

آشنایی با
سپرهای حرارتی باز آی ها



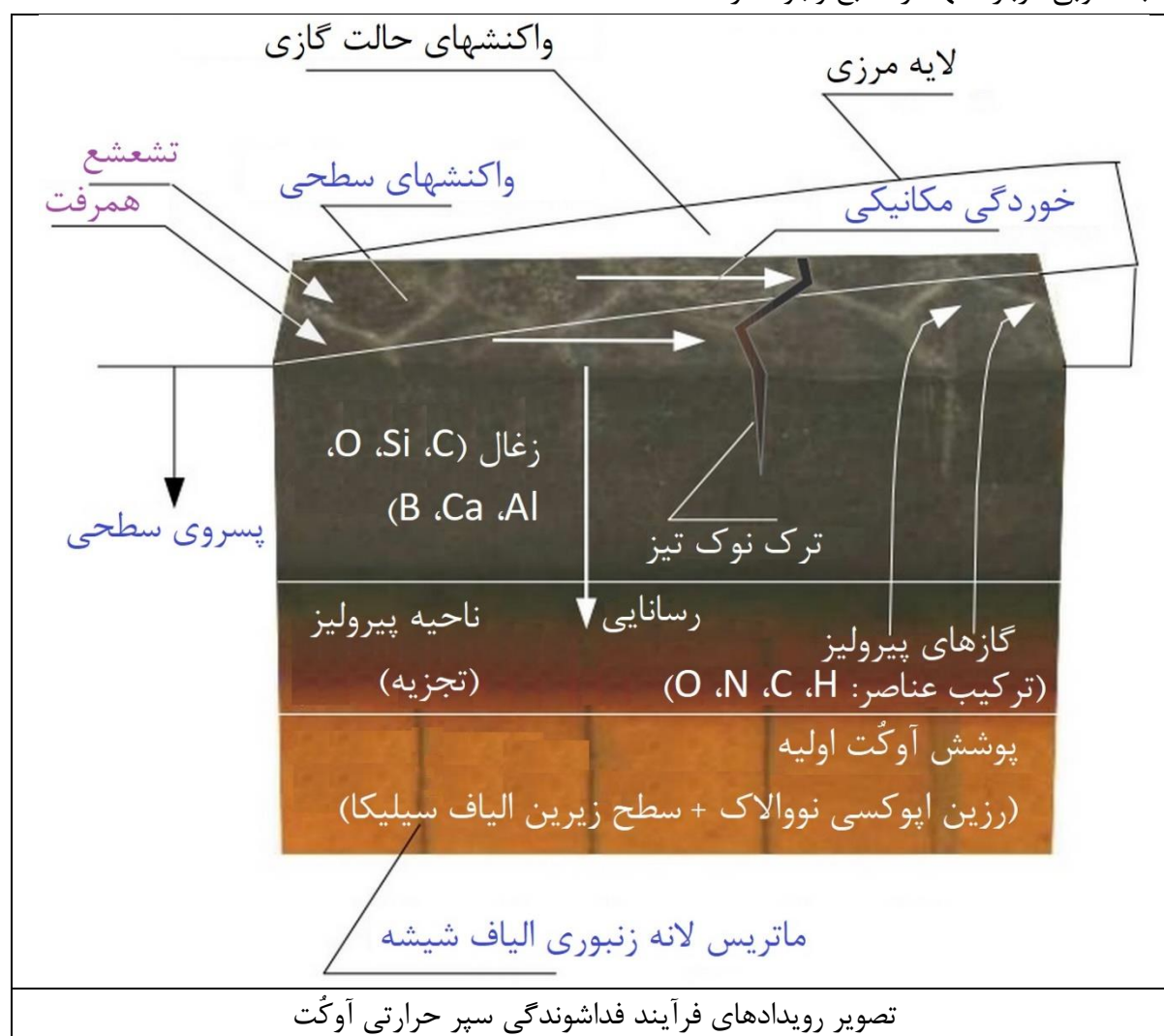
تدوین و تألیف: مریم محسنیان

فهرست مطالب

دییاجه	۳
مقدمه	۵
واژه شناسی، تعاریف و اصطلاحات	۵
ورود به جو	۲۳
پیشینه فناوری بازگشت به جو	۲۷
شکلهای وسیله بازآی	۳۳
شکلهای نامتقارن	۳۹
گرمایش ورود به جو	۴۰
انواع سامانه های محافظت حرارتی	۴۳
سیر تاریخی و نسلهای گوناگون فناوری سامانه های محافظت حرارتی	۶۱
وضعیت سنجی	۶۴
بررسی مقالات علمی و پژوهشی	۶۶
جمع بندی بررسی مقالات پنج سال اخیر	۷۳
بررسی ثبت اختراعات	۷۵
تحلیل محتوای مقالات با استفاده از نرم افزار VOSViewer	۸۱
تحلیل روندهای کمی به سمت آینده	۸۳
سپردهای حرارتی آینده	۸۵
مراجع	۸۷

دیاچه

در این کتاب، پژوهشی در حوزه فناوری سپرهای حرارتی بازآی های فضایی انجام شده است. در ابتدا، مفاهیم و ادبیات موضوع مورد بررسی قرار گرفته است. سیر تاریخی و نسلهای مختلف این فناوری ارایه شده و رویدادهای موثر بر توسعه فناوری مورد اشاره قرار گرفته است. سپس وضعیت محصولات سامانه های محافظت حرارتی در کشورهای مختلف جهان مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. انواع نمونه های خارجی به همراه کاربردهای آنها در اکتشافات فضایی مختلف، مورد مطالعه قرار گرفته است. سپرهای حرارتی با کاربردهای موشکی، اگرچه جزو تجهیزاتی هستند که دارای طبقه بندی نظامی بوده و رسماً اطلاعات اندکی درباره آنها از سوی سازندگان ارایه شده است، ولیکن به دلیل اشتراک کاربرد آنها در فعالیتهای پژوهشی فضانوردی گوناگون طی ۷۰ سال اخیر، و نیز انتشار برخی از مقالات و کتابها درباره آنها، عکسها، تصاویر، توضیحات و تحلیلهای نسبتاً خوبی درباره آنها در منابع وجود دارد.



سپس جایگاه این فناوری در اسناد راهبردی کشورهای مختلف مورد مطالعه قرار گرفته است. اگرچه اطلاعات اندکی در این زمینه وجود دارد، ولیکن از شواهد و کاربردهای سپرهای حرارتی در فعالیتهای فضانوردی سالهای گذشته تا کنون، می توان روند توسعه آنها در آینده را نیز پیش بینی نمود. محتوای مقالات پژوهشی در این حوزه با استفاده از نرم افزار VOSViewer مورد مطالعه متن-کاوی قرار گرفته و نتیجه آن ارایه شده است. نتایج تحلیلهای آینده پژوهی مقالات و ثبت اختراع های اخیر نیز ارایه شده است. در پایان نیز نمودار زمانی فناوری و قابلیت ترسیم شده است.



مقدمه

اساساً نخستین کاربرد فناوری سپرهای حرارتی به زمان پس از جنگ جهانی دوم و آغاز جنگ سرد میان دو ابرقدرت شرق و غرب برمی گردد. دو کشور درگیر در جنگ سرد یعنی ایالات متحده آمریکا و اتحاد جماهیر شوروی سوسیالیستی، از این فناوری برای توسعه موشکهای با برد متوسط و بلند و نیز موشکهای حامل فضاپیما بهره گرفته و با توجه به نقش چشمگیر و حیاتی آن در عملی شدن ماموریتهای فضایی و موشکی، پس از دوران جنگ سرد، توسعه این فناوری در دستور کار کشورهای پیشرفته قرار گرفت.

ابتدا سپرهای حرارتی جاذب گرما با ساختاری ساده توسعه داده شد تا به این ترتیب، ورود به جو سرجنگی یا محموله بازای موشک یا فضاپیما در فرآیند ورود به جو زمین یا دیگر سیارات، امکان پذیر شود. در گام بعدی، توسعه سپرهای حرارتی فداشونده با استفاده از موادی چون آزبست، سرامیک، سیلیکا، و کربن، که نوعاً با استفاده از رزینهای مقاوم به حرارت مانند فنولیک به کامپوزیتهای مناسبی تبدیل شده اند، در دستور کار قرار گرفت. این سپرهای حرارتی، ساختار نسبتاً ساده ولی عملکردی بسیار موثر و کارآمد داشتند و توسعه سرجنگیهای موشکهای بالستیک با برد بلند را امکان پذیر کردند. به تدریج این سپرهای حرارتی، توسعه یافته و به گونه هایی با کیفیت و خواص استحکامی و حرارتی بالاتر تبدیل شدند.

واژه شناسی، تعاریف و اصطلاحات

طی چندین دهه پس از دهه ۱۹۵۰، اصطلاحات مفصلی درباره مهندسی وسایل طراحی شده برای ورود به جوهای سیارات توسعه یافته است. توصیه می شود که خواننده، این مجموعه واژگان و تعاریف را پیش از مطالعه این سایر بخشهای این کتاب درباره ورود به جو، مطالعه کند.

هنگامی که ورود به جو بخشی از فرود یا بازیابی فضاپیما، به ویژه بر روی سیاره ای به جز زمین است، ورود به جو بخشی از فازی است که با عنوان ورود، نزول و فرود یا EDL شناخته می شود [۷]. هنگامی که ورود به جو به همان سیاره ای است که وسیله از آن پرتاب شده است، به این رویداد، بازگشت یا ورود مجدد گفته می شود (که تقریباً همواره درباره ورود به جو زمین به کار می رود).

موشک بالستیک ضد ناو هواپیمابر ماوراءصوتی چین
چین در یک نمایش نظامی در ۷۰ امین سالگرد پایان جنگ جهانی دوم، از
موشک بالستیک ضد ناو هواپیمابر خود با نام DF-21D رونمایی کرد.



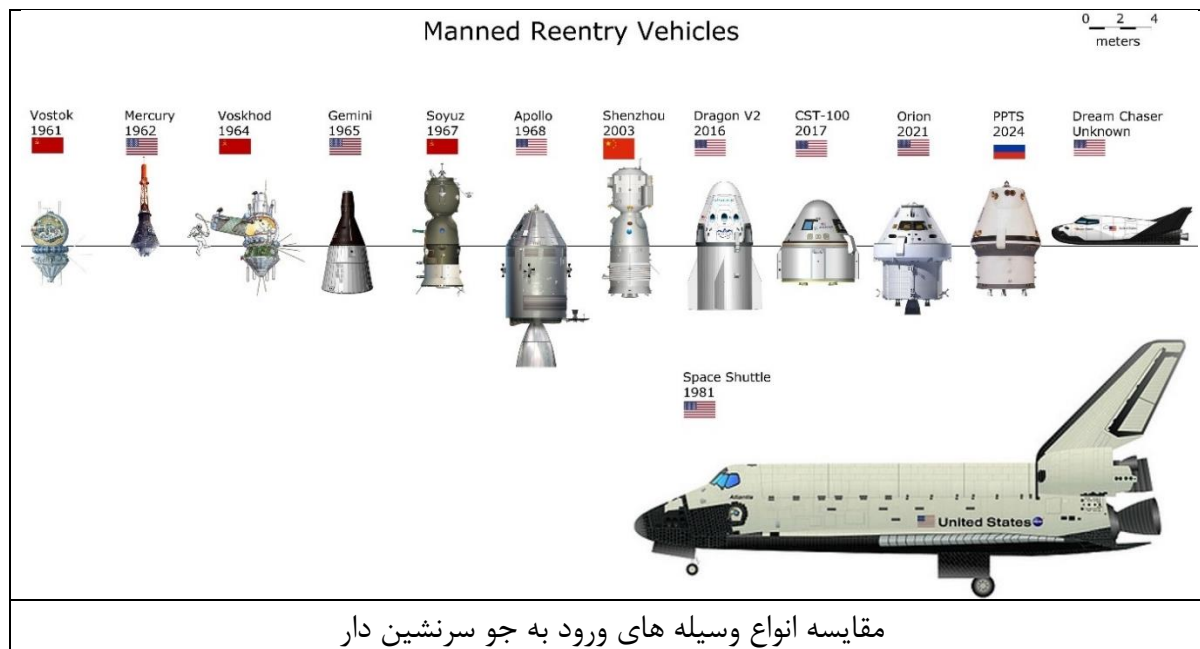
Sources: Global Security.org, U.S. Naval Institute

© GRAPHIC NEWS

اطلاع نگاشت مربوط به موشک بالستیک ضد ناو DF-21D چین و قابلیت مانور بازآی آن

هدف طراحی اصلی در ورود به جو یک فضاپیما، ائتلاف انرژی فضاپیما است که با سرعت ماوراءصوتی حرکت می کند و همچنان که وارد جو می شود، تجهیزات، بار و سرنشینهای آن ضمن کاهش سرعت، با سرعت صفر

به نزدیکی مقصد مشخصی فرود می آیند، در عین حال که تنشهای اعمالی به فضاپیما و سرنشینهای احتمالی در محدوده قابل قبولی باشد [۸]. این کار با استفاده از تجهیزات پیشرانشی یا آیرودینامیک (مشخصه های هندسی وسیله یا چتر) یا ترکیبی از این دو می تواند انجام شود.



بازگشت به جو	بازگشت به جوی که پیشتر از آن به سمت فضا پرتاب انجام شده است. عبارت بازآی نیز برای این منظور به کار می رود.
پایداری دینامیکی آیرودینامیکی	هنگامی پایداری دینامیکی آیرودینامیکی رخ می دهد که وسیله بتواند پس از آنکه از دچار اغتشاش شد، به شرایط پروازی پایدار خود باز گردد. وسیله ای که پایداری استاتیکی دارد اگر فاقد پایداری دینامیکی باشد می تواند همچنان ناپایدار باشد. پایداری دینامیکی، پیامدی از آیرودینامیک وسیله و خواص اینرسی آن است. بهترین روش تعیین پایداری دینامیکی، شبیه سازی شش درجه آزادی است که مبتنی بر داده های تونل باد یا داده های میدانهای آزمون بالستیک به دست آمده باشد.
پوسته آیرودینامیک	سازه بیرونی هر وسیله ورود به جوی که شکل آیرودینامیک آن را تعیین می کند.
ترمزگیری هوایی	هنگامی که مولکولهای آزاد جو بالای یک سیاره برای تغییر شکل مدار یک فضاپیما به کار می رود. گرمایش ناشی از ترمزگیری هوایی معمولاً ناچیز بوده و لذا نیازی به محافظت حرارتی خاصی ندارد. عبارت ترمزگیری هوایی غالباً توسط افراد خارج از صنعت هوافضا به طور نادرست به کار گرفته می شود.
دالان ورود به جو	محدوده زاویه ای میان زوایای مسیرهای پروازی تندتر و کندتر.

زاویه چرخ آیرودینامیک	زاویه پیرامون محور اصلی وسیله حامل بین صفحه حاوی بردار برآ و محور بدنه عمود بر محور اصلی.
زاویه حمله	زاویه میان محور اصلی وسیله ورود به جو (محور تقارن) و بردار سرعت جریان آزاد. دو نوع زاویه حمله وجود دارد.
زاویه ورود، زاویه مسیر پرواز، یا زاویه سرعت	نامهای گوناگون برای زاویه بردار سرعت نسبت به افق محلی محسوب می شود. زاویه ورود، نوعاً با متغیر گاما نشان داده می شود. دو نوع گاما وجود دارد؛ گاما نسبت به جو و گاما نسبت به فضای اینرسی. اگر تفاوتی میان آنها وجود نداشته باشد، فرض می شود که گاما، سرعت و آزمون، نسبت به جو هستند.
شبیه سازی مسیر پروازی سه درجه آزادی	شبیه سازی مسیر پروازی مبتنی بر دستگاه مختصات سه بعدی، یعنی X ، Y و Z و محاسبه سرعتهای مربوطه. شبیه سازی سه درجه آزادی، مسیر پروازی مرکز جرم وسیله بازآی را مدلسازی می کند. زاویه حمله کل جزو پارامترهای ورودی است که کاربر وارد می کند.
شبیه سازی مسیر پروازی شش درجه آزادی	شبیه سازی شش درجه آزادی با مدلی از وضعیت وسیله پرنده مبتنی بر زوایای فراز، سمت و چرخ در راستای زوایای اویلر تکمیل می شود. شبیه سازی شش درجه آزادی، شامل زوایایی چون زاویه حمله است (موقعیت مرکز ثقل، وضعیت سطح کنترل و سطح مقطع راداری جزو پارامترهای ورودی هستند). شبیه سازی شش درجه آزادی وسیله ورود به جو ماوراءصوتی بسیار پیچیده تر از شبیه سازی شش درجه آزادی کلاسیک هواپیمای کم-سرعت و کم-ارتفاع است، زیرا جو را نمی توان در فضای اینرسی بر روی زمین تخت، ثابت فرض کرد.
ضریب بالستیک	برای هر وسیله ورود به جوی، ضریب بالستیک برابر است با جرم وسیله تقسیم بر حاصل ضرب مساحت آیرودینامیک در ضریب پسای آن. این تعریف نوعاً توسط ناسا به کار می رود. برای سرجنگی ها و بازآی ها، ضریب بالستیک برابر است با وزن وسیله تقسیم بر حاصل ضرب مساحت آیرودینامیک در ضریب پسای آن. این تعریف نوعاً توسط نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا به کار می رود. در برخی از منابع، تعریف ضریب بالستیک به صورت معکوس انجام شده است. ضریب بالستیک نوعاً با متغیر بتا نمایش داده می شود.
فشار دینامیک	برابر است با نصف چگالی محلی جو ضرب در مربع سرعت نسبی جو. فشار دینامیک نوعاً با q نمایش داده می شود.
ماده چسبی سطح چسبی	نوعاً چسب RTV-560 (چسب های ولکانیزه در دمای اتاق که در ابتدا توسط شرکت جنرال الکتریک برای کاربرد بر روی بازآی ها توسعه داده شد). بیشینه دمای مجاز ماده سطح چسبی برابر با ۲۵۰ درجه سانتیگراد است.
مسیر پروازی تندتر	مسیر پروازی با بردار برآ به سمت پایین (بردار برآ به سمت زمین)

مسیر پروازی با بردار برآ به سمت بالا (بردار برآ به سمت محور عمود بر سطح زمین)	مسیر پروازی کندتر
انتقال از خلاء فضا به جو هر سیاره یا جسم آسمانی. این عبارت برای فرود بر اجسامی که جو ندارند (مانند ماه) به کار نمی رود.	ورود به جو
نسبت شعاع دماغه کره-مخروط تقسیم بر شعاع قاعده. اغلب وسیله های ورود به جو بین سیاره ای آمریکایی و نیز سرجنگی Mk-6 دارای نسبت گردی نوک برابر با 1:2 هستند. سرجنگی Mk-6 دارای زاویه نیم راس مخروط ۱۲.۵ درجه است. سرجنگی بازآی Mk-6 توسط موشک بالستیک قاره پیمای تیتان دو شلیک شده و حاوی بزرگترین محموله هسته ای همه سرجنگی ها، یعنی W-53 است. بازآی Mk-6 به عنوان پدربزرگ طراحی تقریباً همه وسیله های ورود به جو بین سیاره ای آمریکایی از قبیل پیشگام ناهید، کاوشگر گالیله و غیره محسوب می شود.	نسبت گردی نوک
هنگامی که وسیله ورود به جو تنها دارای پسا بوده و هیچ برآی ظاهری ندارد. وسیله ورود به جو متقارن محوری هیچ برآی ظاهری ندارد اگر متوسط تغییرات زاویه حمله آن بر حسب زمان برابر با صفر باشد یعنی تغییرات سینوس زاویه حمله آن بر حسب زمان برابر با صفر می باشد.	ورود به جو بالستیک
فرآیند ورود وسیله از مدار یک سیاره به سطح آن. این فرآیند شامل باز شدن چترها (در مرحله نزول) و فرود بر سطح سیاره با استفاده از موتورهای ترمزی، کیسه های هوا و غیره است.	ورود، نزول و فرود
نوعاً یک وسیله غیرنظامی که از فضای نزدیک به خلاء به سمت جو یک سیاره حرکت می کند. وسیله ورود به جو توسط سازمان فضا و هوانوردی ملی (ناسا) و سازمانهای فضایی غیرنظامی برای مقاصد کاوشهای فضایی به کار می رود.	وسيله ورود به جو
معادله شکل بسته نسبتاً فشرده ای که برای مدل کردن شار حرارتی همرفتی و کاتالیتیک در نقطه سکون یک پوسته آیرودینامیک به کار می رود. رابطه فای-ریدل تا حد چشمگیری دقیق بوده و برای صحنه گذاری راه حل های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) مدرن به کار می رود.	رابطه فای- ریدل
گازی است که به قدری رقیق است که می توان آن را به عنوان مجموعه ای از ذرات ریز مدل کرد. انتقال از گاز مولکولی آزاد به گاز پیوسته را می توان با استفاده از عدد کنودسن آن تعیین کرد. اگر چگالی جو به قدری رقیق باشد که تاثیر چشمگیری بر مسیر پروازی آن نگذارد، مسیر پروازی وسیله ورود به جو به نام مسیر کپلری شناخته می شود.	گاز مولکولی آزاد
نصف زاویه تشکیل شده توسط کره-مخروط، یا زاویه از محور تقارن کره-مخروط به یال آن. زاویه نیم راس بازآی های مدرن نوعاً برابر با حدود ۱۱ درجه است. زاویه نیم-راس مخروط برای وسیله ورود به جو غیرنظامی نوعاً برابر با ۴۵ یا بیشتر است اما هیچگاه بیشتر از ۷۰ درجه نیست.	زاویه نیم- راس

پالس حرارتی	بازه ای از مسیر پروازی که طی آن شار حرارتی از مقداری ناچیز به مقدار بیشینه خود رسیده و سپس به مقدار کمتری کاهش می یابد. چنانچه تابع پالس حرارتی برحسب زمان ترسیم شود، منحنی زنگوله ای شکل دارد. پالس حرارتی برای مسیریاب مریخ حدود ۱۰۰ ثانیه به طول کشید. برای کاوشگر گالیله، پالس حرارتی حدود ۷۰ ثانیه به طول انجامید.
شار حرارتی	توان حرارتی بر واحد سطح تجربه شده توسط سامانه سپر حرارتی. واحد ترجیحی مدرن برای شار حرارتی برابر است با وات بر سانتیمتر مربع. کل شار حرارتی تجربه شده توسط یک جسم آیرودینامیک در ورود به جو ماوراءصوتی می تواند تا سه مولفه داشته باشد:
شار حرارتی همرفتی	گرمایی که از گاز لایه شوک داغ به صورت همرفتی به جداره سردتر پوسته آیرودینامیک منتقل می شود.
شار حرارتی کاتالیتیک	این شار توسط گونه های گاز تجزیه شده در گاز لایه شوک تولید می شود که مجدداً به مولکولهای با واکنش-پذیری کمتر بر روی پوسته آیرودینامیک ترکیب می شود و به این ترتیب گرما آزاد می کند.
شار حرارتی تشعشعی	از نور شدیدی که از لایه شوک که به دلیل عبور از موج شوک، در وضعیت غیرتعادلی شیمیایی قرار دارد، تابش می شود. به عنوان تابعی از زمان از ورود به جو، شار حرارتی تشعشعی معمولاً پیش از شار حرارتی همرفتی به مقدار اوج خود می رسد (این موضوع می توان به عنوان یک آزمون ساده برای اعتبارسنجی مدل گرمایش به کار رود).
بار حرارتی	شار حرارتی انتگرال گیری شده برحسب زمان. واحد ترجیحی کنونی برای بار حرارتی عبارت است از ژول بر سانتیمتر مربع.
رسوخ حرارتی	جزیی از بار حرارتی که به سامانه حفاظت حرارتی نفوذ کرده و وارد سازه وسیله ورود به جو می شود.
ماوراءصوتی	هنگامی که وسیله ورود به جو، بازآی، یا سرجنگی، سرعت جریان آزاد فراصوتی دارد که موج شوکی تولید می کند که گاز جو را دچار تجزیه شیمیایی می کند، مثلاً مولکول نیتروژن به اتم نیتروژن شکسته می شود. عبارت ماوراءصوتی معنای خاصی نیز دارد که به مهندسی وسایلی گفته می شود که در سرعت ماوراءصوت سر می خورند.
واحد اندازه گیری اینرسی (IMU)	برای اندازه گیری شتاب و راستای وسیله نسبت به فضای اینرسی به کار می رود. شرکت دلكو (سازنده شمع جرقه زن خودرو) یکی از نخستین توسعه دهندگان IMU برای موشکهای بالستیک قاره پیما بوده است.
ورود به جو همراه با برآ	هنگامی رخ می دهد که وسیله ورود به جو دارای برآ و پسا باشد. وسیله های سرنشین دار آمریکایی و روسی از ورود به جو همراه با برآ برای کاهش بار شتاب منفی اعمالی به نفرات در بهبود برد عمود بر راستای پروازی بهره گرفته اند.
نسبت برآ به پسا	نسبت ضریب برآ تقسیم بر ضریب پسا. نسبت برآ به پسای وسیله ورود به جو در ورود بالستیکی طبق تعریف برابر با صفر است. هندسه طراحی شده وسیله ورود به جو غالباً

	پیامدی از الزام نسبت برآ به پسا است. نسبت برآ به پسا در طراحی وسیله ورود به جو سرنشین دار بسیار مهم است زیرا بیشینه شتاب منفی، تابعی از نسبت برآ به پسا است، برای مثال، مدول فرماندهی آپولو نمی تواند برای ورود به جو به مریخ به کار رود زیرا از آنجا که مدول فرماندهی آپولو دارای نسبت برآ به پسای بسیار اندکی است، بیشینه شتاب منفی آن مقدار بسیار بزرگی خواهد شد.
عدد ماخ	عدد بی بعدی است که از نسبت سرعت نسبی جریان آزاد شیء تقسیم بر سرعت صوت جریان آزاد محیطی که در آن حرکت می کند به دست می آید. سرعت صوت متناسب با ریشه مربعی دمای مطلق گاز است. گاز بسیار داغی که در سرعتی بالا به شیئی برخورد می کند ممکن است عدد ماخ نسبتاً پایینی داشته باشد. برای مثال، گاز خروجی از یک برش پلاسمای تجاری در سرعت مداری (۷.۸ کیلومتر بر ثانیه) می تواند عدد ماخ کمتر از سه داشته باشد. وسیله ورود به جو، احتمالاً ماوراءصوتی است اگر عدد ماخ آن بیشتر از شش باشد و قطعاً ماوراء صوتی است اگر عدد ماخ بزرگتر از نه باشد (ماوراءصوتی بودن بستگی به این دارد که آیا لایه شوک تحت تجزیه شیمیایی قرار می گیرد یا نه).
تئوری ضربه نیوتونی	روشی برای مدلسازی آیرودینامیک وسیله های ورود به جو نوک-گرد در اعداد ماخی که به طور معمول، ماوراءصوتی هستند. تئوری ضربه نیوتونی، وجود موج شوک را فرض کرده و از اثرات ویکوزیته چشم پوشی می کند (تئوری ضربه نیوتونی را نباید با ویسکوزیته نیوتونی اشتباه گرفت). تئوری ضربه نیوتونی، راه حل های شکل بسته ای را برای هندسه های پوسته آیرودینامیک ساده فراهم می کند و پیش از توسعه دینامیک سیالات محاسباتی، روش مدلسازی ترجیحی محسوب می شد. تئوری ضربه نیوتونی هنوز برای اولیه وسیله های ورود به جو بسیار سودمند است.
خط قالب بیرونی	سطح بیرونی پوسته آیرودینامیک
زاویه مسیر پروازی تند	بیشینه زاویه ورود به جو مجاز برای وسیله ورود به جو.
سامانه کنترل واکنش	سامانه ای از تراسترهای راکت کوچک که راستای فضاپیما را نسبت به دستگاه مرجع اینرسی تغییر می دهد.
وسيله برگشت پذیر (بازآی یا RV)	سرجنگی حمل شده توسط موشک بالستیک قاره پیمای نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا یا ارتش سایر کشورها. به سرجنگی حمل شده توسط موشک بالستیک زیردریایی-پرتاب نیروی دریایی ایالات متحده آمریکا، جسم برگشت پذیر یا RB گفته می شود. هر دو RV و RB می توانند به لحاظ تئوری یکسان باشند، ولی هرگز این گونه نیست (نیروی هوایی و نیروی دریایی ایالات متحده، هرگز از طراحیهای یکسانی بهره نمی گیرند). محفظه درون RB یا RV حاوی محموله نظامی (محموله هسته ای حرارتی) است که به آن «محفظه بمب» یا «محموله فیزیکی» گفته می شود.

