,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 4, no. 2, pp. 3166-3172, 2017.
- [20] H. Naseh, H. Karimaei, and M. L. Fadafan, “Convergence analysis of Pareto fronts in three-objective optimization of a bio-capsule design using relative hypervolume metric,” *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 14, no. 2, pp. 107-119, 2025.

میان الزامات سازه‌ای، جرمی و حرارتی را تغییر دهد. بر این اساس، نتایج به دست آمده می‌تواند مبنایی برای انتخاب اولیه ماده و شمایل پوسته در مرحله طراحی مفهومی کپسول‌های بازگشتی قرار گیرد. در ادامه، بررسی عدم قطعیت خواص کامپوزیت‌ها، محدودیت‌های ساخت و اثر تخریب حرارتی مواد می‌تواند به تکمیل این چارچوب کمک کند.

۸. مآخذ

- [1] D. R. Tenney, G. F. Sykes, and D. E. Bowles, “Composite materials for space structures,” in *Proceedings of the Third European Symposium on Spacecraft Materials in Space Environment*, NASA Langley Research Center, 1985.
- [2] K. Tserpes and I. Sioutis, “Advances in composite materials for space applications: A comprehensive literature review,” *Aerospace*, vol. 12, no. 3, p. 215, 2025.
- [3] M. M. Finckenor, “Materials for spacecraft,” NASA Technical Reports Server, 2018.
- [4] S. P. Rawal, “Composite materials for space structures: A review,” NASA Technical Reports Server, 1990.
- [5] M. May, G. D. Rupakula, and P. Matura, “Non-polymer matrix composite materials for space applications,” *Composites Part C: Open Access*, vol. 3, p. 100057, 2020.
- [6] T. W. Liu, J. Bai, and X. Zhang, “Thin-walled deployable composite structures: A review,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 146, p. 100985, 2024.
- [7] A. Lavin, G. Greco, and K. Shimada, “Finite element-based structural optimization of large system models under buckling constraints,” arXiv preprint arXiv:1602.04556, 2016.
- [8] A. F. C. Vieira, M. R. T. Filho, J. P. Eguea, and M. L. Ribeiro, “Optimization of structures and composite materials: A brief review,” *Eng*, vol. 5, no. 4, pp. 3192-3211, 2024.
- [9] C. I. Grastataro, T. A. Butler, B. G. Smith, and T. C. Thompson, “Development of a composite satellite structure for FORTE,” Los Alamos National Laboratory, Los Alamos, NM, LA-UR-95-1016, 1995.
- [10] C. E. Harris, J. H. Starnes Jr., and M. J. Shuart, “Design and manufacturing of aerospace composite structures, state-of-the-art

۹. پی‌نوشت‌ها

- ¹ Surrogate Models
- ² Ansys Workbench
- ³ Large Deflection
- ⁴ Free-Free

-
- ⁵ Latin Hypercube sampling
⁶ Relative Root Mean Square Error
⁷ System Coupling
⁸ OptiSlang