لایه شوک	لایه گاز فرآوری شده توسط موج شوک ماوراءصوتی که مابین موج شوک و پوسته آیرودینامیک قرار گرفته است.
زاویه لغزش جانبی	استفاده شده با شکل متداول زاویه حمله (به کار رفته با هواپیماها). در حالی که فراز، چرخ و سمت نسبت به افق هستند، زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی نسبت به راستای باد محلی یا بردار سرعت هستند. زاویه لغزش جانبی در صفحه عمود بر صفحه فراز قرار دارد، ولیکن لزوماً در صفحه سمت قرار ندارد. زاویه لغزش جانبی، غالباً با بتا نمایش داده می شود.
ورقه ورقه شدن	اگر ورقه ورقه شدن رخ دهد، شکست سامانه محافظت حرارتی تشدید می شود. ورقه ورقه شدن هنگامی رخ می دهد که تکه های ماده محافظ حرارتی، از جداره بیرونی آن پاره شده و جدا شود. اگر فشار دینامیک بیشینه از مقدار مجاز فراتر رود، این پدیده می تواند رخ دهد.
کره-مخروط	پوسته آیرودینامیک مخروطی با دماغه کروی. سطوح بیرونی در راستای خط تماس (حلقه) واسط دماغه کروی به مخروط، بر یکدیگر مماس اند.
نقطه سکون	ناحیه جریان ساکن بر روی لبه پیشروی پوسته آیرودینامیک (همچنین بر روی سطح وسیله، دست کم یک نقطه سکون وجود دارد). برای یک هندسه کره-مخروط در ورود به جو بالستیک، نقطه سکون اصلی بر روی سطح بیرونی دماغه کروی است که با محور تقارن کره-مخروط تقاطع پیدا کرده است. برای پوسته آیرودینامیکی که ناشی از شار حرارتی عمدتاً همرفتی از جریان آرام، تحت گرمایش ماوراءصوتی قرار گرفته، نقطه سکون، همواره داغ ترین نقطه بر روی جداره بیرونی وسیله ورود به جو است. از اینرو طراحی محافظه کارانه برای سامانه محافظت حرارتی معمولاً مبتنی بر شرایط نقطه سکون می باشد. اگرچه، برای شار حرارتی عمدتاً تشعشعی یا جریان آشفته، نقطه سکون ممکن است داغ ترین نقطه بر روی وسیله ورود به جو نباشد (این وضعیت ممکن است هنگام بازگشت پرسرعت از ماه یا مریخ رخ داده و مدلسازی آن دشوار است)
پایداری آیرودینامیکی استاتیکی	هنگامی رخ می دهد که مرکز ثقل جلوتر از مرکز آیرودینامیکی قرار گرفته باشد.
کلاه فروصوتی	ناحیه گاز دما بالا در نزدیکی نقطه سکون که در آن جریان موضعی، فروصوتی است.
سامانه محافظت حرارتی	سامانه ورود به جو یا ماده به کار رفته برای محافظت از محموله پوسته آیرودینامیک از گرمایش ناشی از ورود ماوراءصوتی به جو. لایه بیرونی ماده روی پوسته آیرودینامیک، ماده محافظ حرارتی یا لایه محافظ حرارتی نیز نامیده می شود. یک ماده محافظ حرارتی معروف، تفلون است که در ابتدا توسط شرکت دوپونت توسعه داده شد و بر روی سرجنگی های بازآی به کار گرفته شد.

زاویه حمله کل	نوع کمتر متداولی از زاویه حمله که نوعاً برای وسیله های ورود به جو و موشکها به کار می رود و محدود به صفحه فراز نیست. زاویه حمله کل، گاهی زاویه حمله برآیند نیز نامیده می شود.
شکست سامانه محافظت حرارتی	هنگامی رخ می دهد که دمای ماده متصل کننده (چسب) لایه محافظ حرارتی از بیشینه دمای مجاز ماده متصل کننده (چسب) فراتر رود.
سامانه محافظت حرارتی (یکپارچه)	سامانه محافظت حرارتی، یکپارچه است اگر از یک ورقه ماده ساخته شده باشد، مانند فوم سیلیکا یا چوب بالسای غنی شده با رزین. نوع دیگر سامانه محافظت حرارتی یکپارچه، مبتنی بر موزائیکها است، مشابه آنچه که در شاتل فضایی یا کاوشگر هویگنس به کار رفته است. روش محافظت حرارتی که گاهی «یکپارچه» نامیده می شود، یک لانه زنبوری از ماده کامپوزیتی است که هر سلول آن با ماده محافظ حرارتی فداشونده که از رزین آمیخته با گرد کُرک (چوب پنبه) و مواد دیگر، تزریق شده است (این نمونه ای از کاربرد نادرست واژه «یکپارچه» است). تولید سامانه محافظت حرارتی مبتنی بر لانه زنبوری معمولاً بسیار گران قیمت بوده و می تواند در هر یک از سلولهای آن، حفره هایی به وجود آید (این موضوع مستلزم روشهای گران قیمت تزریق است).
زاویه حمله پایدار	زاویه حمله ای است که در آن، گشتاور فراز هواپیما یا وسیله ورود به جو، برابر با صفر باشد.
زاویه مسیر پروازی کندتر	کمینه زاویه ورود به جو مجاز برای وسیله ورود به جو.

موشک بالستیک ترایدنت - بازدارندگی هسته ای بریتانیا

موشک ترایدنت ۲؛ طول: ۴۵.۸ فوت (۱۴ متر)، برد: ۶۵۰۰ مایل دریایی (۱۲۰۰۰ کیلومتر)، وزن پرتاب: ۱۲۸۰۰۰ پوند (۵۸۰۶۰ کیلوگرم)، سرعت سرچنگی: ۱۷۰۰۰ مایل بر ساعت (۲۷۴۰۰ کیلومتر بر ساعت یا ۷۶۰۰ متر بر ثانیه)

پرواز مرگبار موشک بالستیک ترایدنت

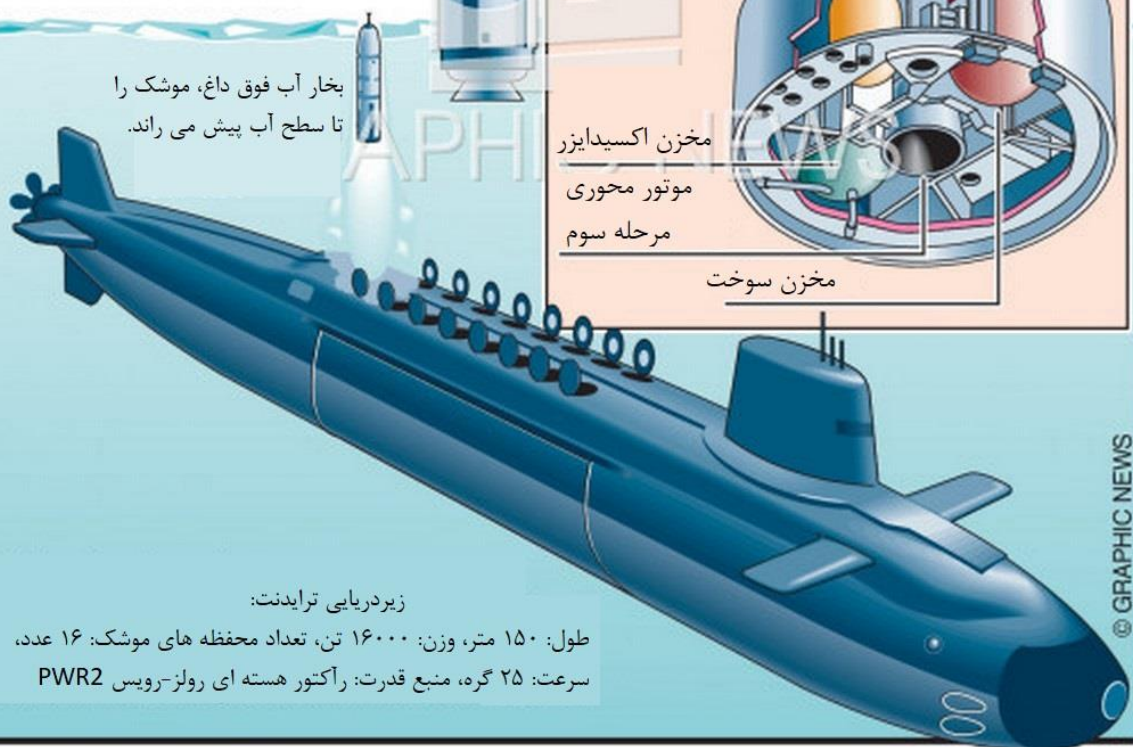
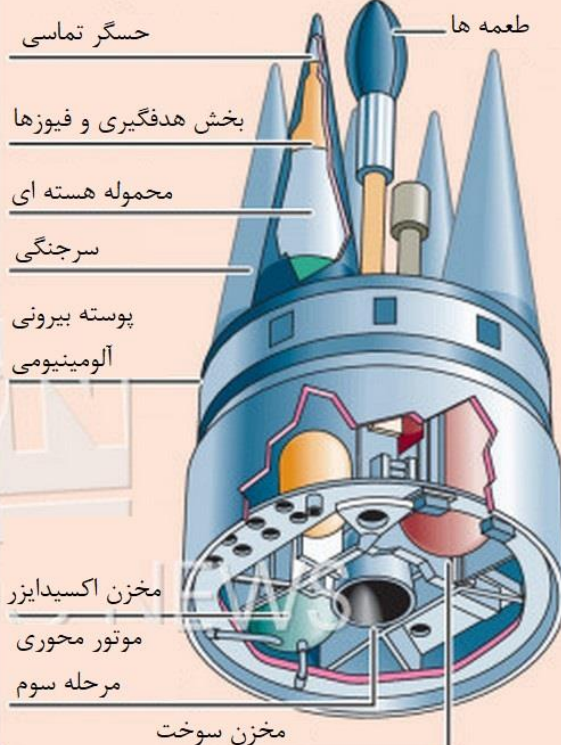
مرحله ۳: در ارتفاع ۸۹ کیلومتری بر فراز زمین، مرحله سوم روشن می شود و موشک را از جو خارج می کند. به فاصله زمانی کمتر از دو دقیقه پس از پرتاب، سرچنگی ها از حدود ۹۶۵ کیلومتری شلیک می شوند.

مرحله ۲: پس از یک دقیقه، موتور مرحله اول جدا شده و موتور مرحله دوم روشن می شود.

مرحله ۱: با فاصله گرفتن موشک از سطح آب، موتور مرحله اول روشن می شود. موشک در مدت کمتر از ۳۰ ثانیه به سرعت ۴۴۲۵ کیلومتر بر ساعت می رسد.

بخار آب فوق داغ، موشک را تا سطح آب پیش می راند.

موشک ترایدنت ۲ تا ۸ سرچنگی را حمل می کند که هرکدام معادل ۴۷۵ هزار تن تی ان تی قدرت دارد.



زیردریایی ترایدنت:

طول: ۱۵۰ متر، وزن: ۱۶۰۰۰ تن، تعداد محفظه های موشک: ۱۶ عدد، سرعت: ۲۵ گره، منبع قدرت: راکتور هسته ای رولز-رویس PWR2

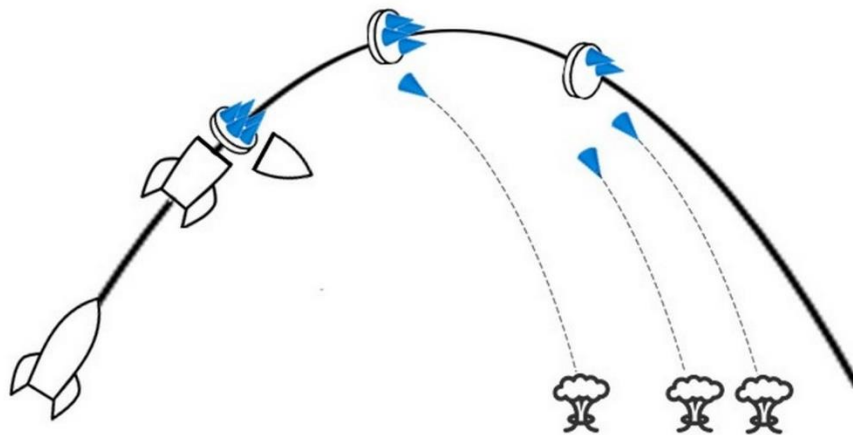
© GRAPHIC NEWS

اطلاع نگاشت مربوط به موشک بالستیک ضدناو DF-21D چین و قابلیت مانور آن

سرجنگی های چندگانه با نشانه گیری مستقل (MIRV)



هر سرجنگی می تواند به طور مستقل نشانه گیری شود، از یک موشک شلیک می شوند اما هر کدام به اهداف مختلفی اصابت می کنند.



چه کشورهایی سرجنگیهای چندگانه دارند؟

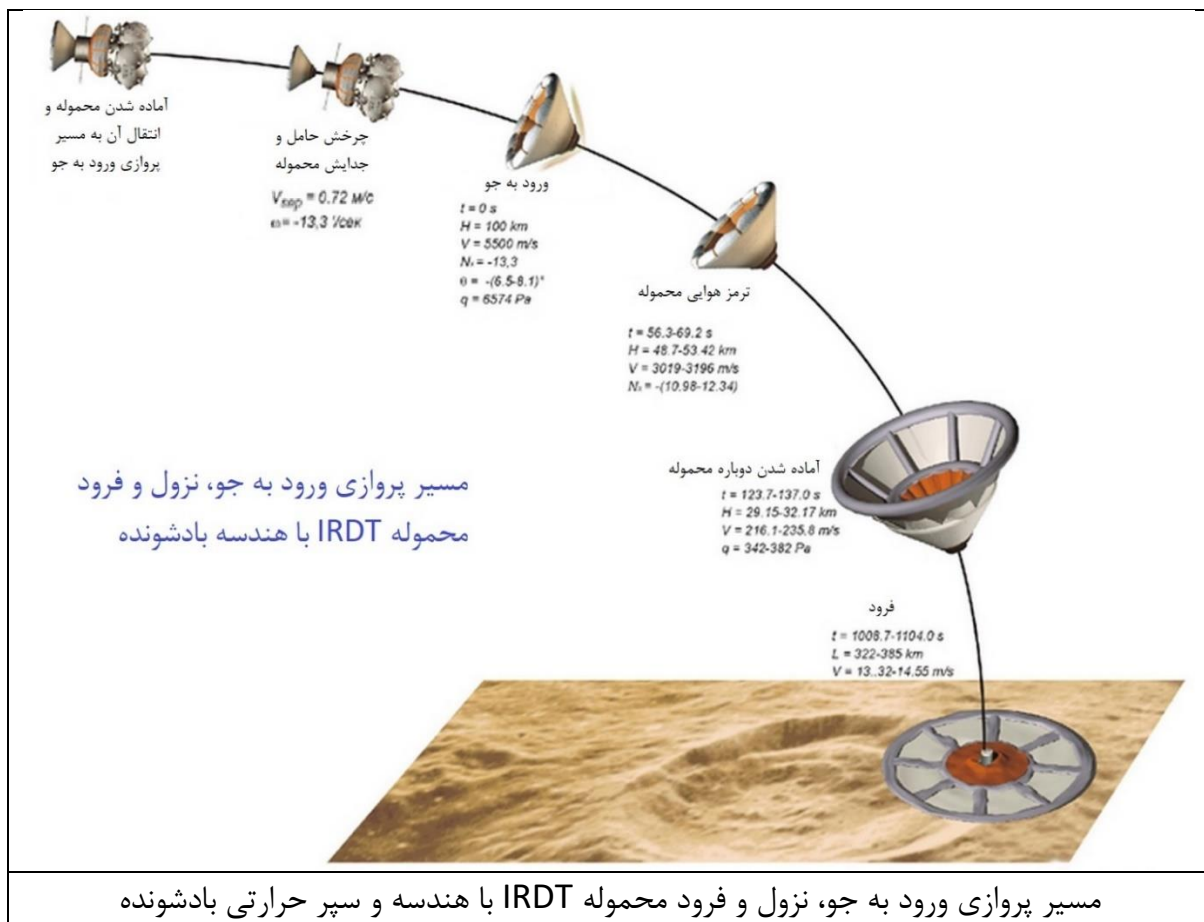
چندگانه دریایی	چندگانه زمین-پایه	چندگانه های زمین-پایه و دریایی	به دنبال توسعه چندگانه
ایالات متحده آمریکا	چین	روسیه	پاکستان
	موشکهای چندگانه زمین-پایه مشخصاً بی ثبات کننده اند، زیرا سرجنگیهای متعدد بر روی موشکهای اندک، در برابر حمله آسیب پذیراند و رقیب را تحریک می کند که در زمان بروز بحران، ابتدا حمله را آغاز کند.		
بریتانیا			هند
فرانسه			

www.armscontrolcenter.org



مرکز کنترل و منع گسترش تسلیحات

اطلاع نگاشت مربوط به موشک بالستیک ضدناو DF-21D چین و قابلیت مانور آن



اجزا و نماهای درونی وسیله بازگشت به جو فضایی اوریون



(۱) آداپتور اتصال و جدایش

(۲) تونل ورود

(۳) محفظه های چتر

(۴) قاب کنترل فضاییما

(۵) صندلیهای سرنشینها

(۶) فرمانده و خلبان

(۷) انبار

(۸) هُل دهنده های کنترل وضعیت

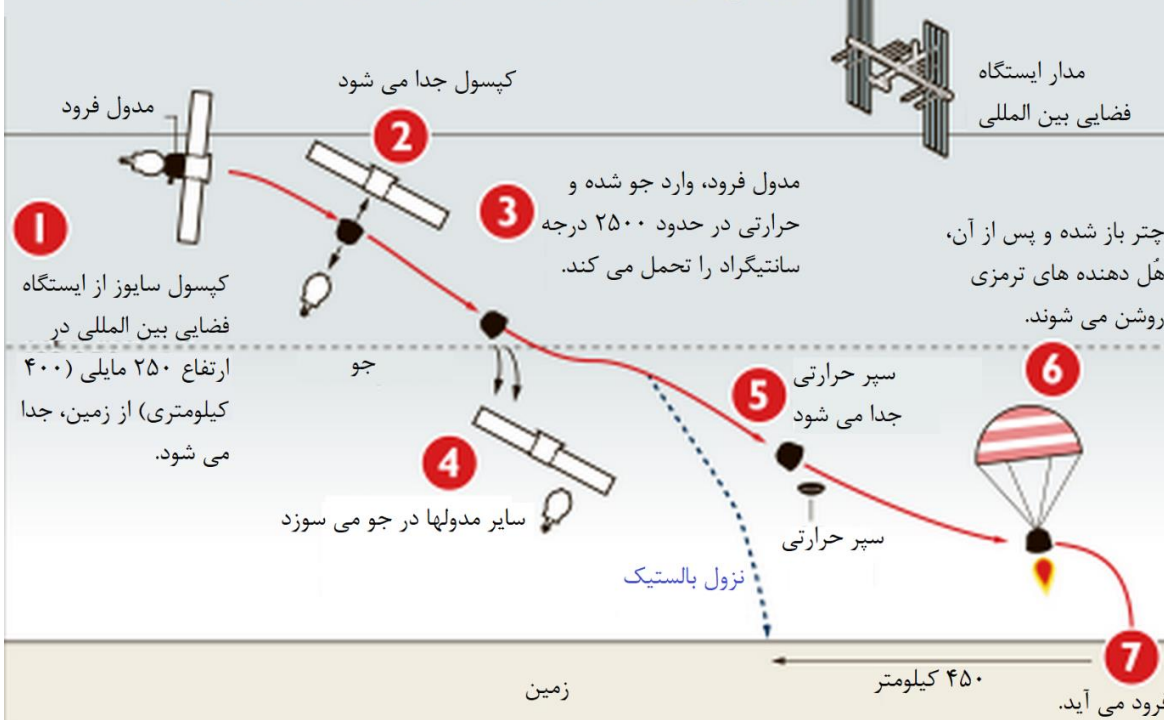
(۹) مخازن آب و تجهیزات حفظ حیات

(۱۰) سیر حرارتی بازآی

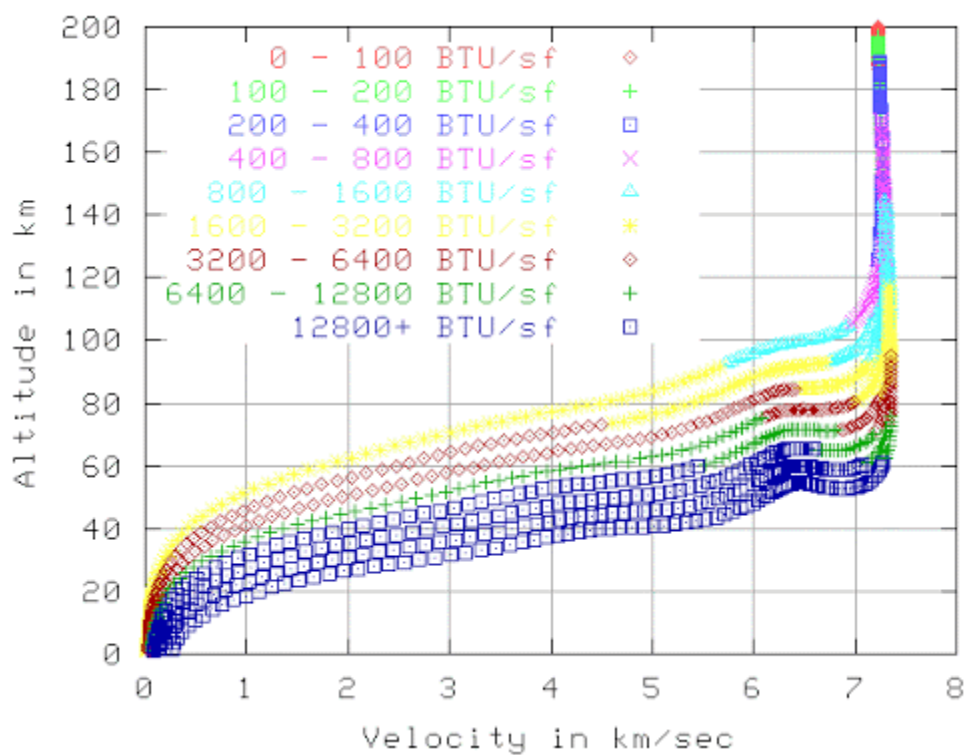


اجزا و نماهای درونی وسیله بازگشت به جو فضایی اوریون

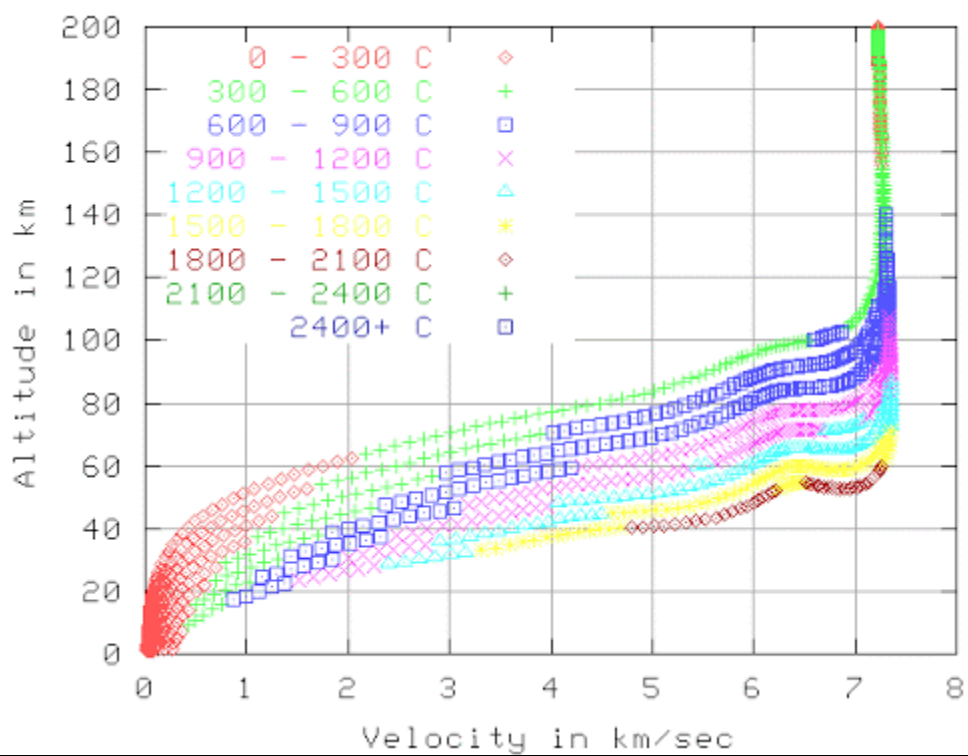
چگونگی فرود محموله برگشت پذیر فضاییما سایوز



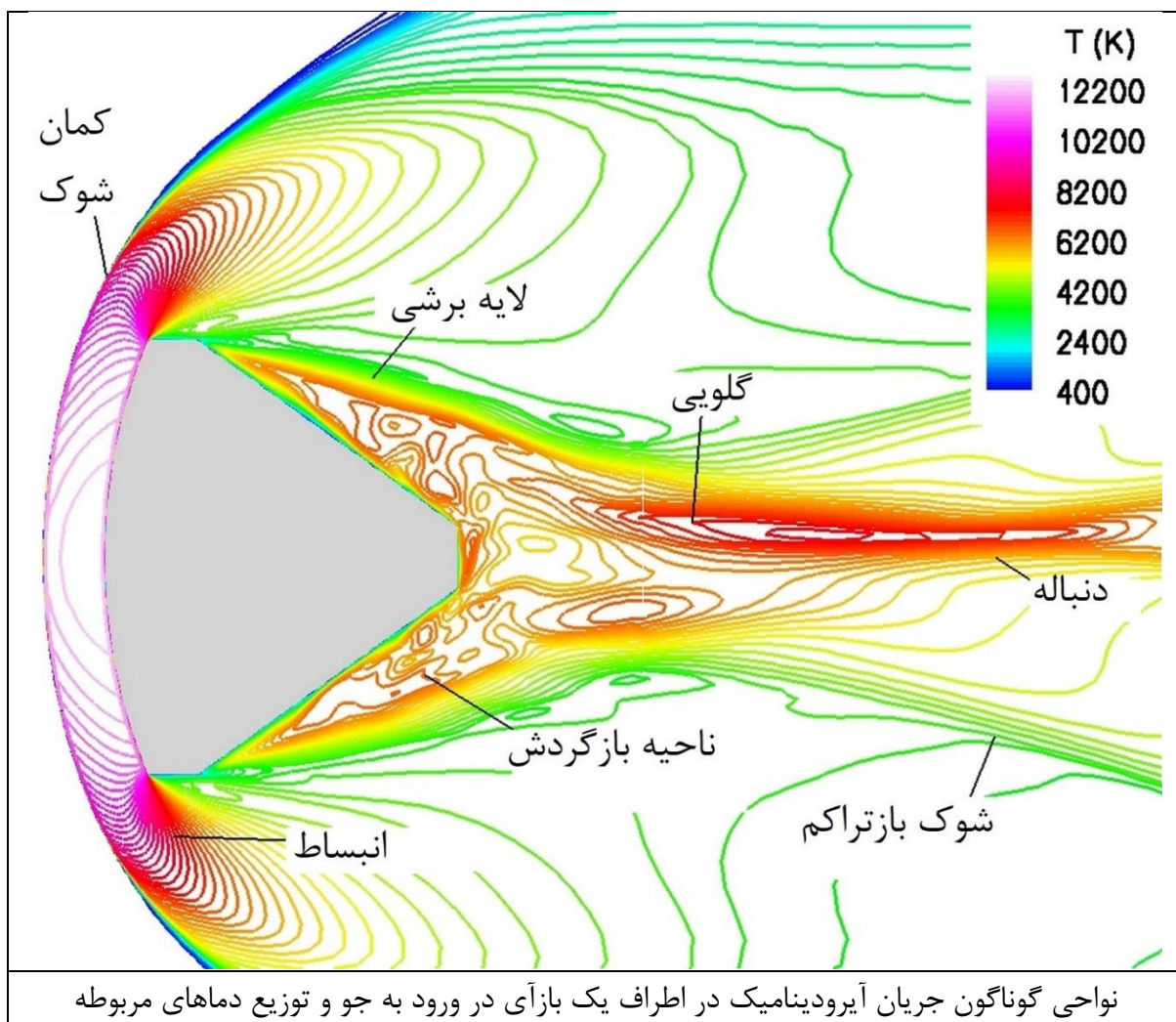
مراحل ورود به جو، نزول و فرود کپسول بازآی فضاییما سایوز

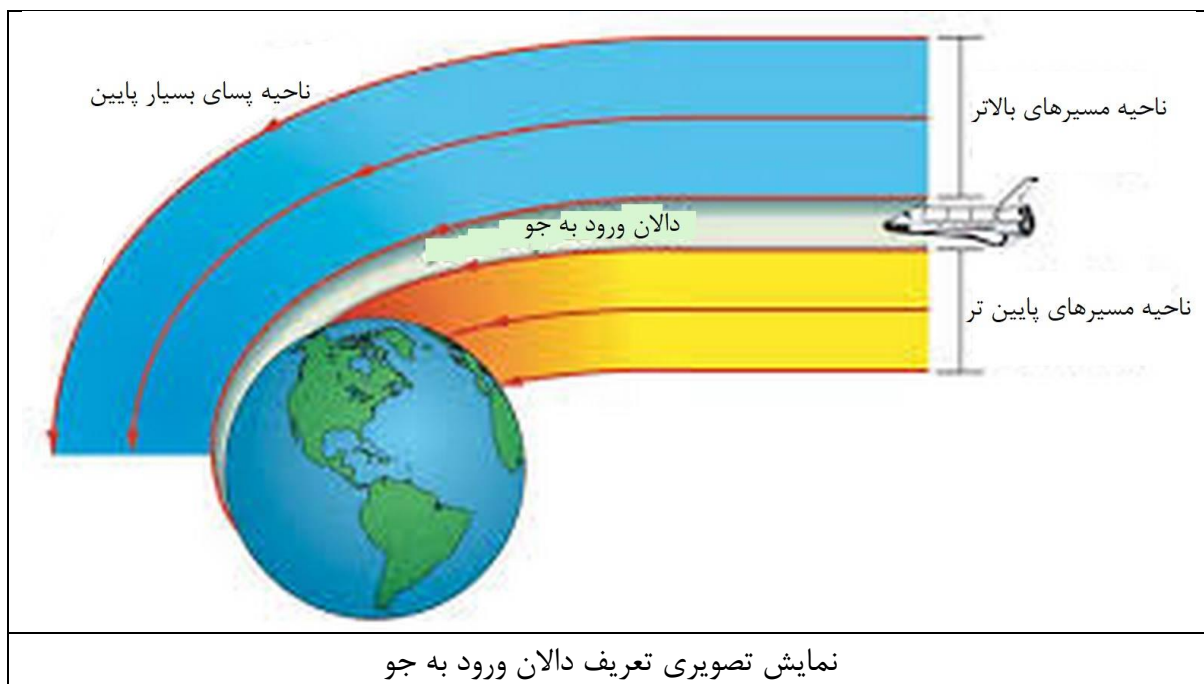
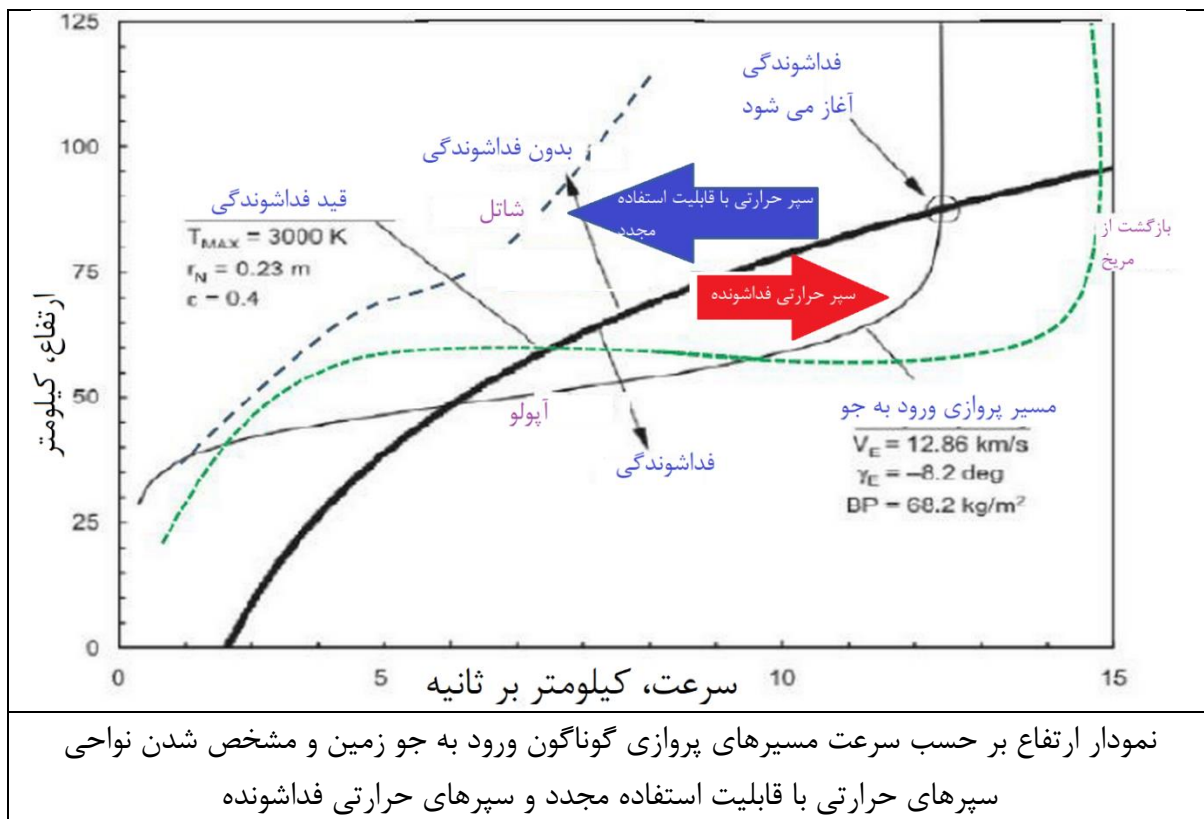


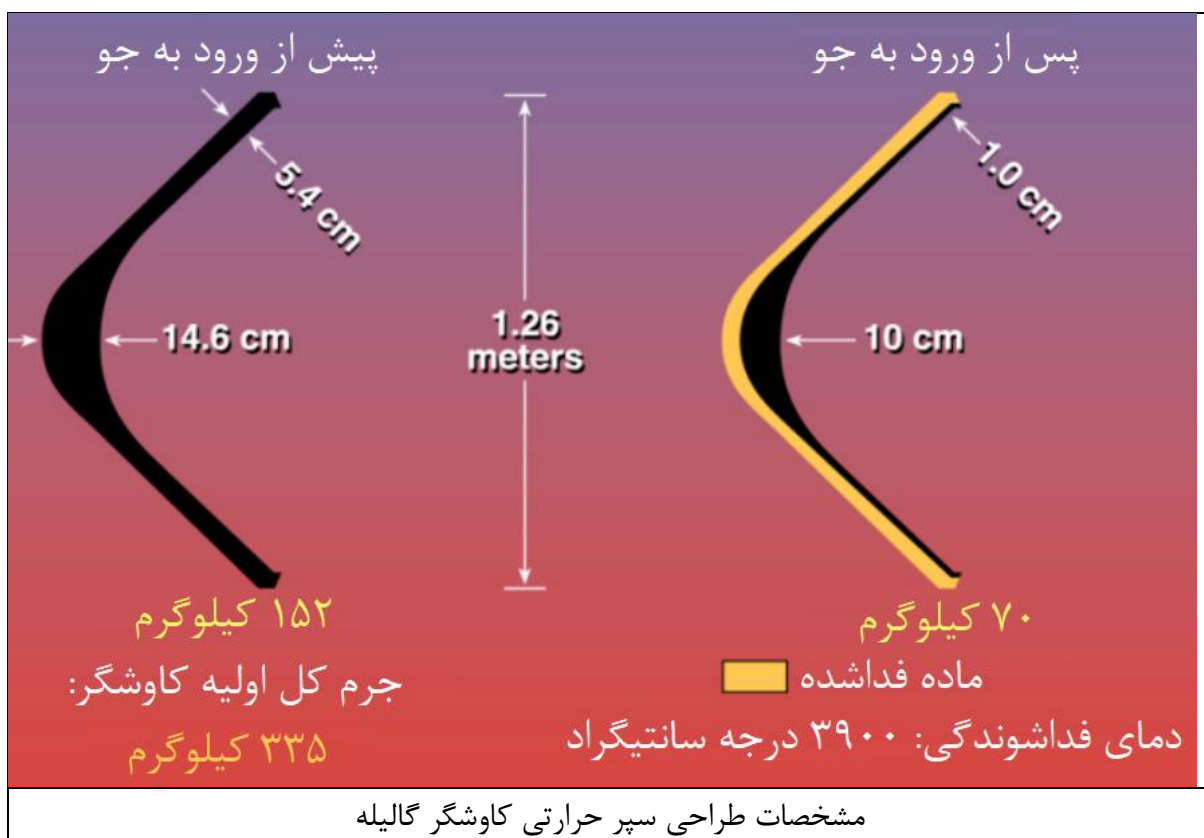
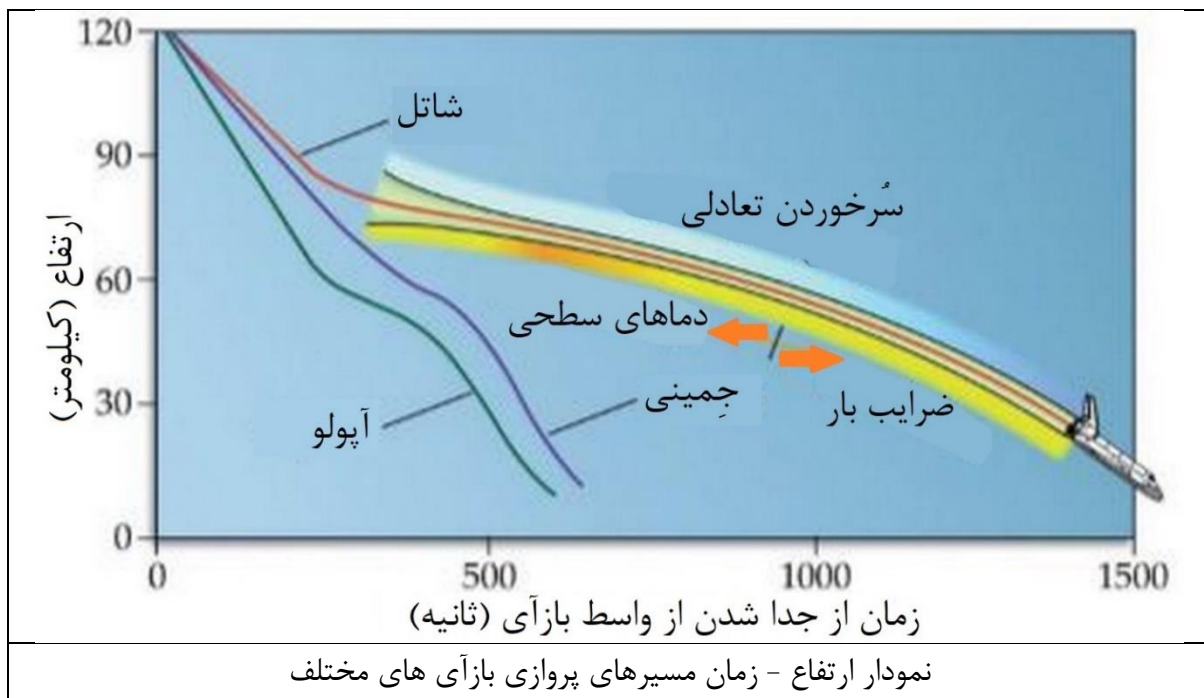
نمودارهای گوناگون تغییرات ارتفاع بر حسب سرعت بازآی در ورود به جو و شارهای گرمایشی مربوطه

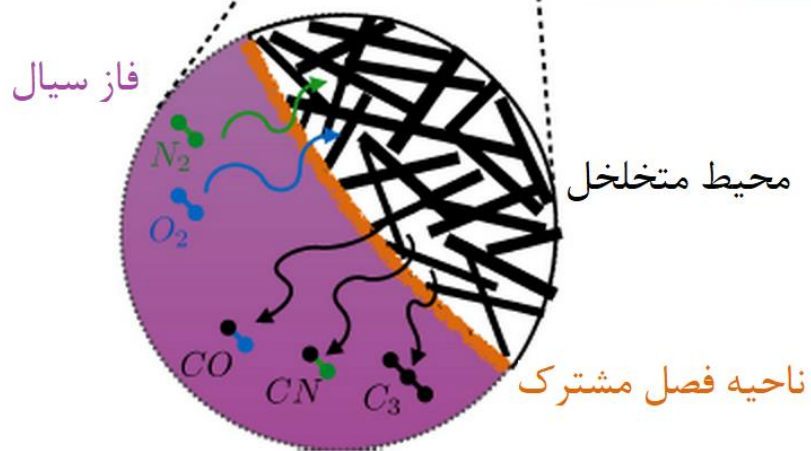
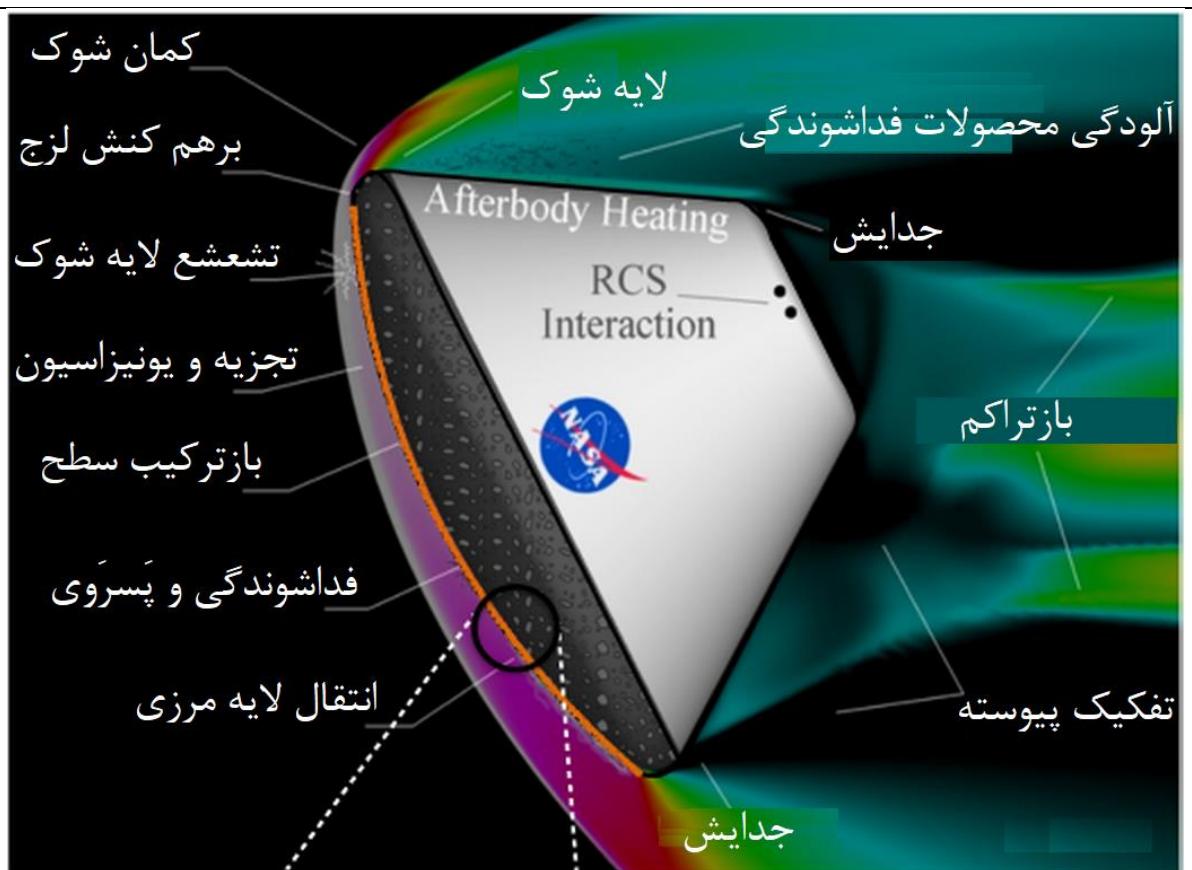


نمودارهای گوناگون تغییرات ارتفاع بر حسب سرعت بازآی در ورود به جو و دماهای مربوطه

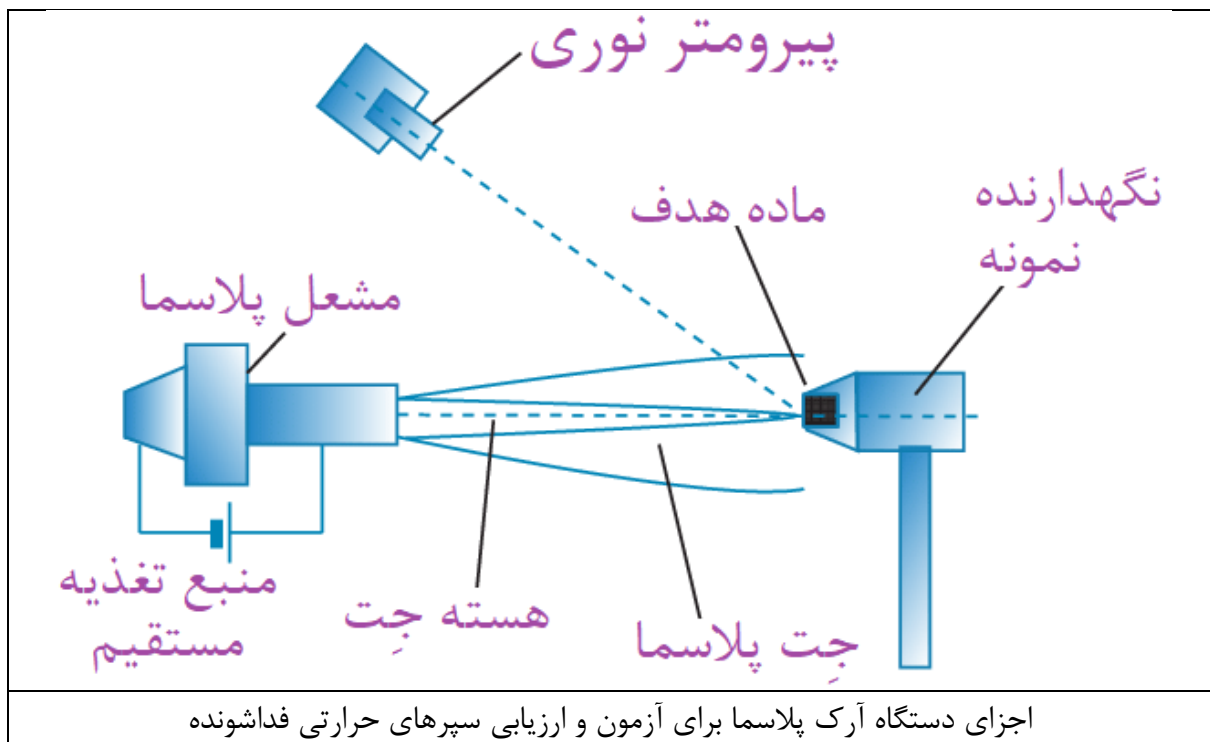




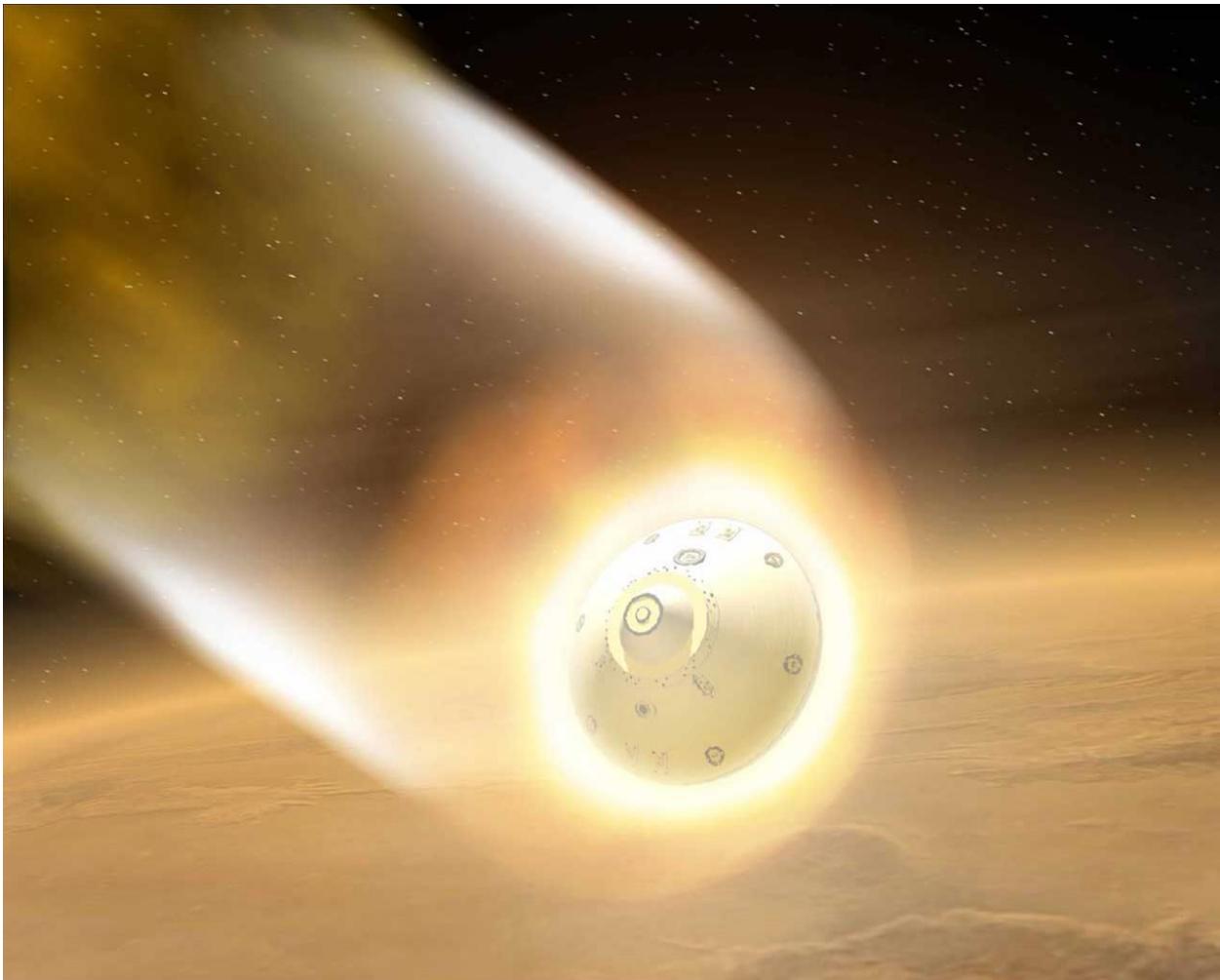




نمایی طرحوار از پدیده های رخ داده هنگام ورود به جو



ورود به جو



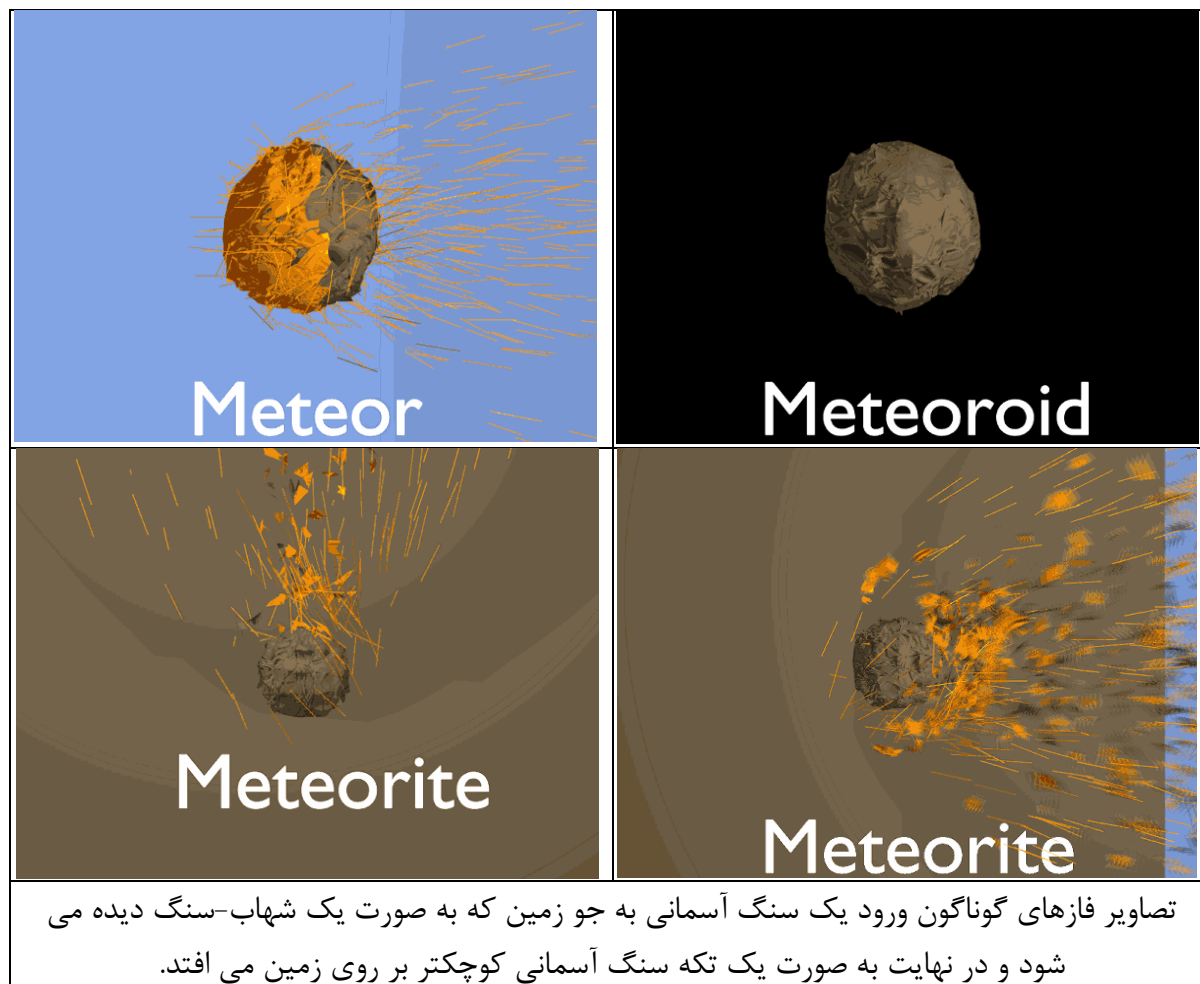
نمایشی هنری از محموله آیرودینامیک کاوشگر مریخ-نورد (MER)

ورود به جو، حرکت جسمی از فضای بیرونی سیارات به درون گازهای جو یک سیاره، سیارک یا قمر طبیعی است. دو نوع اصلی ورود به جو وجود دارد: ورود کنترل نشده، مانند ورود اشیاء نجومی، تکه های فضاپیماها، یا شهاب-سنگها؛ و ورود کنترل شده (یا ورود مجدد) یک فضاپیما با توانایی ناوبری یا پیمایش یک مسیر از پیش تعیین شده. فناوریها و روندهایی که ورود کنترل شده به جو، نزول و فرود یک فضاپیما را امکان پذیر می کند به طور مختصر، EDL نامیده می شود.

ورود به جو به حرکت اجسام طبیعی یا ساخت بشر گفته می شود که هنگام حرکت از فضای بیرونی (در مورد زمین، از ارتفاعی فراتر از «لبه فضا») به جو یک سیاره وارد می شوند. این کتاب اساساً به فرآیند ورود به جو کنترل شده وسایلی که مدنظر است به صورت سالم به سطح سیارات برسند می پردازد، اما این موضوع شامل موارد کنترل نشده (یا با کنترل حداقلی) مانند مواردی که به صورت عمدی یا ناشی از شرایط رخ می دهند، از قبیل خارج کردن مخرب ماهواره ها از مدار و سقوط به سیاره ناشی از زوال مداری و تبدیل شدن به «زباله فضایی»، نیز می شود.

وسایلی که نوعاً تحت این این فرآیند قرار می گیرند، شامل آنهایی هستند که از مدار باز می گردند (فضاپیماها) و آنهایی که بر روی مسیرهای پروازی خارج از مداری (زیرمداری) پرواز می کنند (مانند بازآی های موشکهای

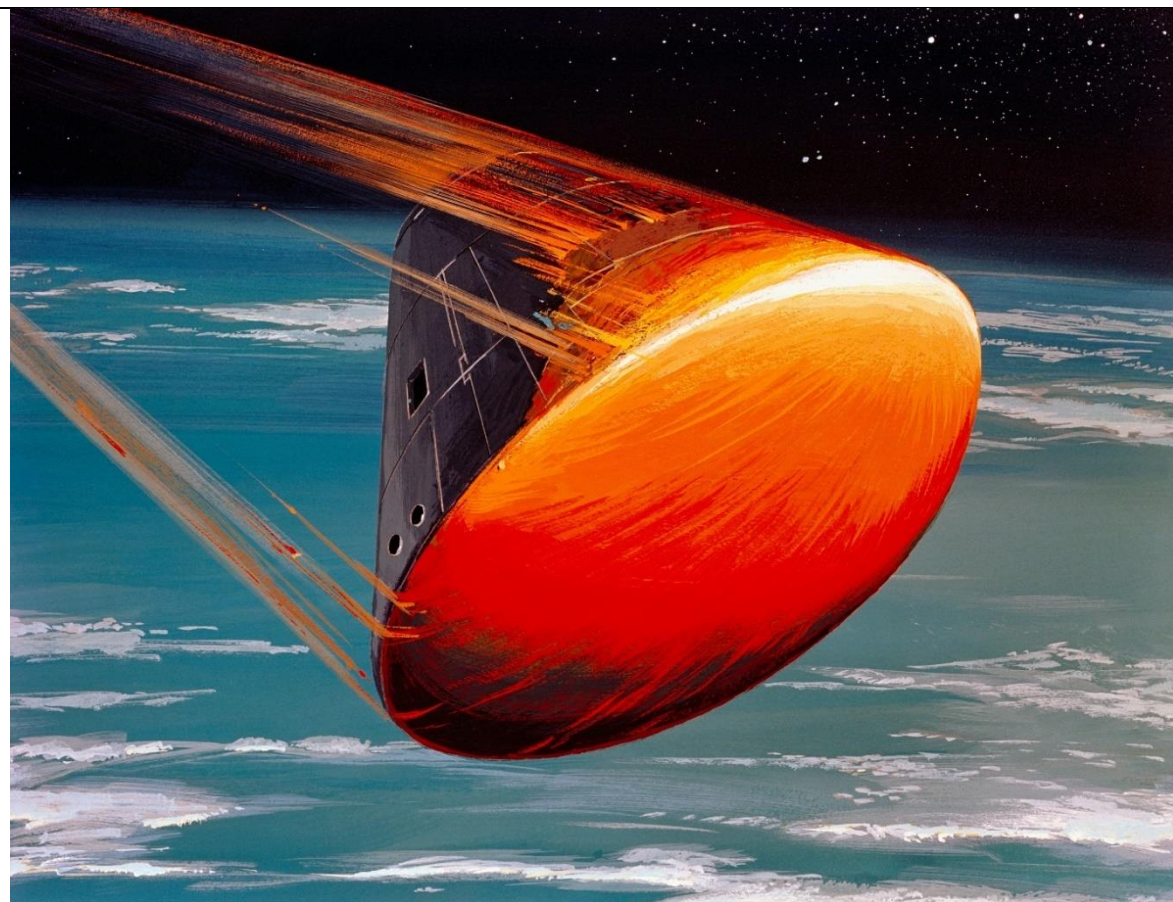
بالستیک و برخی از فضاپیماها) می باشند. نوعا این فرآیند نیازمند روشهای خاصی برای محافظت در برابر گرمایش آیرودینامیک است. فناوریهای پیشرفته گوناگونی توسعه یافته تا ورود مجدد به جو و پرواز در سرعتهای بسیار بالا را امکان پذیر کند.



اشیائی که وارد جو می شوند با پسای آیرودینامیک مواجه می شوند، که تنشهای مکانیکی و گرمایش آیرودینامیک به جسم اعمال می کند. گرمایش آیرودینامیک عمدتا در اثر تراکم هوا در جلوی جسم و نیز در اثر پسا ایجاد می شود. این نیروها می تواند موجب از دست رفتن جرم (فداشوندگی) یا حتی متلاشی شدن اشیاء کوچکتر شود و اشیاء با استحکام فشاری پایین تر می توانند منفجر شوند.

سرعت وسیله های فضایی سرنشین دار باید پیش از به کارگیری چترها یا ترمزهای هوایی به سرعتهای زیر صوت کاهش یابد. چنین وسیله هایی دارای انرژیهای جنبشی بین ۵۰ تا ۱۸۰۰ مگا ژول هستند و اتلاف انرژی در جو، تنها روش کاهش این انرژی جنبشی است. مقدار سوخت موشک مورد نیاز برای کاهش سرعت این وسیله تقریبا برابر با مقدار سوخت مورد نیاز برای شتاب گرفتن اولیه آن است و لذا استفاده از موتورهای راکت ترمزی برای کل فرآیند ورود به جو زمین، کاملا غیرعملی است. از آنجا که در سطح سپر حرارتی به دلیل تراکم آدیاباتیک، دمای بالایی تولید می شود، انرژی جنبشی وسیله، هنگام عبور وسیله در گاز (هوا)، نهایتا به

اصطکاک (ویسکوزیته) گاز تلف می شود. اتلاف انرژیهای کوچکتر دیگر، شامل تابش جسم سیاه مستقیماً از گازهای داغ و واکنشهای شیمیایی میان گازهای یونیزه شده می باشند.



ترسیمی هنری از مدول فرماندهی آپولو با سپر حرارتی نوک-گرد و با پرواز در زاویه حمله غیر صفر برای فرود همراه با برآ برای کنترل فرود در سایت مقصد

سرجنگیهای بالستیک و وسیله های قابل مصرف، نیازی به کاهش سرعت در ورود به جو ندارند، و در واقع، شکل آیرودینامیک آنها به گونه ای طراحی می شود که سرعت خود را حفظ کنند. به علاوه، بازگشتیهای سرعت پایین به زمین از فضای نزدیک مانند پرشهای چتری از بالونها به سپر حرارتی نیاز ندارند زیرا شتاب گرانشی شیئی که از سکون نسبی و از درون خود جو (نه بالاتر از آن) شروع به حرکت می کند نمی تواند سرعت کافی برای گرمایش آیرودینامیک چشمگیر تولید کند.



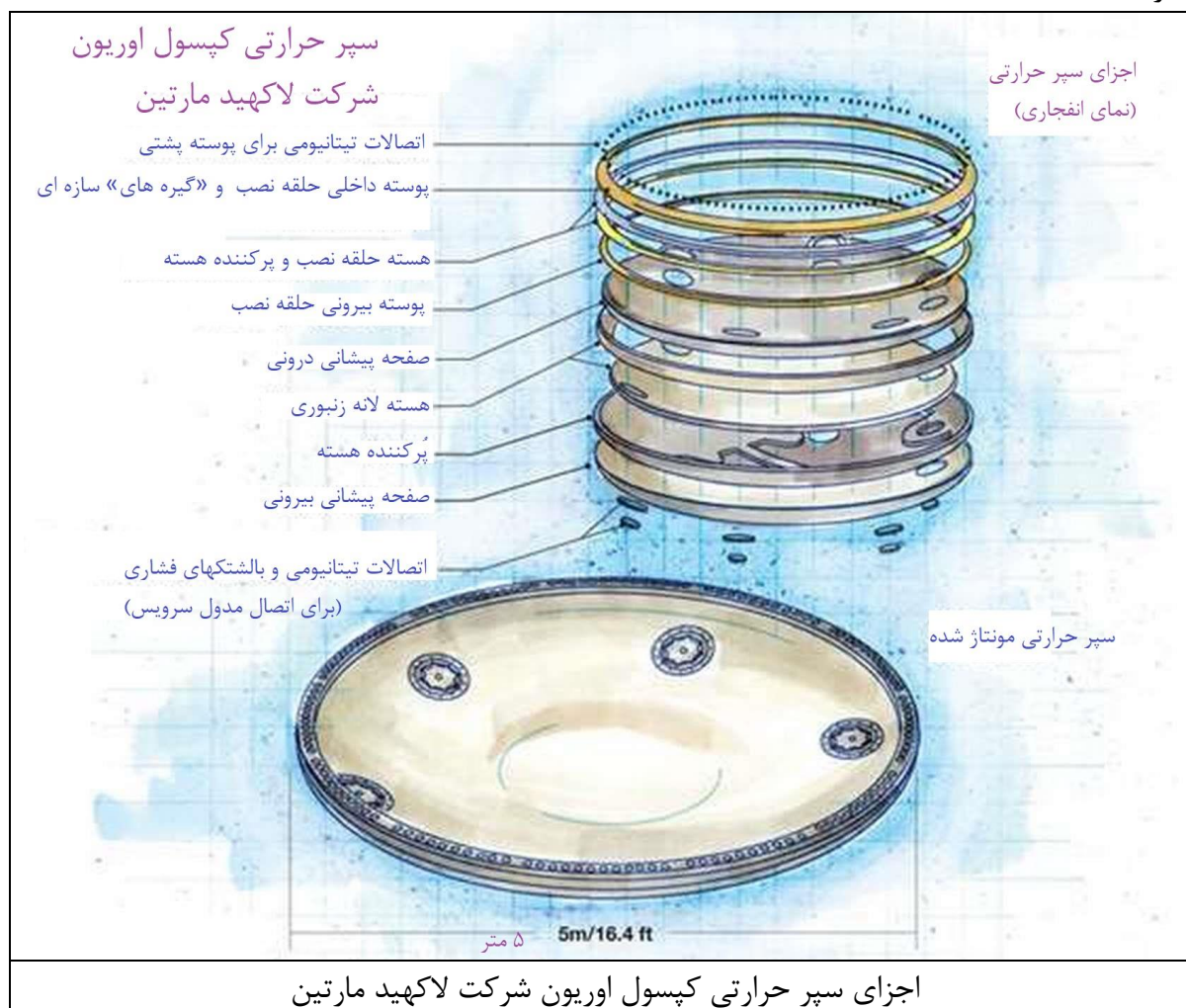
تصاویر بازآی (سرجنگی) MK-5 مربوط به موشک بالستیک مینتمن-۱ پس از بازیابی از آزمون پروازی

برای زمین، ورود به جو، طبق قرارداد، در خط کارمان در ارتفاع ۱۰۰ کیلومتری (۶۲ مایلی یا ۵۴ مایل دریایی) از سطح زمین رخ می دهد، در حالی که در ناهید، ورود به جو از ارتفاع ۲۵۰ کیلومتری (۱۶۰ مایلی، ۱۳۰ مایل دریایی) و در مریخ، ورود به جو در ارتفاع بالای ۸۰ کیلومتری (۵۰ مایلی، ۴۳ مایل دریایی) رخ می دهد. اشیاء کنترل نشده، با شتاب گرفتن در فضا به سمت زمین، تحت تاثیر گرانش زمین، به سرعت‌هایی بالایی می رسند، و در مواجهه با جو زمین، در اثر اصطکاک سرعت آنها کاهش می یابد. شهاب-سنگها پیش از مواجهه با چاه گرانشی زمین، غالباً با سرعت نسبی زیادی نسبت به زمین در حال حرکت هستند زیرا مسیر مداری آنها با زمین متفاوت است. اغلب اجسام کنترل شده به دلیل مسیرهای پروازی زیر-مداری (مانند سرجنگیهای موشکهای بالستیک قاره پیما) یا مسیرهای پروازی مداری (مانند سایوز) یا مسیرهای پروازی نامقید (مانند شهاب-سنگها)، با سرعتهای ماوراءصوتی وارد جو می شوند. فناوریهای پیشرفته گوناگونی برای امکان پذیر شدن بازگشت به جو و پرواز در سرعتهای بسیار بالا توسعه داده شده است. روش سرعت پایین دیگر برای ورود به جو کنترل شده، «شناوری» [۱] است که برای ورود به جو سیاراتی مناسب است که جوهای غلیظ، گرانش قوی، یا هر دو عامل، ورود به جو هذلولی-شکل پرسرعت را دشوار می کند. مثالهایی از این دست عبارتند از جوهای ناهید، تیتان، و سیارات غول پیکر گازی (مانند زحل و مشتری). [۲]

پیشینه فناوری بازگشت به جو

فناوری بازگشت به جو یکی از پیامدهای جنگ سرد بود. موشکهای بالستیک و تسلیحات هسته ای، میراثیهای جنگ جهانی دوم بودند که برای اتحاد جماهیر شوروی و ایالات متحده آمریکا باقی مانده بودند. هر دو کشور،

پروژه های پژوهش و توسعه عظیمی برای افزایش توان نظامی خود در این فناوریها را آغاز کردند. البته پیش از آنکه یک سلاح هسته ای حمل شده با موشک بتواند عملی و کاربردی شود، آنها به یک مولفه اصلی نیاز داشتند؛ فناوری بازگشت به جو. به لحاظ تئوری، کشوری که نخستین بار فناوری بازگشت به جو را توسعه می داد، به یک مزیت نظامی تعیین کننده می رسید، که البته روشن نبود که این فناوری به لحاظ فیزیکی امکان پذیر است یا نه.



محاسبات پایه نشان می داد که انرژی جنبشی یک سرچنگی هسته ای بازگشته از مدار، برای تبخیر کامل سرچنگی کافی است. با وجود این محاسبات، نیازمندیهای نظامی به قدری بالا بود که فرض ساده غیرممکن بودن بازگشت به جو، غیرقابل قبول بود و این موضوع نیز شناخته شده بود که شهاب-سنگهایی توانسته بودند به نحو موفقیت آمیزی به سطح زمین برسند. در پی آن، برنامه با اولویت بالایی برای توسعه فناوری ورود به جو آغاز شد. بازگشت به جو به نحو موفقیت آمیزی توسعه پیدا کرد که موشکهای بالستیک قاره پیمای مسلح به کلاهکهای هسته ای را امکان پذیر کرد.



نمای نزدیک یک موزائیک از سپر حرارتی کاوشگر جمینی پس از ورود به جو

بعداً در اثر یکی دیگر از پیامدهای جنگ سرد، این فناوری به سمت کاربردهای انسانی کشیده شد. اتحاد جماهیر شوروی، جوسازی تبلیغاتی و برتری نظامی را در پیگیری کاوشهای فضایی دید. برای خجل کردن ایالات متحده، اتحاد شوروی یک ماهواره مصنوعی به مدار زمین فرستاد و در پی آن یکسری از دیگر نخستین دستاوردهای فناوری را اجرا کرد که با ارسال فضاپرونده روسی به مدار زمین و بازگشت سالم آن به زمین، به اوج رسید. اغلب این موفقیتها از طریق فناوری بازگشت به جو امکان پذیر شد. ایالات متحده آمریکا، دستاوردهای اتحاد شوروی را به عنوان چالشی برای غرور ملی خود و نیز به عنوان تهدیدی برای امنیت ملی خود می دید. متعاقباً، ایالات متحده آمریکا نیز مسیر آغازین اتحاد شوروی را پیمود و برنامه فضایی نوظهور خود را تقویت کرد، به این ترتیب، مسابقه فضایی آغاز شد.

مفهوم سپر حرارتی فداشونده نخستین بار در ۱۹۲۰ توسط رابرت گدارد توصیف شد: «در مورد شهاب-سنگها که با سرعتهای حدود ۳۰ مایل بر ثانیه (۴۸ کیلومتر بر ثانیه) وارد جو می شوند، درون شهاب-سنگها خنک می ماند، و سطح به سرعت گرم شده، دچار پوسته پوسته شدن یا ترک خوردن شده و دچار فرسایش می شود. به همین دلیل، اگر سطح بیرونی وسیله شامل لایه هایی از ماده سخت با دمای ذوب بسیار بالا باشد که لایه های با رسانایی گرمایی اندک میان آنها باشد، سطح تا حد چشمگیری خورده نخواهد شد، به ویژه آنکه سرعت وسیله تقریباً به اندازه شهاب-سنگ متوسط آن قدر زیاد نیست [۳]».

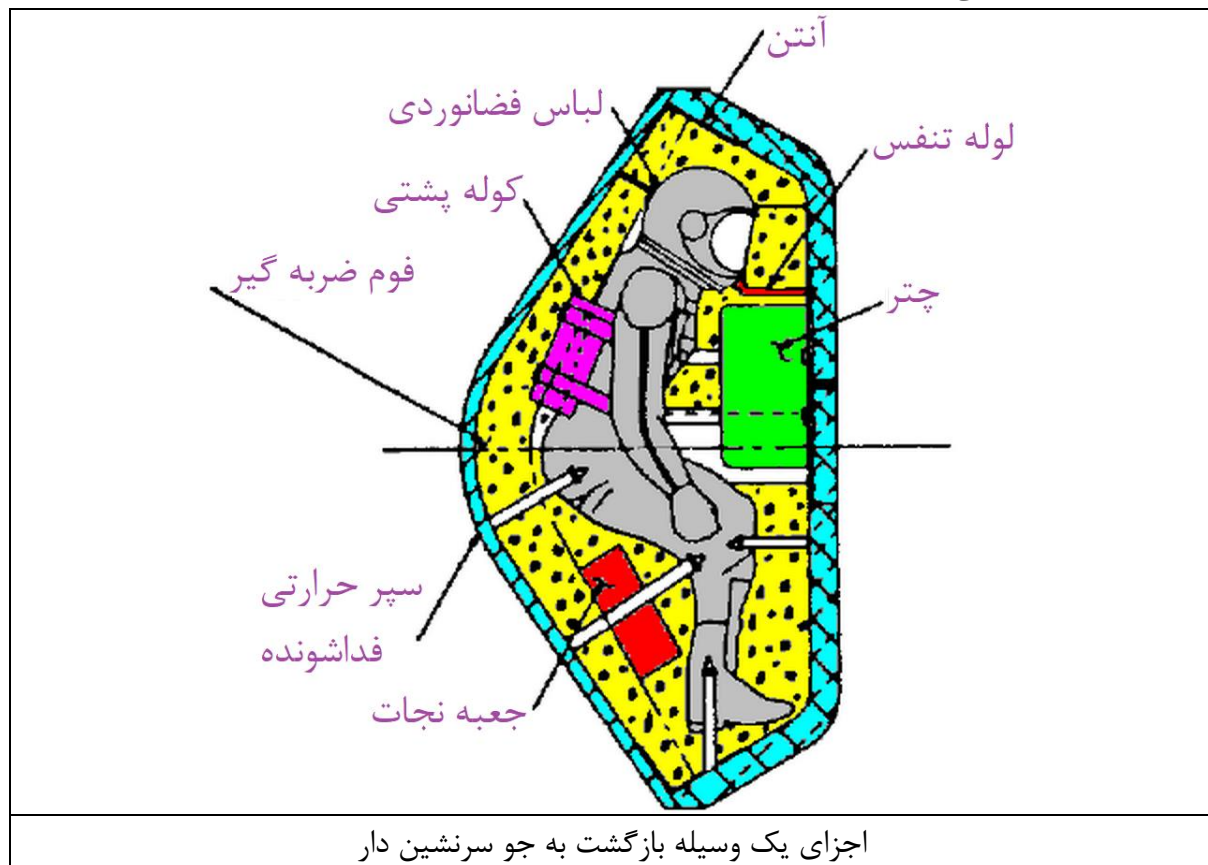
چگونه فضاپیما به زمین باز می گردد؟



اطلاع نگاشت مربوط به بازای فضاپیما و سپر حرارتی آن در ورود به جو

توسعه کاربردی سامانه های بازای با افزایش برد و سرعت ورود به جو موشکهای بالستیک آغاز شد. برای موشکهای کوتاه-برد اولیه، مانند V-2، پایدارسازی و تنشهای آیرودینامیک، مسایل مهمی بود (بسیاری از

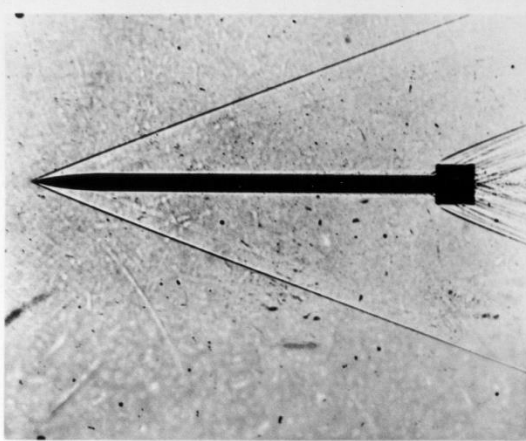
موشکهای V-2 هنگام ورود به جو شکسته شدند)، اما گرمایش مساله جدی نبود. موشکهای برد متوسط مانند موشک شوروی R-5 با برد ۱۲۰۰ کیلومتر (۶۵۰ مایل دریایی)، به سپر حرارتی کامپوزیتی سرامیکی بر روی سر جنگیهای جداشونده خود نیاز داشت (سالم ماندن کل سازه موشک در ورود به جو دیگر امکان پذیر نبود). نخستین موشکهای بالستیک قاره پیما با برد ۸۰۰۰ تا ۱۲۰۰۰ کیلومتر (۴۳۰۰ تا ۶۵۰۰ مایل دریایی) تنها با توسعه سپرهای حرارتی و سر جنگیهای نوک-گرد امکان پذیر شود.



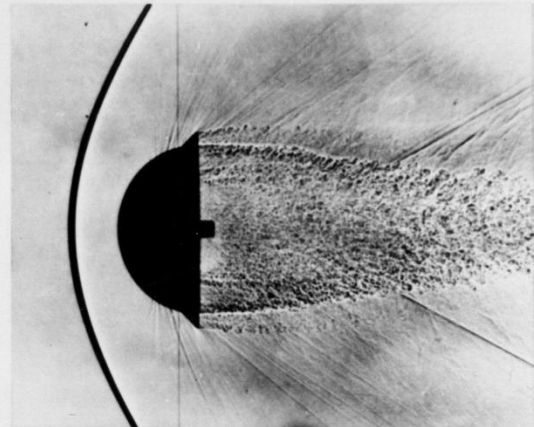
اجزای یک وسیله بازگشت به جو سرنشین دار

در ایالات متحده، این فناوری نخستین بار توسط اچ. جولیان آلن و ای. جی. اِگِرز جونیور، از کمیته مشاوره ملی برای هوانوردی (NACA) مطرح شد [۴]. در سال ۱۹۵۱ آنها کشفی شگفت انگیز کردند مبنی بر این که شکل نوک-گرد (پسای بالا) موثرترین سپر حرارتی را ایجاد می کند. با استفاده از اصول ساده مهندسی، آلن و اِگِرز نشان دادند که بار حرارتی تجربه شده توسط وسیله بازآی، تناسب معکوس با ضریب پسا دارد، یعنی پسای بیشتر، بار گرمایی کمتری را به همراه خواهد داشت. البته با گرد کردن نوک وسیله بازآی، هوا نمی تواند به اندازه کافی با سرعت از مسیر خارج شود، و به عنوان بالشتک هوایی عمل می کند تا موج شوک و لایه شوک گرم شده را به سمت جلو (به دور از وسیله بازآی) هل دهد. از آنجا که اغلب گازهای داغ در تماس مستقیم با وسیله بازآی قرار ندارند، انرژی حرارتی در گاز شوک باقی مانده و به سادگی از اطراف وسیله بازآی حرکت می کند تا پس از آن در جو پراکنده شود.

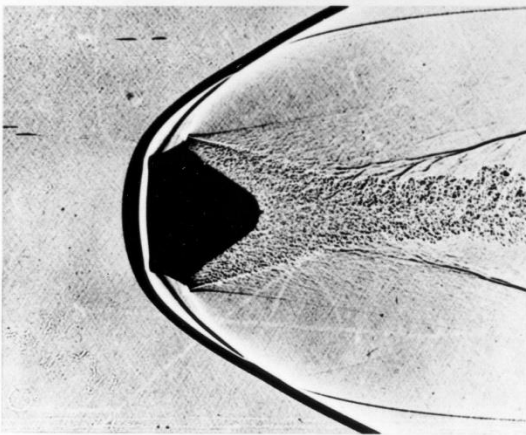
کشف آلن و اِگِرز که در ابتدا به عنوان یک راز نظامی تلقی می شد، نهایتاً در سال ۱۹۵۸ منتشر شد [۶]. نظریه بدنه نوک-گرد، طراحی های سپر حرارتی که در کپسولهای فضایی مرکوری، جمینی، و آپولو به کار گرفته شد را امکان پذیر کرد و موجب شد که فضانوردان در مرحله خطرناک ورود به جو زمین، سالم بمانند.



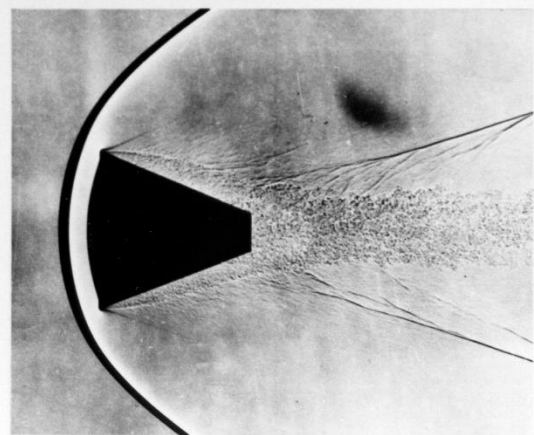
مفهوم اولیه



مفهوم جسم نوک-گرد ۱۹۵۳



مخروطهای نوک موشک ۱۹۵۳-۱۹۵۷



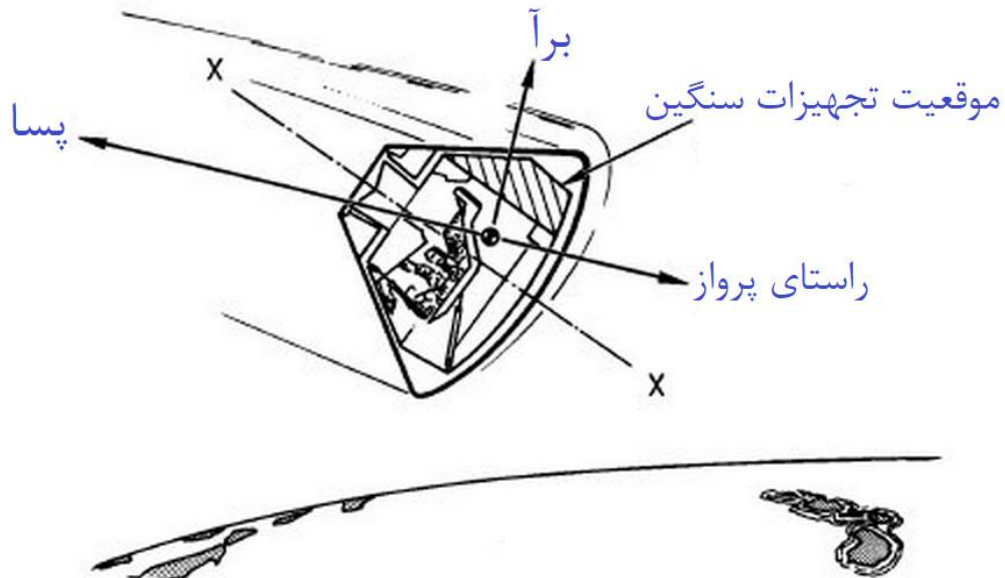
مفهوم کیسول حامل انسان ۱۹۵۷

مفاهیم محموله های بازآی (بازگشت پذیر) اولیه که در تصاویر سایه-نگارهای آزمایشهای تونل باد پرسرعت به تصویر کشیده شده اند.

در اتحاد شوروی، موشک قاره پیمای R-7 نخستین بار به نحو موفقیت آمیزی در سال ۱۹۵۷ با یک سرجنگی مخروطی نوک-تیز مورد آزمایش قرار گرفت. این سرجنگی در ارتفاع ۱۰ کیلومتری بر فراز ناحیه هدف سوخته شد و با یک طراحی مخروطی با دماغه نوک-گرد جایگزین شد. سپرهای حرارتی شوروی از لایه های الیاف شیشه به همراه تکستولیت آزیست تشکیل شده است.

این چهار تصویر سایه-نگار نشان داده شده در شکل فوق، بیانگر مفاهیم اولیه وسیله بازگشت پذیر است. سایه-نگار فرآیندی است که اغتشاشاتی که در جریان سیال در سرعت بالا رخ می دهد را آشکار می کند. در این فرآیند، نور عبور کننده از سیال جاری در اثر گرادیانهای چگالی در سیال، دچار شکست شده و منجر به ایجاد نواحی تیره و روشن بر روی صفحه قرار گرفته پشت سیال می شود.

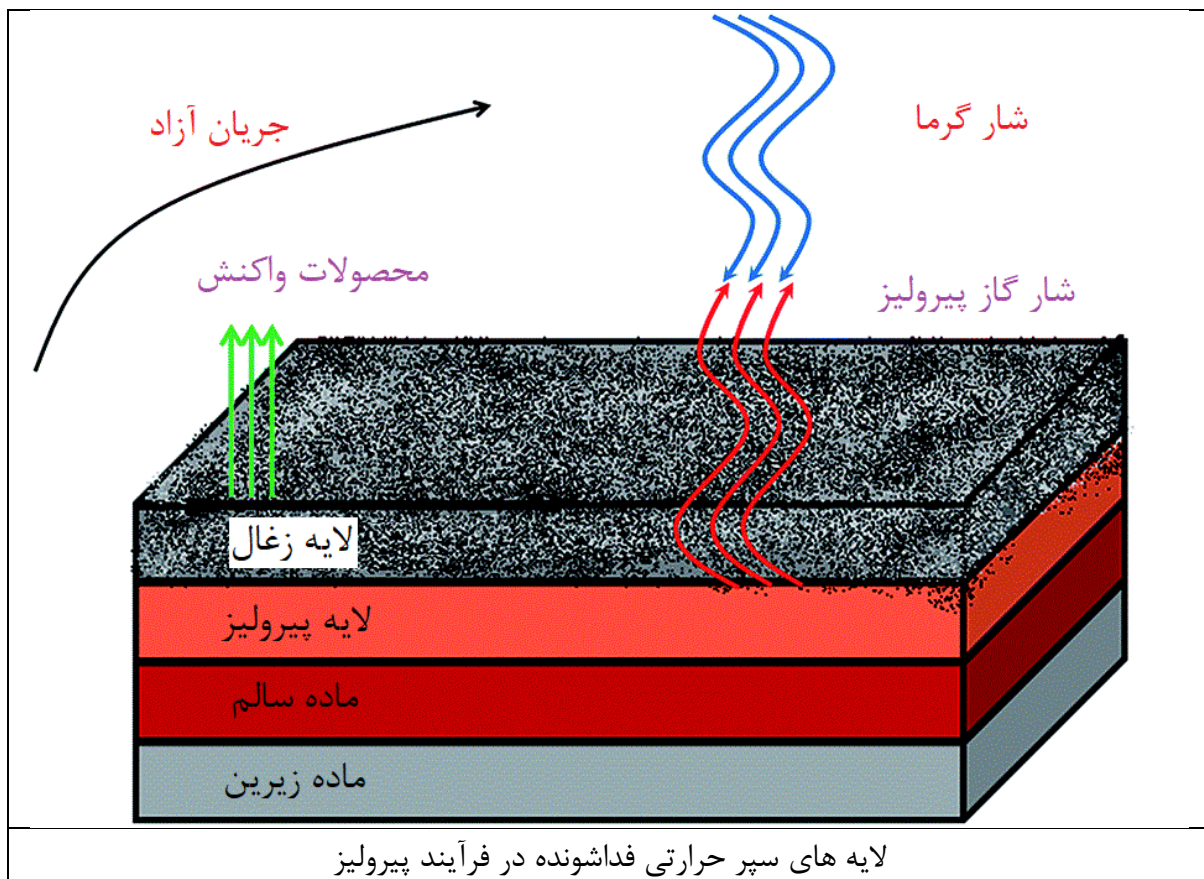
آیرودینامیک مدول فرماندهی آپولو



تنظیم زاویه حمله در ورود به جو توسط جرم متحرک در مدول فرماندهی آپولو

شکلهای وسیله بازآی

شکلهای پایه ای گوناگونی در طراحی وسیله های ورود به جو به کار می رود. کره یا مقطع کروی، ساده ترین شکل متقارن-محوری است [۹]. این هندسه می تواند یک کره کامل یا مقطع کروی سربنده با یک ته-بدنه مخروطی همگرا باشد. مدلسازی تحلیلی آیرودینامیک کره یا مقطع کروی با استفاده از تئوری ضربه نیوتونی، ساده است. به طور مشابه، شار گرمایشی مقطع کروی می تواند با استفاده از رابطه فای-ریدل به طور دقیق مدل شود [۱۰]. پایداری استاتیکی مقطع کروی، تضمین شده است اگر، مرکز ثقل وسیله ورود به جو، جلوتر از مرکز انحنای آن باشد (پایداری دینامیکی، پیچیده تر است). کره های خالص، نیروی برآ ندارند. البته، با پرواز کردن در زاویه حمله، مقطع کروی، نیروی برآی آیرودینامیکی نسبتاً کمی دارد و از اینرو تا حدی توانایی برد عمود بر آزمون و پهن کردن دالان ورود به جو خویش را دارد. در اواخر دهه ۱۹۵۰ و اوایل دهه ۱۹۶۰، کامپیوترهای پرسرعت، وجود نداشته و دینامیک سیالات محاسباتی همچنان در مراحل ابتدایی خود بود. از آنجا که مقطع کروی، با استفاده تحلیل شکل بسته قابل بررسی بود، این هندسه برای طراحی محافظه کارانه، پیش-فرض بود. متعاقباً، کپسولهای سرنشین دار آن دوران، مبتنی بر مقطع کروی بودند.

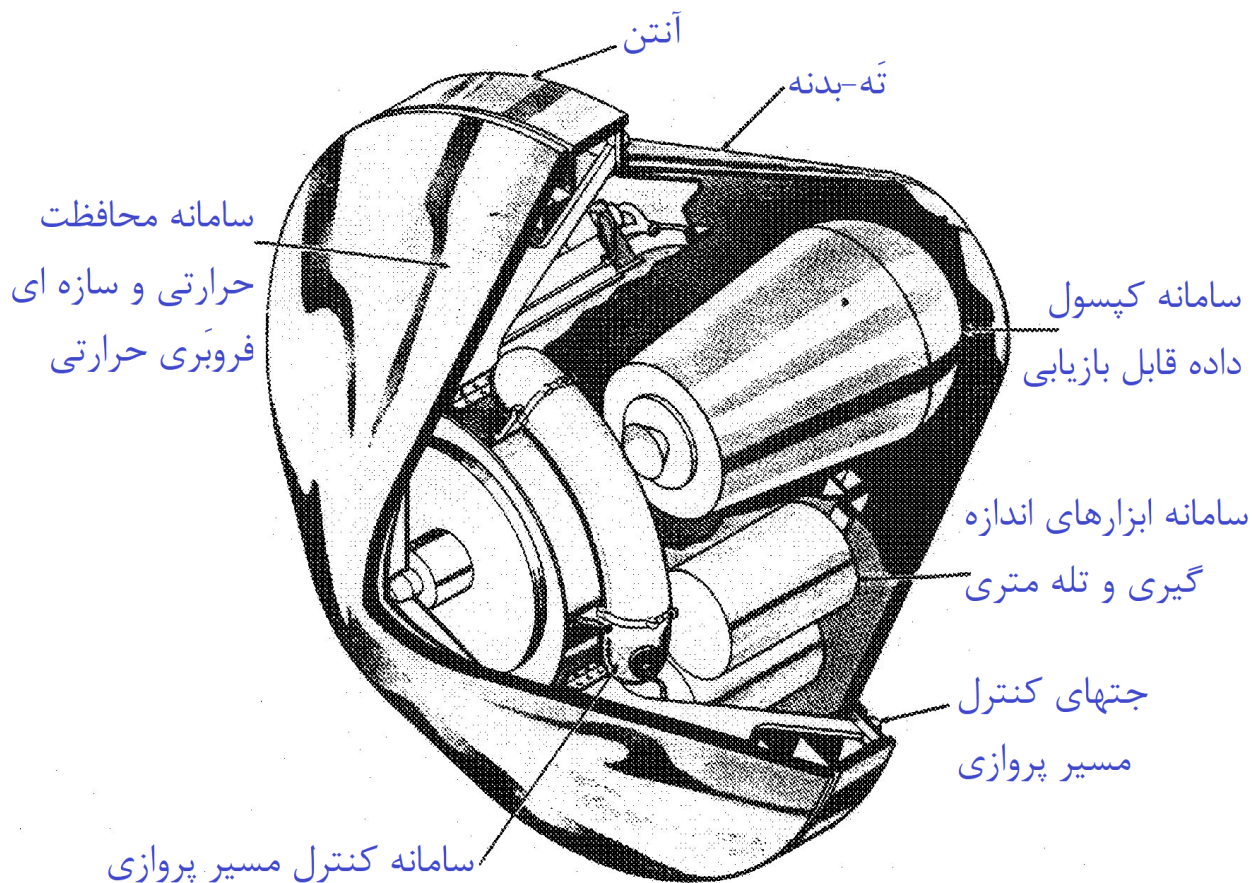


وسیله های ورود به جو کروی خالص در کپسولهای اولیه شوروی با نام وُستوک و وُسخود و وسیله های فرود مریخ و ونرای شوروی مورد استفاده قرار گرفت. در مدول فرماندهی آپولو از یک سپر حرارتی سربنده مقطع کروی با ته-بدنه مخروطی همگرا استفاده شد. این مدول، ورود به جو دارای برآ با زاویه حمله پایدار ماوراءصوتی برابر با 27- درجه داشت (زاویه حمله صفر مربوط به نوک-گرد به سمت جلو است) تا نسبت برآ به پسای آن (اصطلاحاً L/D) برابر با 0.368 شود [۱۱]. برای برآیند با استفاده از جابجا کردن مرکز ثقل وسیله از محور تقارن آن، مقداری از کنترل عمود بر برد را فراهم می کند. با این کار، می توان نیروی برآ را با استفاده از چرخاندن کپسول حول محور طولی آن به سمت چپ یا راست، هدایت کرد. مثالهای دیگر از هندسه مقطع کروی در کپسولهای سرنشین دار، سایوز/زوند، جِمینِی، و مِرکوری هستند. حتی این مقادیر اندک نیروی برآ، امکان مسیرهای پروازی را فراهم می کند که اثرات بسیار چشمگیری بر روی نیروی g بیشینه داشته باشد که از مقدار 8-9 g برای مسیر بالستیکی خالص (کاهش سرعت یافته فقط با استفاده از پسا) به 4-5 g کاهش می یابد، همچنان که گرمای بیشینه ورود به جو را نیز به نحو قابل توجهی کاهش می دهد [۱۲].

کره-مخروط

کره-مخروط، مقطع کروی با مخروطی متصل به آن است. پایداری دینامیکی کره-مخروط معمولاً بهتر از مقطع کروی است. وسیله ورود به جو از نوک کروی وارد جو می شود. با زاویه نیم-راس مخروط به اندازه کافی کوچک و قرارگیری مناسب مرکز ثقل، کره-مخروط می تواند از ورود به جو کپلری تا اصابت به سطح، پایداری

آیرودینامیکی را فراهم کند. (زاویه نیم-راس مخروط، زاویه میان محور تقارن دورانی مخروط و سطح بیرونی آن است و از اینرو زاویه نیم-راس مخروط با یال سطح مخروط ایجاد می شود).



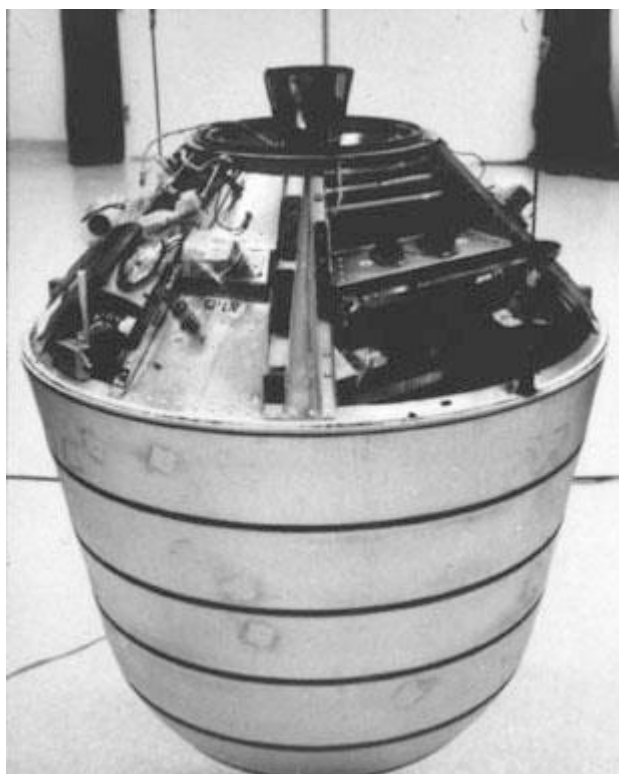
نمونه ای از وسیله بازگشت پذیر به جو (بازآی یا کلاهک) مبتنی بر تئوری جسم نوک-گرد

پوسته آیرودینامیک کره-مخروط آمریکایی اولیه، بازآی (وسیله برگشت پذیر به جو) Mk-2 بود که در سال ۱۹۵۵ توسط شرکت جنرال الکتریک توسعه داده شد. طراحی Mk-2 از تئوری جسم نوک-گرد گرفته شد و در آن از یک سامانه محافظت حرارتی خنک شونده به روش تشعشعی مبتنی بر سپر حرارتی فلزی، استفاده شده بود (انواع سامانه های محافظت حرارتی در ادامه این کتاب توصیف خواهند شد). بازآی Mk-2 به عنوان یک سامانه حمل سلاح، اشکالات چشمگیری داشت؛ این سرچنگی به دلیل ضریب بالستیکی اندکی که داشت، مدت زمان زیادی را در جو بالایی سپری می کرد و جریانی از فلز تبخیر شده در دنباله آن، رویت آن را برای رادارها آسان می کرد. این اشکالات، بازآی Mk-2 را در برابر سامانه های پدافندی ضد موشکی، بسیار آسیب پذیر می کرد. متعاقباً یک بازآی کره-مخروط جایگزین به جای Mk-2 توسط شرکت جنرال الکتریک توسعه داده شد.



بازآی Mk-6، سلاح دوران جنگ سرد و پدربزرگ اغلب کلاهکهای موشکهای بالستیک آمریکایی

این بازآی جدید، Mk-6 بود که از سامانه محافظت حرارتی فداشونده غیرفلزی نایلون-فنولیک در آن استفاده شده بود. این سامانه محافظت حرارتی جدید به عنوان یک سپر حرارتی در ورود به جو، به اندازه ای موثر بود که به نحو چشمگیری گردی نوک بازآی را کاهش داد. البته، کلاهک Mk-6 یک بازآی با جرم ورود برابر با ۳۳۶۰ کیلوگرم، طول ۳.۱ متر و زاویه نیم-راس مخروط ۱۲.۵ درجه بود. پیشرفتهای بعدی در تسلیحات هسته ای و طراحی سامانه های محافظت حرارتی فداشونده موجب شد تا بازآی های به مراتب کوچکتر و با نسبت گردی نوک کمتر نسبت به Mk-6 توسعه پیدا کند. از دهه ۱۹۶۰، کره-مخروط، هندسه ترجیحی برای بازآی های موشکهای بالستیک قاره پیمای مدرن با زوایای نیم-راس مخروط بین ۱۰ تا ۱۱ درجه بوده است.



وسیله بازیابی فیلم ماهواره شناسایی نوع «کاشف»

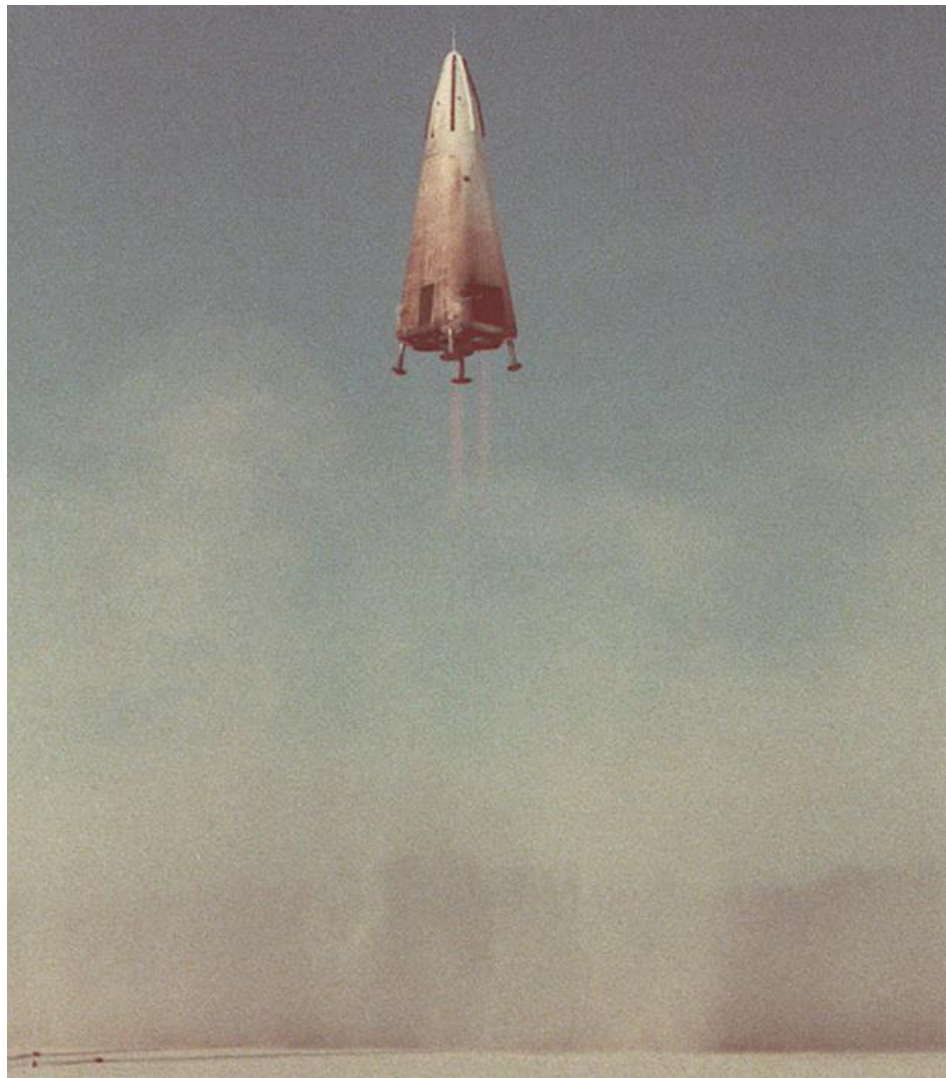


کاوشگر گاليله در مراحل مونتاژ نهایی

وسیله های بازیابی ماهواره های شناسایی نیز از شکل کره-مخروط استفاده کرده و نخستین نمونه آمریکایی وسیله ورود به جو غیر تسلیحاتی محسوب می شوند (ماهواره کاشف-۱ در ۲۸ فوریه ۱۹۵۹ پرتاب شد). کره-مخروط بعداً برای مأموریت های کاوش های فضایی به دیگر اجرام آسمانی یا برای بازگشت از فضای باز، مانند کاوشگر استارداست، مورد استفاده قرار گرفت. برخلاف بازآی های نظامی، مزیت جرم کمتر سامانه محافظت حرارتی بدنه نوک-گرد در وسیله های ورود به جو کاوش های فضایی مانند کاوشگر گاليله با زاویه نیم-راس

مخروط ۴۵ درجه یا پوسته آیرودینامیک وایکینگ با زاویه نیم-راس مخروط ۷۵ درجه، باقی ماند. وسیله های ورود به جو کاوشهای فضایی کره-مخروط بر روی سطح سیارات مریخ، ناهید، مشتری، و تیتان فرود آمده اند.

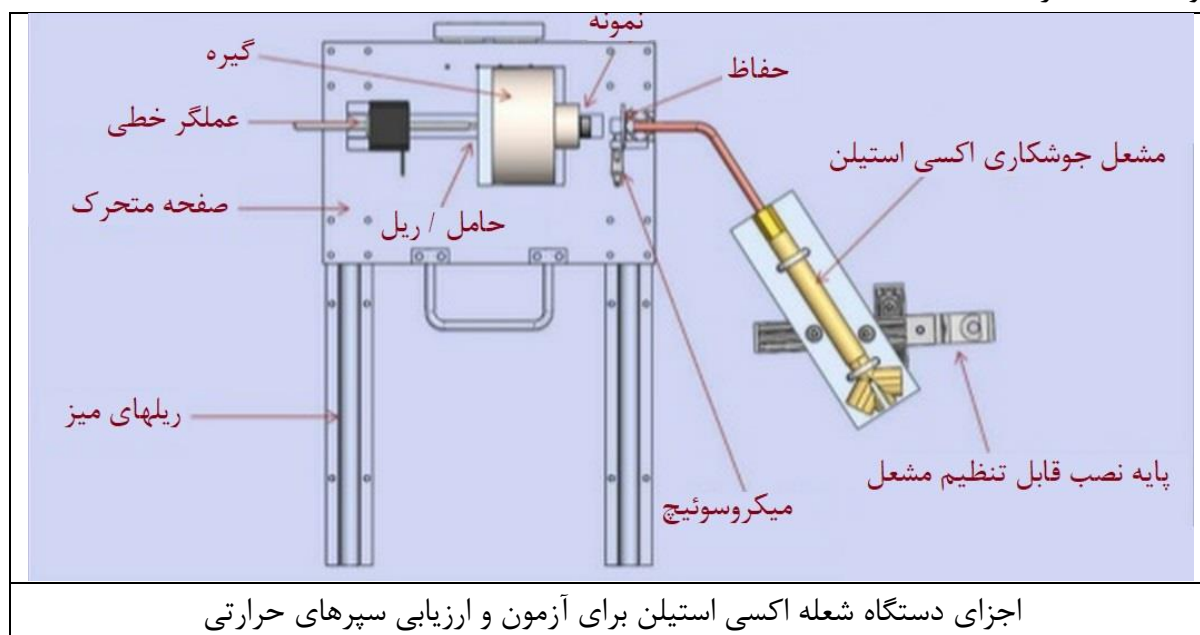
دومخروطی



وسیله مدارنورد DC-X نشان داده شده در پرواز نخست آن، نمونه ای از وسیله تک-مرحله ای برای رسیدن به مدار زمین بوده و در آن از شکل دو مخروطی (مشابه بازای مانورپذیر پیشرفته) استفاده شده است.

شکل دو-مخروط، یک کره-مخروط است که به مخروط دیگری متصل شده است. هندسه دو مخروط، نسبت نیروی برآ به پسا (L/D) بسیار بهتری را ارائه می کند. یک دو مخروط طراحی شده برای مانور انتقال مداری آیرودینامیکی برای مریخ، نوعا دارای برآ به پسا (L/D) برابر با 1.0 است در حالی که L/D برای مدول فرماندهی آپولو برابر با 0.368 است. نسبت برآ به پسای (L/D) بالاتر، شکل دو-مخروط را برای انتقال انسان به مریخ مناسبتر کرده است زیرا شتاب منفی بیشینه کمتری دارد. احتمالا مهمترین دو-مخروطی که تاکنون به پرواز در آمده، وسیله ورود به جو (بازای) مانورپذیر پیشرفته است (AMaRV). چهار بازای مانورپذیر پیشرفته توسط شرکت مک-دانل داگلاس ساخته شده است و جهشی چشمگیر در پیچیدگی بازای محسوب

می شود. سه بازآی مانورپذیر پیشرفته، در تاریخهای ۲۰ دسامبر ۱۹۷۹، ۸ اکتبر ۱۹۸۰، و ۴ اکتبر ۱۹۸۱، توسط موشک بالستیک قاره پیمای مینتمن-۱ شلیک شد. بازآی مانورپذیر پیشرفته دارای وزن ورود به جو تقریباً ۴۷۰ کیلوگرم، شعاع دماغه ۲.۳۴ سانتیمتر، زاویه نیم-راس مخروط جلویی ۱۰.۴ درجه، شعاع بین دو مخروط ۱۴.۶ سانتیمتر، زاویه نیم-راس مخروط دوم ۶ درجه، و طول محوری ۲.۰۷۹ متر است. نمودار یا عکس دقیقی از بازآی مانورپذیر پیشرفته تاکنون در منابع عمومی ارایه نشده است. اگرچه، ترسیمی طرحوار از وسیله ای شبیه بازآی مانورپذیر پیشرفته با مسیرهای پروازی که نشان دهنده مسیر زیگزاگی شبیه سنجاق مو است، منتشر شده است [۱۳].



وضعیت بازآی مانورپذیر پیشرفته از طریق بال باز شونده مجزا از بدنه (که بال مُرغی مجزا از بدنه در راستای باد نیز نامیده شده است) که دو بال مُرغی (فلاپ) نیز بر روی طرفین بازآی نصب شده است. برای کنترل فلاپها از عملگر هیدرولیکی استفاده شده است. بازآی مانورپذیر پیشرفته توسط سامانه ناوبری تمام خودکار که برای گریز از رهگیری توسط موشک ضدبالستیک طراحی شده، هدایت می شود. بازآی DC-X (که دو مخروط نیز است) اساساً یک نسخه مقیاس شده و بزرگ شده بازآی مانورپذیر پیشرفته است. بازآی مانورپذیر پیشرفته و DC-X به عنوان مبنایی برای پیشنهاد ناموفق برای آنچه که نهایتاً لاکهید مارتین X-33 شد، محسوب می شود.

شکلهای نامتقارن

شکلهای نامتقارن برای وسیله های ورود به جو سرنشین دار مورد استفاده قرار گرفته است. یک مثال آن، وسیله مدارگرد بالدار است که از بال مثلثی برای مانور هنگام نزول بهره می گیرد که شباهت زیادی به یک گلایدر معمولی دارد. این روش در شاتل فضایی آمریکایی و سفینه فضایی شوروی به نام بوران مورد استفاده

قرار گرفته است. جسم برآ نیز هندسه دیگر برای جسم ورود به جو است و در وسیله X-23 پرایم (بازیابی دقیق شامل ورود با مانور) به کار رفته است.

گرمایش ورود به جو



نمای کابین شاتل فضایی هنگام بازگشت به جو STS-42. به دلیل تراکم و اصطکاک هوا، مولکولها پلاسمای بسیار داغی تولید می کنند که در طیف قرمز-نارنجی می درخشد.

اجسام در ورود به جو از فضا با سرعتهای بسیار بالا نسبت به جو، موجب ایجاد سطح بسیار بالایی از گرمایش می شود. گرمایش ورود به جو اساساً از دو منبع می آید [۱۴]:

- گرمایش همرفتی از دو نوع:

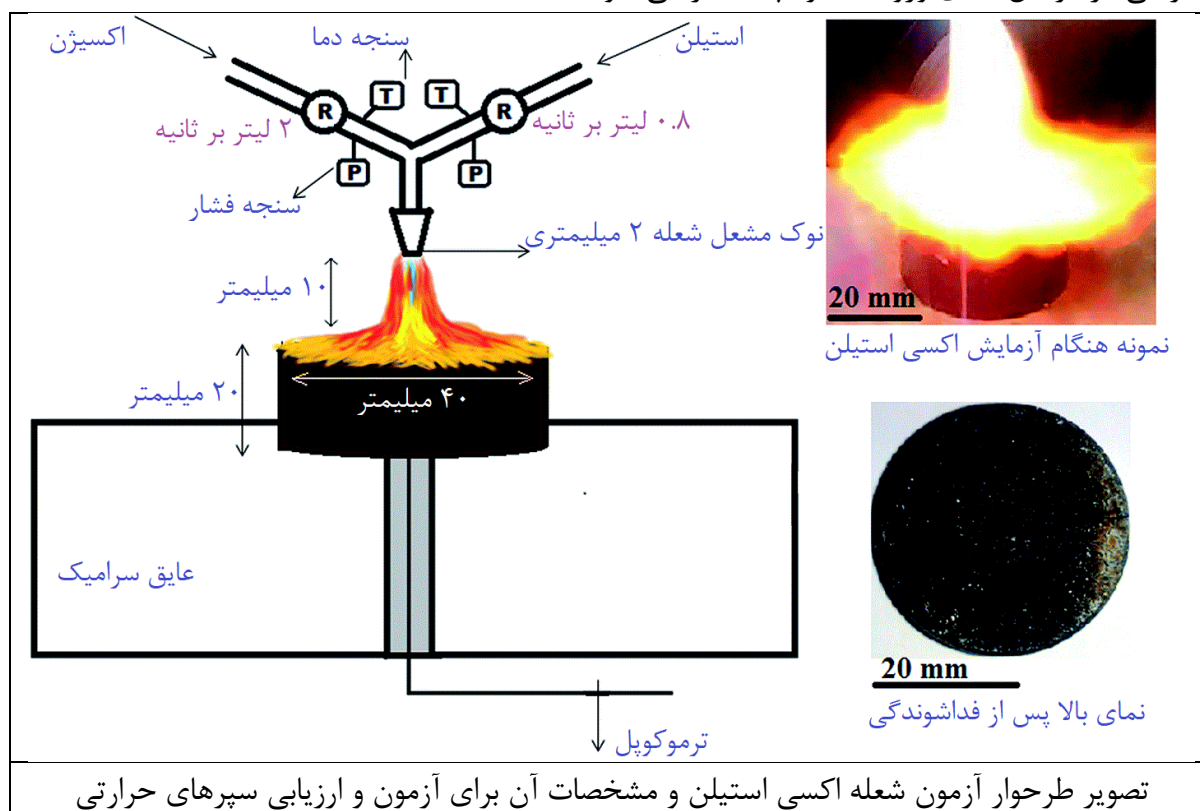
✓ جریان گاز داغ عبور کننده از سطح جسم

✓ واکنشهای ترکیب مجدد شیمیایی کاتالیتیک میان سطح شیء و گازهای جو

- گرمایش تشعشعی ناشی از لایه شوک پرنرژی که در جلو و اطراف شیء تشکیل می شود

با افزایش سرعت، هر دو نوع گرمایش همرفتی و تشعشعی افزایش می یابد. در سرعتهای بالا، گرمایش تشعشعی به سرعت چشمگیرتر از شارهای حرارتی همرفتی می شود، چرا که گرمایش همرفتی متناسب با توان سوم سرعت است، در حالی که گرمایش تشعشعی متناسب با توان هشتم سرعت می باشد. گرمایش تشعشعی (که

به شدت وابسته به طول موج است) در مراحل نخستین ورود به جو چشمگیر است در حالی که گرمایش همرفتی در مراحل بعدی ورود به جو، چشمگیر می شود [۱۴].



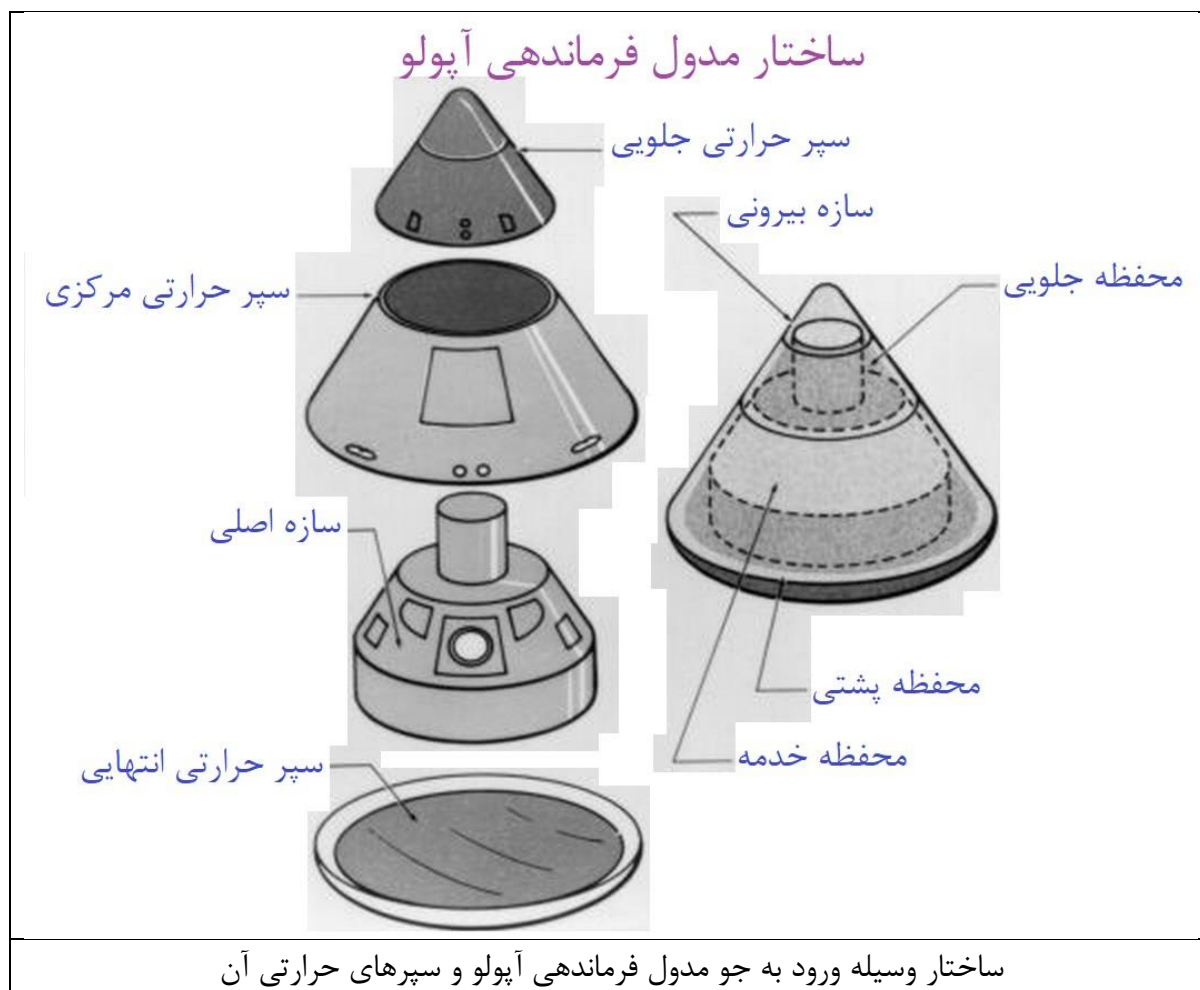
فیزیک گاز لایه شوک

نوعاً در دماهای ورود به جو، هوا در لایه شوک، یونیزه و تجزیه می شود. این تجزیه شیمیایی، بهره گیری از مدل‌های فیزیکی گوناگون برای توصیف خواص حرارتی و شیمیایی لایه شوک را ضروری می کند. چهار مدل فیزیکی پایه برای گاز وجود دارد که برای مهندسين هوانوردی که سپرهای حرارتی را طراحی می کنند اهمیت دارد:

مدل گاز کامل

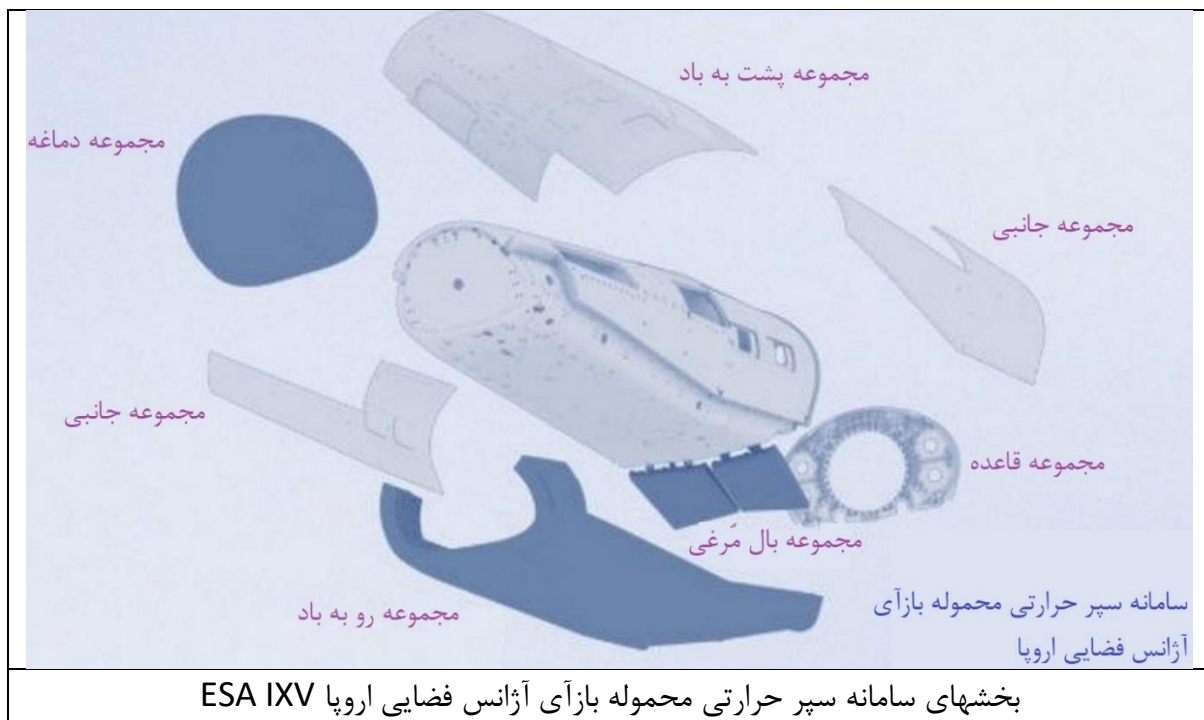
تقریباً همه مهندسين هوانوردی، مدل گاز کامل (ایده آل) را در دوران آموزش کارشناسی خود می آموزند. اغلب روابط مهم گاز کامل به همراه جداول و نمودارهای مربوطه در گزارش NACA 1135 آورده شده اند [۱۵]. بخشهایی از گزارش NACA 1135 غالباً در پیوستهای کتابهای درسی ترمودینامیک آورده شده و برای اغلب مهندسين هوانوردی که هواپیمای فراصوتی طراحی می کنند، آشنا است.

تئوری گاز کامل، جالب بوده و برای طراحی هواپیما بسیار سودمند است ولیکن فرض می کند که گاز به لحاظ شیمیایی، خنثی است. از دیدگاه طراحی هواپیما، هوا می تواند برای دماهای کمتر از ۵۵۰ کلوین در فشار یک اتمسفر، خنثی باشد. تئوری گاز کامل در دمای ۵۵۰ کلوین شروع به نقض شدن کرده و در دماهای بیش از ۲۰۰۰ کلوین قابل استفاده نیست. برای دماهای بیش از ۲۰۰۰ کلوین، طراح سپر حرارتی باید از مدل گاز واقعی بهره گیرد.



مدل گاز واقعی (تعادلی)

گشتاور فراز وسیله ورود به جو می تواند تحت تاثیرات گاز واقعی به طرز چشمگیری تاثیر بپذیرد. مدول فرماندهی آپولو و نیز شاتل فضایی با استفاده از گشتاورهای فراز نادرست که از مدل غیردقیق گاز واقعی به دست آمده اند، طراحی شده اند. زاویه حمله پایدار مدول فرماندهی آپولو بیشتر از آنچه که ابتدا برآورد شده بود، بوده است که موجب شد دادلان ورود به جو بازگشت از ماه، باریکتر شود. مرکز آیرودینامیکی فضایی کلمبیا به دلیل اثرات گاز واقعی، جلوتر از مقدار محاسبه شده آن بوده است. در پرواز نخست کلمبیا (STS-1)، فضانوردان جان دبلیو. یانگ و رابرت کریپن، لحظات پر اضطرابی را در ورود به جو هنگامی که نگرانی درباره از دست رفتن کنترل وسیله وجود داشت، داشتند [۱۶].

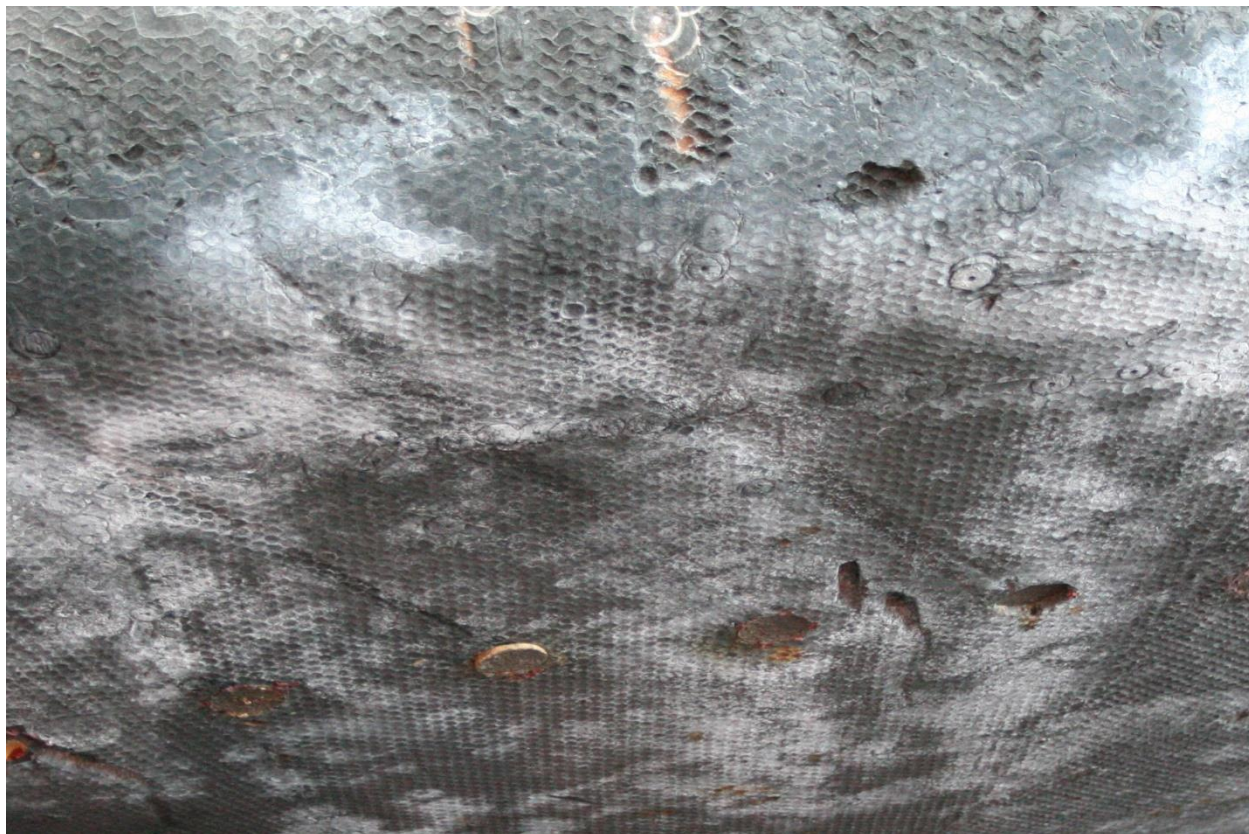


مدل گاز واقعی تعادلی فرض می کند که گاز به لحاظ شیمیایی، واکنش پذیر است، اما در عین حال فرض می کند که همه واکنشهای شیمیایی، زمانی برای کامل شدن داشته اند و همه اجزای گاز، دمای یکسانی دارند (این فرض، تعادل ترمودینامیکی نامیده می شود). هنگامی که هوا تحت تاثیر موج شوک قرار می گیرد، در اثر تراکم، فوق داغ شده و در واکنشهای شیمیایی متعدد و گوناگونی، تجزیه می شود. اصطکاک مستقیم بر روی شیء ورود به جو، علت اصلی گرمایش لایه شوک نیست. گرمایش لایه شوک عمدتاً ناشی از گرمایش ایزوتروپیک (آدیاباتیک برگشت پذیر) مولکولهای هوا درون موج تراکمی است. افزایشهای آنتروپی مبتنی بر اصطکاک مولکولها درون موج نیز منجر به گرمایش می شود. فاصله موج شوک از نقطه توقف بر روی لبه حمله وسیله ورود به جو، فاصله توقف موج شوک نامیده می شود. طبق یک قاعده تقریبی، فاصله توقف موج شوک، 0.14 ضرب در شعاع دماغه است. می توان زمان پیمایش مولکول گاز از موج شوک تا نقطه سکون را با فرض سرعت جریان آزاد 7.8 کیلومتر بر ثانیه و شعاع دماغه یک متر، برآورد کرد، که زمان پیمایش حدود 18 میکروثانیه می باشد. این تقریباً زمان مورد نیاز تجزیه شیمیایی فعال شده با موج شوک برای نزدیک شدن به تعادل شیمیایی در لایه شوک برای ورود با سرعت 7.8 کیلومتر بر ثانیه به هوا هنگام پیشینه شار گرمایشی است. متعاقباً، همچنان که هوا به نقطه سکون وسیله ورود به جو نزدیک می شود، هوا به نحو موثری به تعادل شیمیایی رسیده و لذا مدل تعادلی، قابل استفاده می شود.

انواع سامانه های محافظت حرارتی

سامانه محافظت حرارتی، مانعی است که از فضاپیما در برابر گرمای سوزان ورود به جو، محافظت می کند. هدف ثانویه آن، ممکن است محافظت از فضاپیما در برابر گرما و سرمای فضا هنگام قرار گرفتن در مدار باشد. روشهای متعددی برای محافظت حرارتی فضاپیما به کار گرفته می شود که مثالهایی از آنها، سپرهای حرارتی فداشونده، سرمایش غیرفعال، و سرمایش فعال سطوح فضاپیما است.

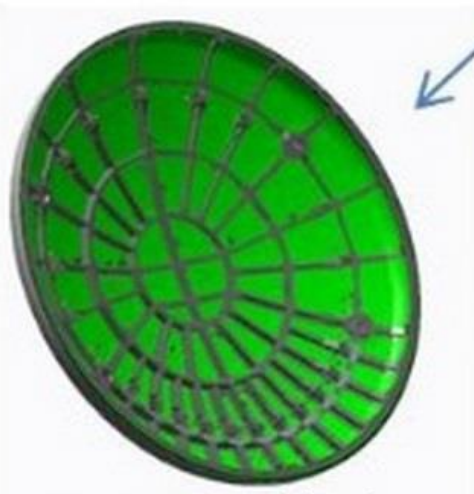
سپر حرارتی فداشونده



سپر حرارتی فداشونده (پس از به ورود به جو و رسیدن به زمین) بر روی کپسول آپولو ۱۲ عملکرد سپر حرارتی فداشونده به این شکل است که گاز لایه شوک داغ را از جداره بیرونی سپر حرارتی برمی دارد (لایه مرزی خنک تری ایجاد می کند). از وزیدن محصولات واکنش گازی از ماده سپر حرارتی، لایه مرزی ایجاد شده که در برابر همه انواع شار گرمایشی محافظت ایجاد می کند. کل فرآیند کاهش شار حرارتی تجربه شده توسط دیواره بیرونی سپر حرارتی، با روشی از لایه مرزی به نام انسداد، ایجاد می شود. در یک سامانه محافظت حرارتی فداشونده، فداشوندگی در دو سطح رخ می دهد: سطح بیرونی ماده محافظ حرارتی، تبدیل به زغال شده، ذوب شده و تصعید می شود، در حالی که درون ماده محافظ حرارتی تحت فرآیند آتش-کافت (پیرولیز) قرار گرفته و محصولات گازی از آن ساطع می شود. گاز تولید شده با آتش-کافت، همان چیزی است که فرآیند دمیدن را انجام داده و موجب انسداد شار حرارتی همرفتی و کاتالیتیک می شود. آتش-کافت را می توان بی درنگ، با استفاده از تحلیل گرما-گران-سنجی (ترموگراویمتری) اندازه گیری کرد، به گونه ای که عملکرد فداشوندگی را می توان ارزیابی نمود [۲۱].



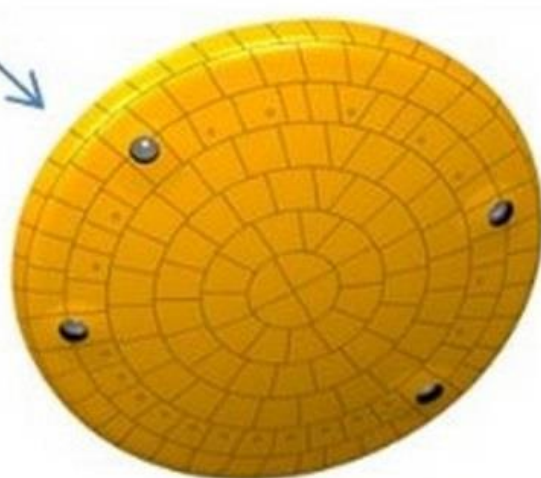
سپر حرارتی مدول فرماندهی EM-1 فضاپیمای اورپون



سازه حامل:

اسکلت تیتانیومی

پوسته کامپوزیت کربن دما بالا



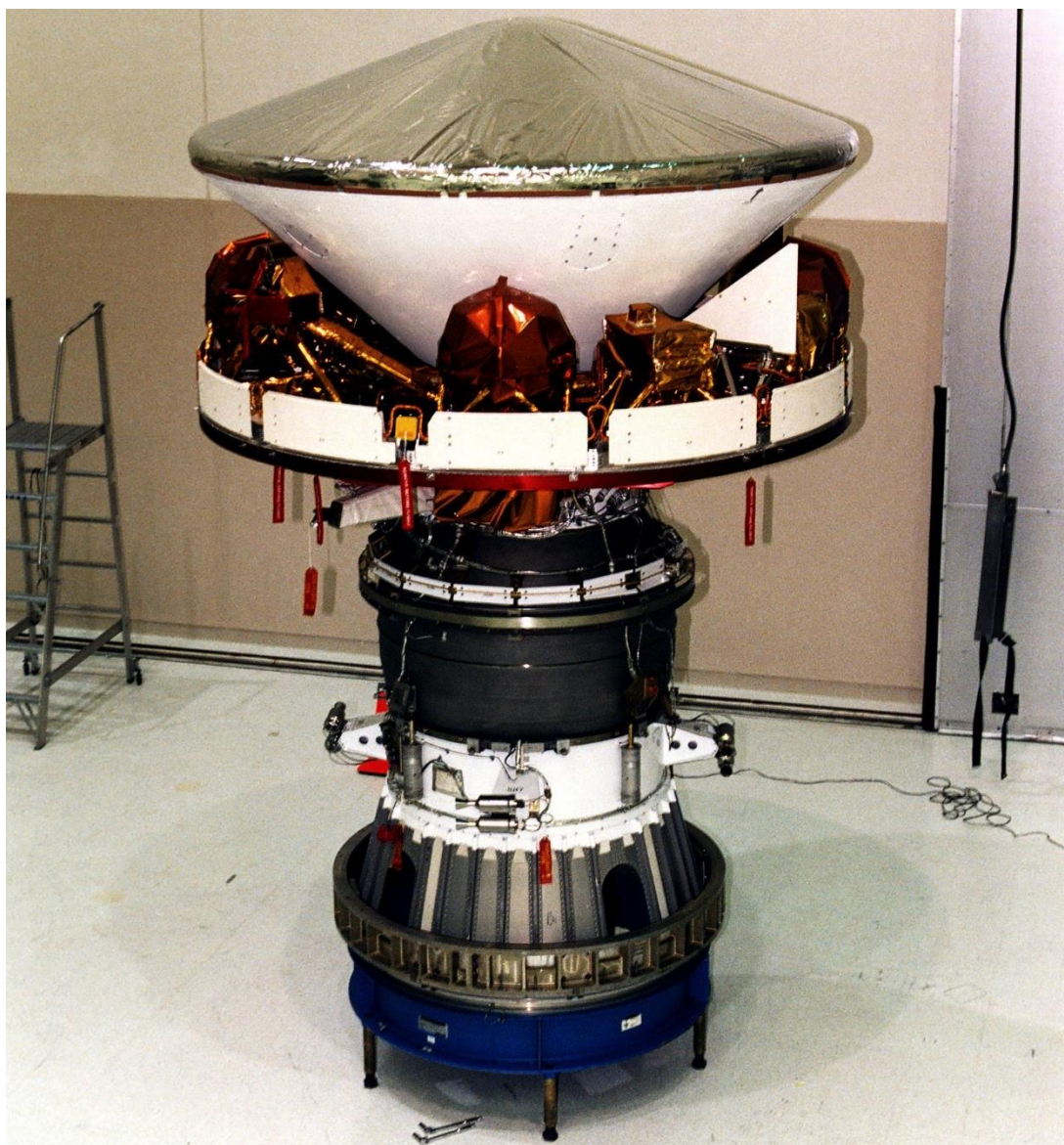
سامانه فداشوندگی:

بلوکهای Avcoat

بالشتکهای فشاری الیاف کوارتز

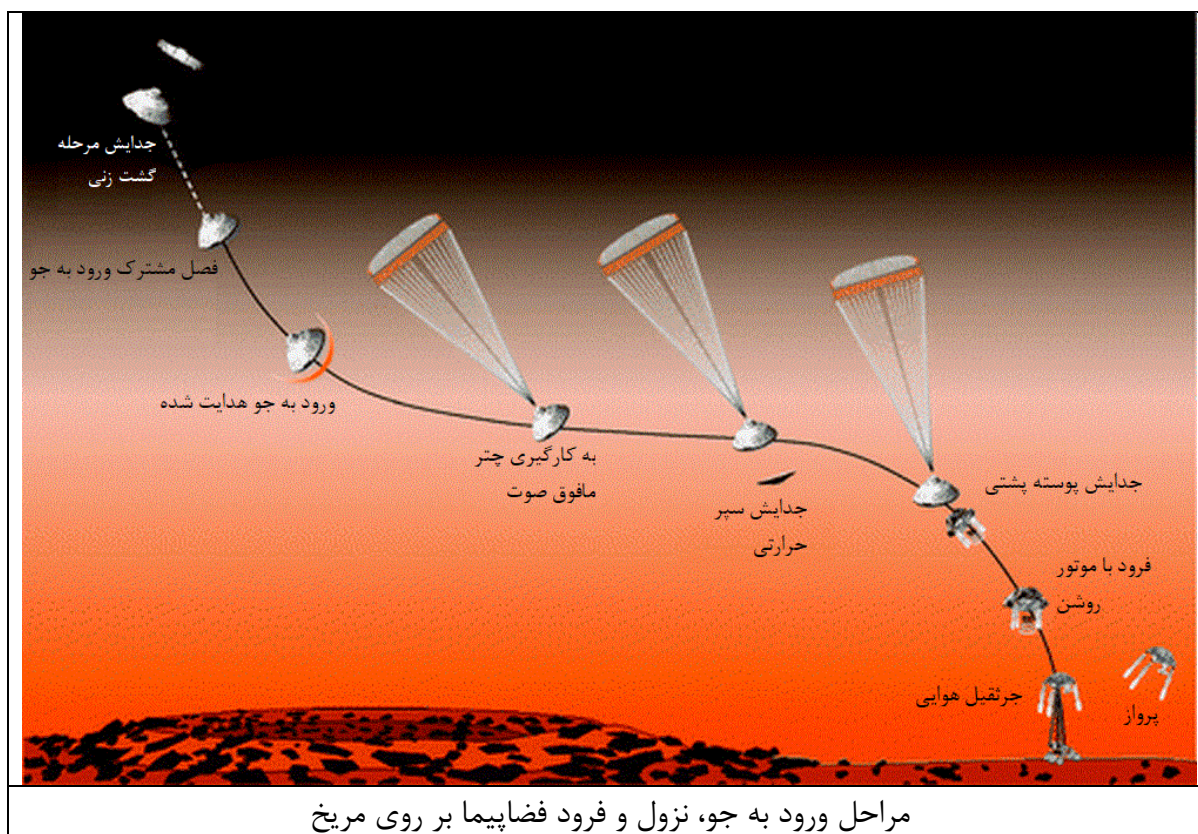
اجزای سامانه سپر حرارتی محموله بازآی فضاپیمای اورپون

فداشوندگی می تواند با اعمال کربن به درون لایه شوک، در برابر شار گرمایشی تشعشعی نیز انسداد ایجاد کند که از اینرو به لحاظ اپتیکی، آن را مات می کند. انسداد شار گرمایشی تشعشعی، سازوکار اصلی محافظت حرارتی ماده محافظ حرارتی کاوشگر گالیله (کربن فنولیک) بود. کربن فنولیک در ابتدا به عنوان ماده گلویی شیپوره (نازل) موشک (مورد استفاده در موتور تقویتی سوخت جامد شاتل فضایی) و نیز دماغه بازآی ها توسعه داده شد. در ایالات متحده، پژوهش اولیه درباره فناوری فداشوندگی، در مرکز پژوهشی آمس ناسا واقع در میدان موفت کالیفرنیا متمرکز بود. مرکز پژوهشی آمس، مکانی ایده آل بود، زیرا تونل بادهای متعددی با قابلیت تولید سرعت بادهای متغیر، داشت. در آزمایشهای اولیه، نوعا نمونه ماده فداشونده درون تونل باد ماوراءصوتی نصب شده و مورد تحلیل قرار می گرفت [۲۲]. آزمایش مواد فداشونده در مرکز جت قوس (جت آرک) آمس رخ می دهد. بسیاری از سامانه های محافظت حرارتی فضاپیماها در این تاسیسات مورد آزمایش قرار گرفته که از جمله آنها، مواد سپر حرارتی آپولو، شاتل فضایی، و اورپون می باشد [۲۳].



مسیریاب مریخ در مرحله مونتاژ نهایی که پوسته آیرودینامیک، حلقه گشت زنی، و موتور سوخت جامد آن نشان داده شده است.

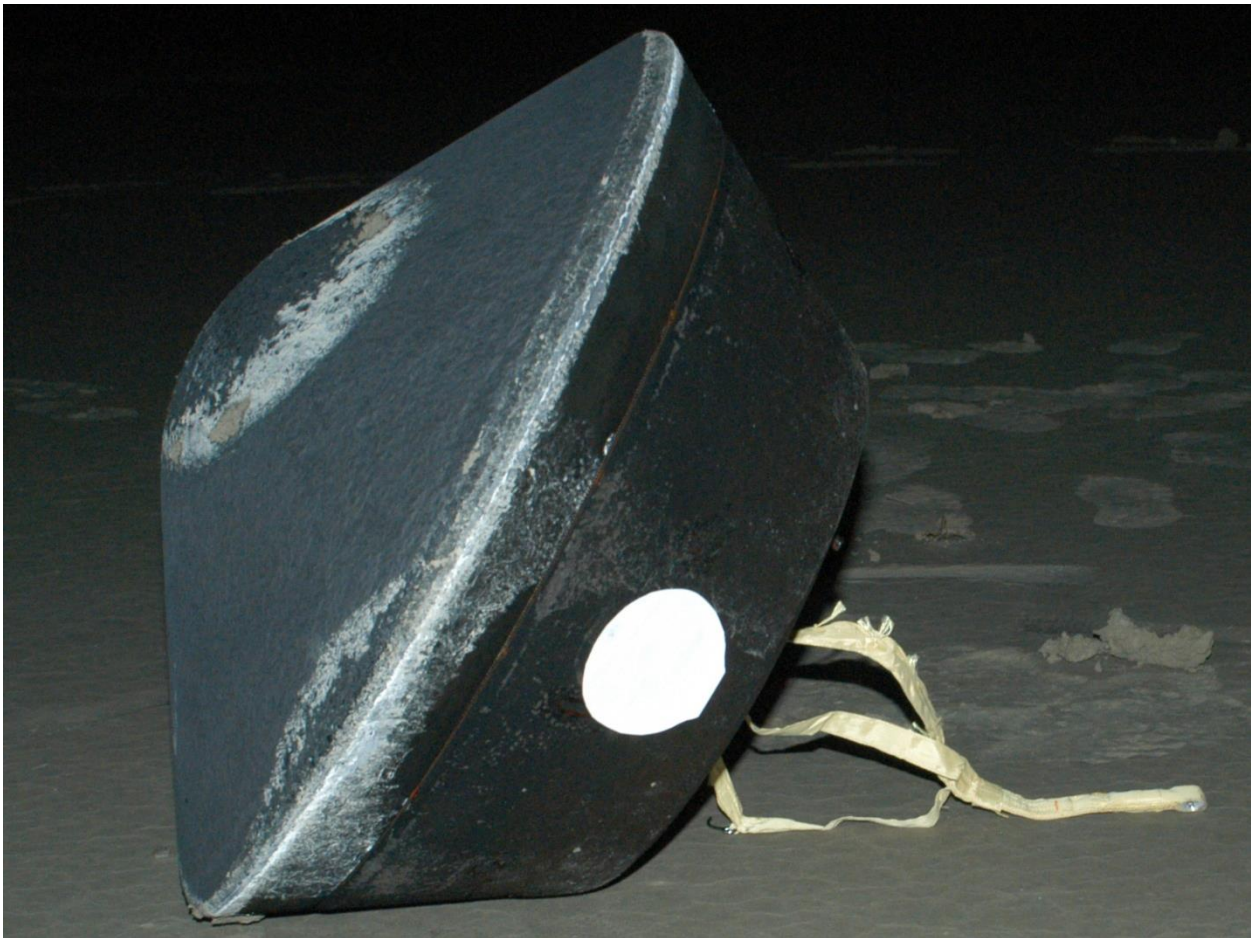
رسانایی گرمایی یک ماده سپر حرارتی با چگالی ماده متناسب است [۲۴]. کربن فنولیک، ماده فداشونده بسیار موثری است، اما چگالی بالایی دارد که نامطلوب است. اگر شار گرمایشی تجربه شده توسط وسیله ورود به جو، برای ایجاد آتش-کافت (پیرولیز)، ناکافی باشد، آنگاه رسانایی گرمایی ماده محافظ حرارتی می تواند موجب رسانایی شار حرارتی به ماده چسبنده محافظ حرارتی شده و موجب شکست سامانه حرارتی شود. متعاقباً برای مسیرهای پروازی با شار حرارتی کمتر، کربن فنولیک گاهی نامناسب بوده و مواد محافظت حرارتی با چگالی پایین تر مانند مثالهای زیر می تواند گزینه های طراحی مناسب تری باشد.



فداشونده فوق سبک

نمونه ای از فداشونده فوق سبک (SLA)، SLA-561V است. این فداشونده به طور اختصاصی توسط شرکت لاکهید مارتین توسعه داده شده که به عنوان ماده اصلی سپر حرارتی بر روی همه وسیله های ورود به جو کره-مخروط ۷۰ درجه که توسط ناسا به مریخ فرستاده شده (به جز آزمایشگاه علمی مریخ)، به کار رفته است. فداشونده فوق سبک SLA-561V در شار حرارتی تقریباً ۱۱۰ وات بر سانتیمتر مربع، فداشوندگی چشمگیری را آغاز می کند، اما در شارهای حرارتی بیش از ۳۰۰ وات بر سانتیمتر مربع دچار شکست خواهد شد. سپر حرارتی پوسته آیرودینامیک MSL (آزمایشگاه علمی مریخ) برای مقاومت در برابر شار حرارتی بیشینه ۲۳۴ وات بر سانتیمتر مربع طراحی شده است. شار حرارتی بیشینه تجربه شده توسط پوسته آیرودینامیک وایکینگ ۱، که بر روی مریخ فرود آمد برابر با ۲۱ وات بر سانتیمتر مربع بوده است. برای وایکینگ ۱، سامانه محافظت حرارتی به عنوان عایق حرارتی زغال شده عمل می کند و هرگز فداشوندگی چشمگیری را تجربه نمی کند. وایکینگ ۱ نخستین وسیله فرود بر مریخ بوده و مبتنی بر یک طراحی بسیار محافظه کارانه است. پوسته آیرودینامیک وایکینگ دارای قطر قاعده ۳.۵۴ متری بود (بزرگترین قطر وسیله به کار رفته بر روی مریخ تا پیش از آزمایشگاه علمی مریخ). عایق SLA-561V با اعمال ماده فداشونده به هسته لانه زنبوری که از پیش به سازه پوسته آیرودینامیک چسبانده شده، نصب می شود که ساخت سپر حرارتی بزرگ را امکان پذیر می کند [۲۵].

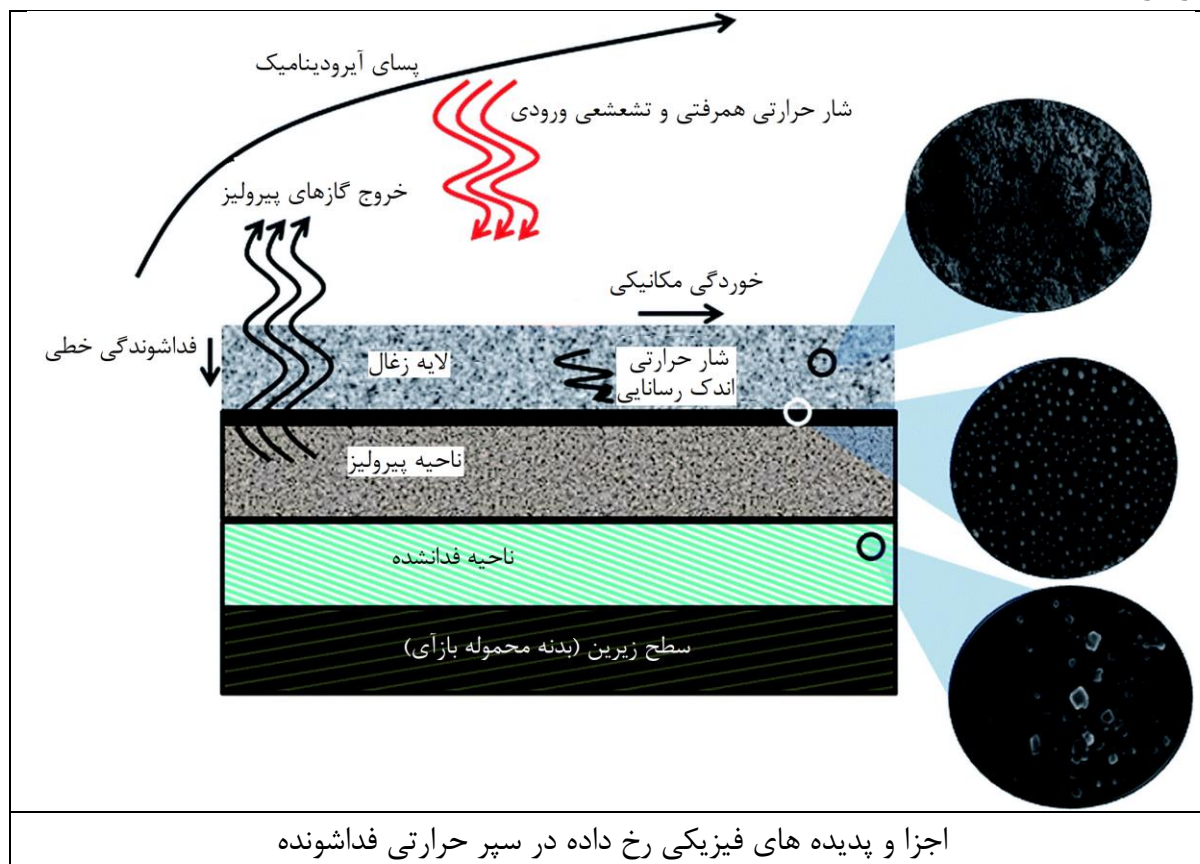
فداشونده کربن اشباع شده با فنولیک



کپسول بازگشت به جو نمونه استارداست (غبار ستاره) ناسا که به طور موفقیت آمیزی در میدان اوتاه نیروی هوایی ایالات متحده فرود آمد.

فداشونده کربن اشباع شده با فنولیک (PICA یا پیکا)، الیاف کربنی است که در رزین فنولیک از پیش شکل گرفته است [۲۶]، یک ماده محافظ حرارتی است و مزایای چگالی پایین (بسیار سبکتر از کربن فنولیک) را به همراه قابلیت فداشوندگی موثر در شار حرارتی بالا، دارد. این عایق، یک گزینه خوب برای کاربردهای فداشوندگی مانند شرایط گرمایش بیشینه بالا که در ماموریت‌های بازگشت نمونه یا ماموریت‌های بازگشت از ماه است. ضریب رسانایی گرمایی فداشونده کربن اشباع شده با فنولیک (PICA) کمتر از دیگر مواد فداشونده شار گرمایشی بالا، مانند کربن فنولیک‌های معمولی است. اختراع ماده پیکا توسط مرکز پژوهشی آمس ناسا در دهه ۱۹۹۰ ثبت شد و ماده محافظ حرارتی اصلی برای پوسته آیرودینامیک فضاپیمای استارداست محسوب می شد [۲۷]. کپسول بازگرداننده نمونه استارداست (با سرعت ۱۲.۴ کیلومتر بر ثانیه در ارتفاع ۱۳۵ کیلومتری)، سریعترین شیء ساخت بشر برای بازگشت به جو زمین بوده است. این کپسول، سریعتر از کپسول‌های ماموریت‌های آپولو بوده و ۷۰ درصد سریعتر از فضاپیمای شاتل بوده است [۲۸]. پیکا برای امکان پذیر شدن ماموریت استارداست که در سال ۲۰۰۶ به زمین بازگشت، حیاتی بود. سپر حرارتی استارداست (با قطر قاعده ۰.۸۱ متر) از قطعه ای یکپارچه ساخته شده بود که برای تحمل نرخ گرمایش بیشینه نامی ۱۲۰۰ وات بر

سانتیمتر مربع طراحی شده بود. سپر حرارتی پیکا همچنین برای ورود آزمایشگاه علمی مریخ به جو مریخ به کار گرفته شد [۲۹].



پیکا-ایکس

یک نسخه بهبود یافته و با روش تولید ساده تر با نام پیکا-ایکس در سالهای ۲۰۰۶-۲۰۱۰ توسط شرکت اسپیس ایکس برای کپسول فضایی دراگون توسعه داده شد [۳۰]. نخستین آزمایش ورود به جو سپر حرارتی پیکا ایکس بر روی مأموریت دراگون C1 در تاریخ ۸ دسامبر ۲۰۱۰ انجام شد [۳۱]. سپر حرارتی پیکا-ایکس توسط یک تیم کوچکی از تنها حدود ده نفر از مهندسين و تکنسین ها در کمتر از چهار سال، طراحی و توسعه داده شده و به طور کامل صحنه گذاری شد [۲۹]. هزینه تولید پیکا-ایکس، ده برابر کمتر از ماده سپر حرارتی پیکای ناسا است [۳۲].

پیکا-۳

نسخه بهبود یافته دوم پیکا، با نام پیکا-۳، در اواسط دهه ۲۰۱۰ توسط شرکت اسپیس ایکس توسعه داده شد. نخستین آزمایش پروازی آن بر روی فضاپیما دراگون سرنشین دار در سال ۲۰۱۹، طی مأموریت نمایش پروازی در آوریل ۲۰۱۹ انجام شد و در سال ۲۰۲۰ بر روی آن فضاپیما به خدمت گرفته شد.

سیر کا



پوسته آیرودینامیک برخوردی فضای عمیق ۲، یک کره-مخروط کلاسیک ۴۵ درجه با ته-بدنه مقطع کروی، پایداری آیرودینامیک را از ورود به جو تا اصابت به سطح، فراهم می کند.

سیرکا مخفف فداشونده سرامیکی چند-بار-مصرف اشباع شده با سلیکون (SIRCA) نیز در مرکز پژوهشی آمس ناسا توسعه داده شده و بر روی صفحه واسط پوسته پستی پوسته های آیرودینامیک مسیریاب مریخ و کاوشگر مریخ پیما به کار گرفته شده است. صفحه واسط پستی در نقاط اتصال میان پوسته پستی بدنه آیرودینامیک (که ته-بدنه یا بدنه عقبی نیز نامیده می شود) و حلقه پرسه زنی (که مرحله پرسه زنی نیز نامیده می شود) قرار گرفته است. سیرکا همچنین ماده سپر حرارتی اصلی برای کاوشگرهای ناموفق فضای عمیق ۲ و برخورد کننده مریخ بود که قطر قاعده پوسته آیرودینامیک آنها ۰.۳۵ متر بود. سیرکا یکپارچه است و ماده عایقی است که می تواند از طریق فداشوندگی محافظت حرارتی ایجاد کند. این ماده، تنها ماده محافظ حرارتی است که می تواند به شکلهای مورد نظر، ماشینکاری شده و مستقیماً بر روی فضاپیما به کار برده شود. برخلاف موزائیکهای شاتل فضایی، به هیچ فرآیند بعدی، عملیات حرارتی، یا پوشش اضافی، نیاز نمی باشد. از آنجا که سیرکا را می توان به شکلهای دقیق ماشینکاری نمود، می توان آن را به صورت موزائیک، مقاطع لبه حمله، کلاهکهای دماغه کامل یا به هر تعداد، شکل و اندازه دلخواه، اعمال نمود. از سال ۱۹۹۶، سیرکا در کاربردهای فصل مشترک پوسته پستی به کار گرفته شده است، اما هنوز به عنوان ماده محافظ حرارتی سربدنه مورد استفاده قرار نگرفته است [۳۴].

آوگت (AVCOAT)

آوگت یک سپر حرارتی مشخصه سازی شده توسط ناسا است که یک سیستم اپوکسی-نئوالاک پر شده با شیشه می باشد [۳۵]. ناسا در ابتدا آن را در دهه ۱۹۶۰ برای کپسول آپولو به کار گرفت، و سپس این ماده را برای فضاپیمای زیر مدار پایین اوریون به کار گرفت که پرواز آن در اواخر دهه ۲۰۱۰ ثبت شده است [۳۶]. فرمول آوگت به کار رفته بر روی اوریون، برای برآوردن قوانین زیست-محیطی که از پس از پایان پروژه آپولو به تصویب رسیده، تغییر کرد [۳۷-۳۸].

جذب حرارتی



فضانورد، آندره اس. دلیو. توماس نگاهی نزدیک به موزائیکهای سپر حرارتی زیر شاتل فضایی آتلانتیس می اندازد.



موزائیک صلب سیاه LI-900 که بر روی شاتل فضایی به کار گرفته شد.
آغشته شدن به حرارت

آغشته شدن به حرارت، بخشی از تقریباً همه طرحهای سامانه های محافظت حرارتی است. برای مثال، سپر حرارتی فداشونده، هنگامی که دمای جداره بیرونی به زیر کمینه لازم برای آتش-کافت (پیرولیز) می رسد، بخش زیادی از کارایی محافظت حرارتی خود را از دست می دهد. از آن زمان به بعد تا انتهای پالس حرارت، گرما از لایه شوک به درون جداره بیرونی سپر حرارتی منتقل شده و نهایتاً از طریق رسانایی، دمای محموله را افزایش می دهد. می توان با جدا کردن سپر حرارتی (که آغشته به حرارت شده) پیش از رسانایی حرارت به جداره درونی، از بروز این پدیده جلوگیری کرد.

نمونه ای از موزائیکهای سامانه محافظت حرارتی شاتل فضایی (LI-900)، خواص محافظت حرارتی چشمگیری دارد. یک موزائیک LI-900 که از یک سمت در معرض دمای ۱۰۰۰ درجه کلوین قرار گرفته باشد، سمت دیگر آن تنها به قدری گرم می شود که می توان به آن دست زد. اگرچه، این موزائیکها نسبتاً ترد بوده و به سادگی شکسته می شوند و نمی توانند در برابر بارندگی در حین پرواز، دوام بیاورند.

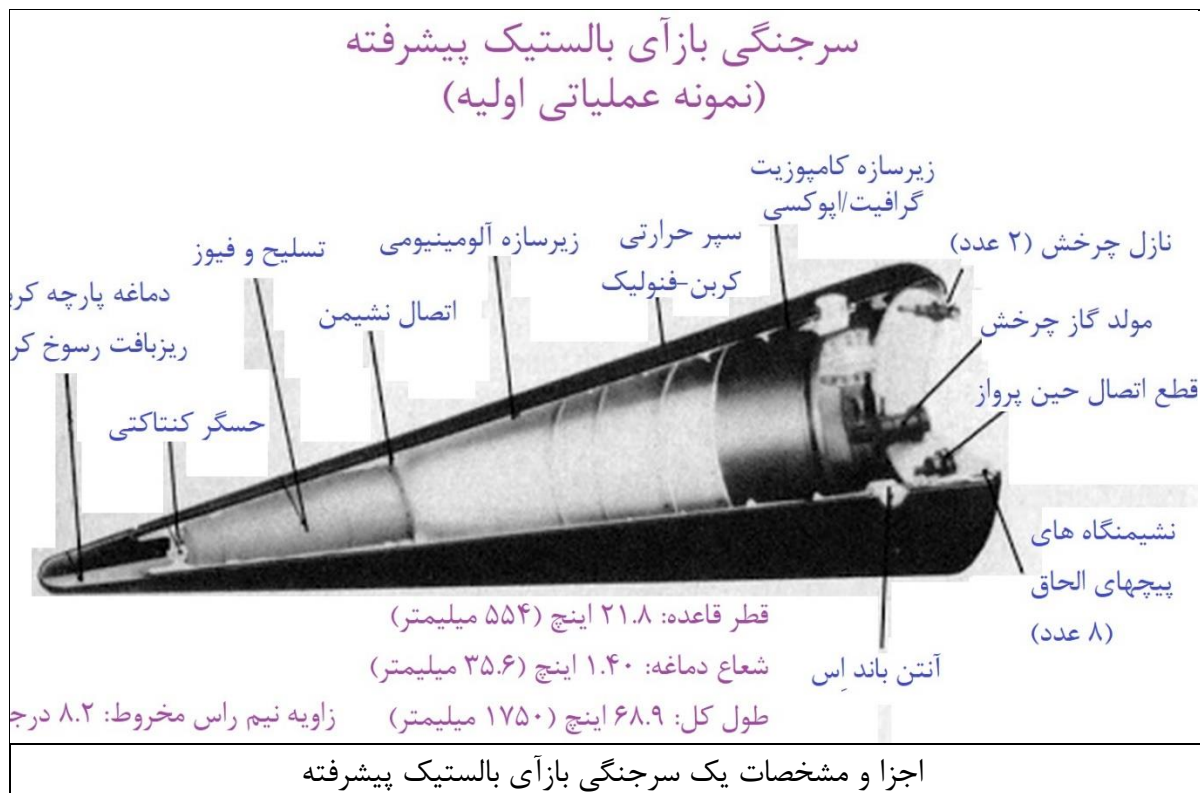
خنک شونده به روش غیرفعال

در برخی از بازآی های موشکهای بالستیک اولیه (مانند سرجنگی Mk-2 و فضاپیمای مرکوری زیر-مداری)، از سپر حرارتی با خنک کاری تشعشعی برای جذب اولیه شار حرارتی هنگام پالس حرارت استفاده شده که پس از گذر از پالس حرارتی، گرمای ذخیره شده را با استفاده از تشعشع و همرفت، به جو بر می گرداند. البته، نسخه اولیه این تکنیک، نیازمند مقدار چشمگیری محافظ حرارتی فلزی (مانند تیتانیوم، برلیوم، مس، و ...) بود. طراحان مدرن، ترجیح می دهند با استفاده از سپر حرارتی فداشونده و سپر حرارتی آغشته به حرارت، از این جرم اضافه پرهیز کنند.



طرح کپسول مرکوری (که در اینجا با برج گریز آن نشان داده شده) در ابتدا از محافظ حرارتی خنک شونده با تشعشع در آن استفاده می شد، اما بعدها به سپر حرارتی فداشونده تغییر پیدا کرد. سامانه های محافظت حرارتی مبتنی بر تشعشع، از پوشش های با ضریب گسیل بالا برای تسهیل سرمایش تشعشعی بهره می گیرند، در حالیکه لایه سرامیکی متخلخل زیرین، نقش محافظت از سازه در برابر دماهای بالای سطح را ایفا می کند. مقادیر بالای ضریب گسیل که در شرایط حرارتی نیز پایدار باشند، چنانچه با ضریب رسانایی حرارتی پایین مزدوج شوند، نقشی کلیدی در عملکرد این سامانه های محافظت حرارتی دارند. سامانه های محافظت حرارتی خنک شونده با تشعشع را می توان در وسیله های ورود به جو امروزی نیز یافت، با این تفاوت که معمولاً به جای فلز، از کربن تقویت شده با کربن (که به آن، کربن-کربن نیز گفته می شود) استفاده می شود. کربن-کربن، ماده سپر حرارتی برای مخروط دماغه شاتل فضایی و لبه های حمله بالهای آن است و به عنوان ماده لبه حمله برای فضاپیماهای ایکس-۳۳ نیز پیشنهاد شد. کربن، نسوزترین ماده شناخته شده است که دمای تصعید آن برای گرافیت در فشار یک اتمسفر برابر با ۳۸۲۵ درجه سانتیگراد است. این

دمای بالا، کربن را به عنوان گزینه مناسب برای ماده سپر حرارتی خنک شونده با تشعشع مطرح کرده است. معایب کربن-کربن عبارت است از هزینه تولید بالای کنونی آن، سنگین بودن، و نداشتن مقاومت به ضربه مناسب [۴۰].



برخی از هواپیماهای پرسرعت از قبیل پرنده سیاه (بلاک برد) SR-71 و گنکور، به مدت چند ساعت، با گرمایشی مشابه آنچه که فضاپیما تجربه می کند، البته با شدتی بسیار پایین تر، مواجه می شوند. مطالعات بر روی پوسته تیتانیومی SR-71 نشان داده که سازه فلزی به دلیل بازپخت (آنیل شدن) ناشی از گرمایش آیرودینامیک، به استحکام اولیه خود بازگشته است. در مورد کنکور، به دماغه آلومینیومی آن، اجازه رسیدن به بیشینه دمای عملکردی ۱۲۷ درجه سانتیگراد (۲۶۱ درجه فارنهایت) داده شده است (که تقریباً ۱۸۰ درجه سانتیگراد (۳۲۴ درجه فارنهایت) گرمتر از دما هوای محیط اطراف است که معمولاً زیر صفر درجه می باشد)؛ پیامدهای متالورژیکی (از دست رفتن تمپر) که می تواند به دمای بیشینه بالاتر مربوط شود، مهمترین عوامل در تعیین سرعت بیشینه هواپیما محسوب می شود.

سپر حرارتی خنک شونده با تشعشع برای وسیله بازای، سپر حرارتی فلز داغ نیز نامیده می شود. طرحهای سپر حرارتی اولیه برای شاتل فضایی مرتبط با سپر حرارتی فلز داغ، مبتنی بر سوپر-آلیاژ نیکل (با نام رنه ۴۱) و پوششهای تیتانیومی بود [۴۱]. این مفهوم سپر حرارتی شاتل، رد شد زیرا تصور می شد که سپر حرارتی مبتنی بر موزائیک سیلیکا، هزینه های توسعه و تولید کمتری دارد. سپر حرارتی پوشش سوپر-آلیاژ نیکل مجدداً برای نمونه ناموفق موشک یک مرحله تا مدار ایکس-۳۳ پیشنهاد شد [۴۲].



اخیرا مواد سپر حرارتی خنک شونده با تشعشع جدیدتری توسعه داده شده که می تواند از کربن-کربن هم بهتر باشد. این مواد که سرامیکهای فوق دما بالا نامیده می شوند برای وسیله حامل نمونه کاوشگر پژوهشی آیرودینامیک ماوراءسرعت (SHARP شارپ)، توسعه داده شده است. این مواد سپر حرارتی مبتنی بر زیرکونیوم دی بورید و هافنیوم دی بورید است. سپر حرارتی شارپ، بهبود عملکردی را نشان داده که برای پرواز مداوم در ماخ ۷ در سطح دریا و پرواز ماخ ۱۱ در ارتفاعات ۳۰ کیلومتری مناسب بوده و برای وسیله های طراحی شده برای پرواز ماوراءصوتی پیوسته، بهبود چشمگیری را نشان می دهد. مواد سپر حرارتی شارپ موجب امکان پذیر شدن لبه های حمله و نوکهای دماغه تیز شده تا به نحو چشمگیری نیروی پسا برای فضاپیمای پیشرانده با سیکل ترکیبی هوا-تنفسی و اجسام برآ، کاهش یابد. مواد شارپ مشخصه های سپر حرارتی موثری را از صفر درجه تا بیش از ۲۰۰۰ درجه سانتیگراد (۳۶۳۰ درجه فارنهایت) با نقاط ذوب بیش از ۳۵۰۰ درجه سانتیگراد (۶۳۳۰ درجه فارنهایت)، نشان داده اند. آنها به لحاظ سازه ای مستحکم تر از کربن-کربن هستند و به تقویت های سازه ای با موادی چون اینگنل نیاز ندارند. مواد شارپ در بازتابش گرمای جذب شده، بسیار موثر اند، از اینرو به سپر حرارتی اضافی پشت مواد شارپ و بین آنها و سازه وسیله بازآی، نیازی نمی باشد. ناسا ابتدا یک پروژه تحقیق و توسعه چند فازی را در سال ۲۰۰۱ از طریق دانشگاه مونتانا آغاز کرد تا مواد شارپ را بر روی وسایل آزمایشی، مورد آزمون قرار دهد (که البته این پروژه منقطع شد) [۴۳-۴۴].



سرمایش فعال

طرحهای گوناگون فضاپیمايشرفته چند بار مصرف و هواپیمای ماوراءصوتی برای به کارگیری سپرهای حرارتی ساخته شده از آلیاژهای فلزی مقاوم به دما تاکنون پیشنهاد شده که از یک مبرد یا سوخت بسیار سرد که درون آنها در جریان است بهره گرفته شود و یک نمونه از چنین فضاپیمایی هم اکنون در مرحله توسعه است. چنین مفهوم سپر حرارتی برای هواپیمای فضایی ملی (ناسپ) ایکس-۳۰ پیشنهاد شده است. تصور می شد که ناسپ یک هواپیمای ماوراءصوتی با منبع قدرت اسکرم-جت باشد، اما در مرحله توسعه با شکست مواجه شد.

شرکت اسپیس ایکس هم اکنون در حال توسعه سپر حرارتی خنک شونده فعال برای فضاپیمای استارشپ است که در آن بخشی از سامانه محافظت حرارتی، طراحی پوسته بیرونی خنک شونده با تعریق برای استارشپ در حال ورود به جو می باشد [۴۵-۴۶].



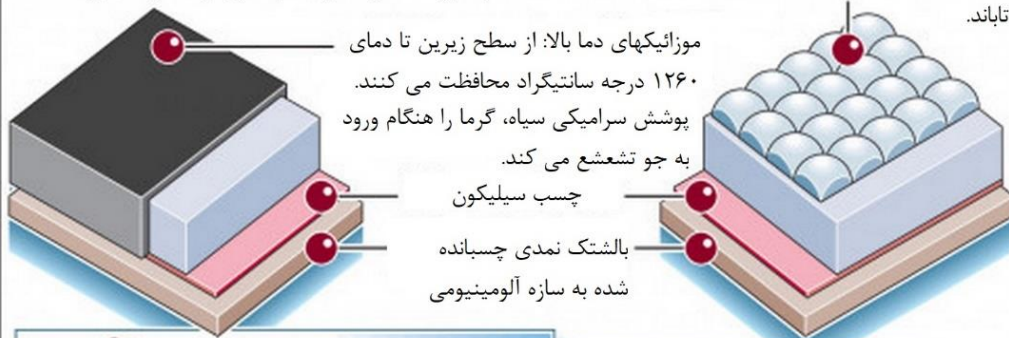
در اوایل دهه ۱۹۶۰ سامانه های محافظت حرارتی گوناگونی برای استفاده از آب یا دیگر مایعات خنک کاری پاشیده شده به درون لایه شوک یا عبور کننده از درون کانالهایی در سپر حرارتی، پیشنهاد شده است. مزایای چنین طرحهایی عبارت است از امکان پذیری بهره گیری از طرحهای تماماً فلزی که توسعه آنها ارزانتر است، مقاوم تر اند، و حذف نیاز به فناوری دارای طبقه بندی نظامی. معایب آن نیز عبارتند از افزایش وزن و پیچیدگی و کاهش قابلیت اطمینان. این مفهوم هرگز به پرواز در نیامده است، اما فناوری مشابه آن (نازل پلاگ) در آزمونهای زمینی گسترده ای مورد استفاده قرار گرفته است [۴۷].

موزائیکهای سپر حرارتی با فاجعه شاتل فضایی مرتبط هستند

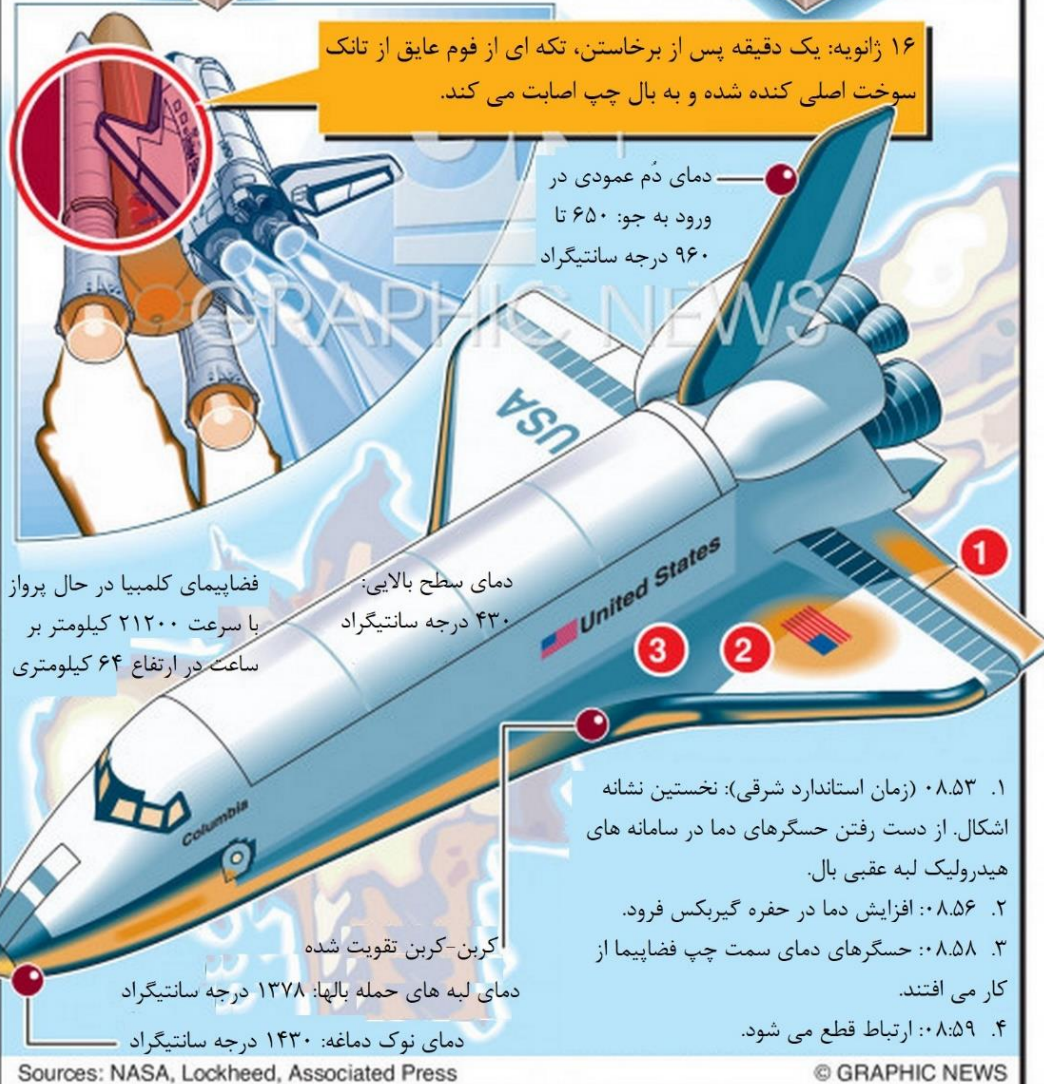
بیش از ۲۰ هزار موزائیک سپر حرارتی از بدنه و بالهای شاتل فضایی در برابر گرمای شدید ورود به جو محافظت می کنند. موزائیکهای لق، آسیب دیده یا از دست رفته، ممکن است آیرودینامیک کشتی فضایی را تغییر داده و به گرما اجازه دهند تا سازه آلومینیومی را مچاله کرده یا ذوب کند، که سبب می شود که موزائیکهای مجاور نیز به صورت زنجیره وار، کنده شوند.

اصطکاک با هوا هنگام بلند شدن یا ورود به جو سبب می شود که دمای سطح به بالای نقطه ذوب سازه آلومینیومی (۶۶۰ درجه سانتیگراد) برسد. موزائیکهای حرارتی، ترد اند و در صورت اعمال تنش به آنها، می توانند ترک بخورند.

موزائیکهای دما پایین: از سمت بالایی در برابر دمای ۶۶۰ درجه سانتیگراد محافظت می کنند. در حالی که در فضا، پوشش سرامیکی، تشعشع خورشیدی را باز می تاباند.



۱۶ ژانویه: یک دقیقه پس از برخاستن، تکه ای از فوم عایق از تانک سوخت اصلی کنده شده و به بال چپ اصابت می کند.



دمای دم عمودی در ورود به جو: ۶۵۰ تا ۹۶۰ درجه سانتیگراد

فضاپیمای کلمبیا در حال پرواز با سرعت ۲۱۲۰۰ کیلومتر بر ساعت در ارتفاع ۶۴ کیلومتری

دمای سطح بالایی: ۴۳۰ درجه سانتیگراد

- ۰۸:۵۳ (زمان استاندارد شرقی): نخستین نشانه اشکال. از دست رفتن حسگرهای دما در سامانه های هیدرولیک لبه عقبی بال.
- ۰۸:۵۶: افزایش دما در حفره گیربکس فرود.
- ۰۸:۵۸: حسگرهای دمای سمت چپ فضاپیما از کار می افتند.
- ۰۸:۵۹: ارتباط قطع می شود.

کربن-کربن تقویت شده
دمای لبه های حمله بالها: ۱۳۷۸ درجه سانتیگراد
دمای نوک دماغه: ۱۴۳۰ درجه سانتیگراد

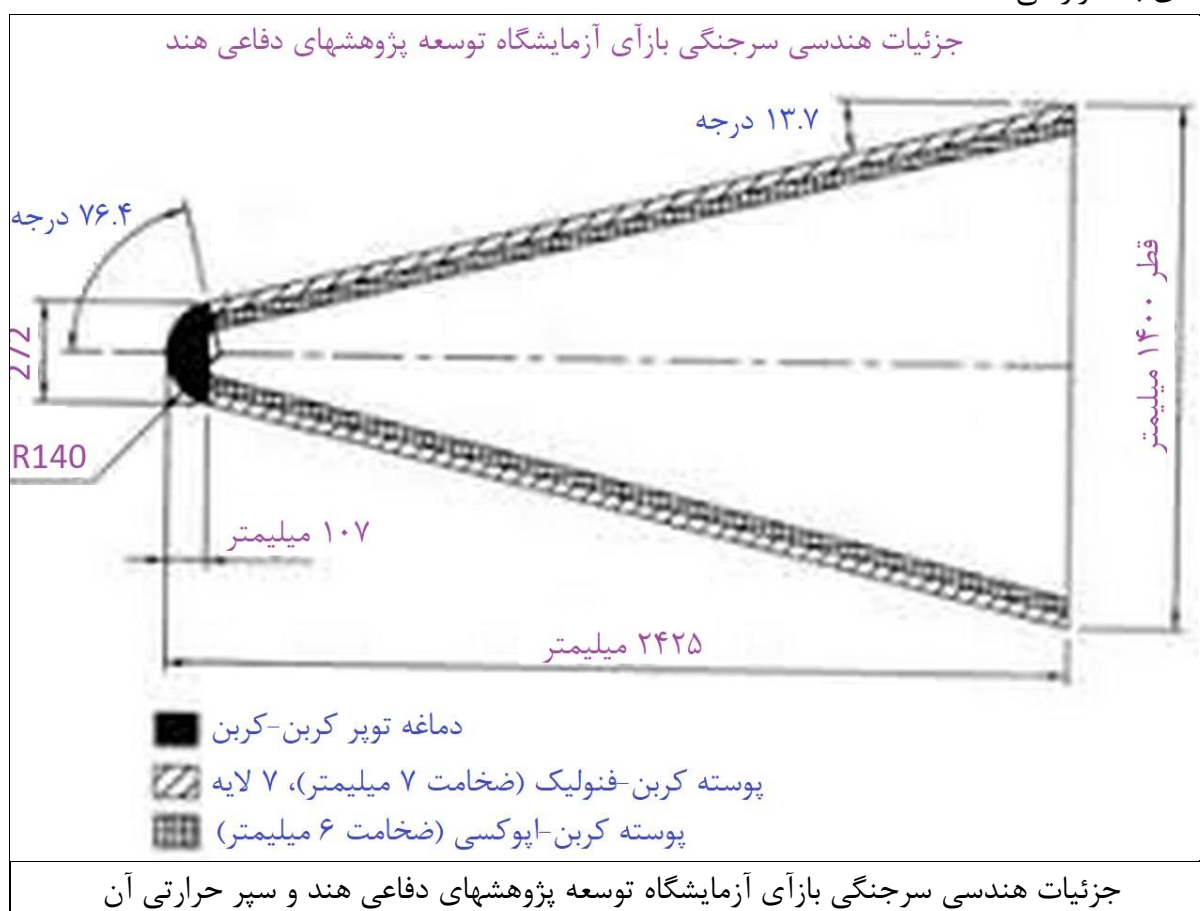
Sources: NASA, Lockheed, Associated Press

© GRAPHIC NEWS

اطلاع نگاشت مربوط به فاجعه شاتل فضایی کلمبیا به دلیل شکست سپر حرارتی

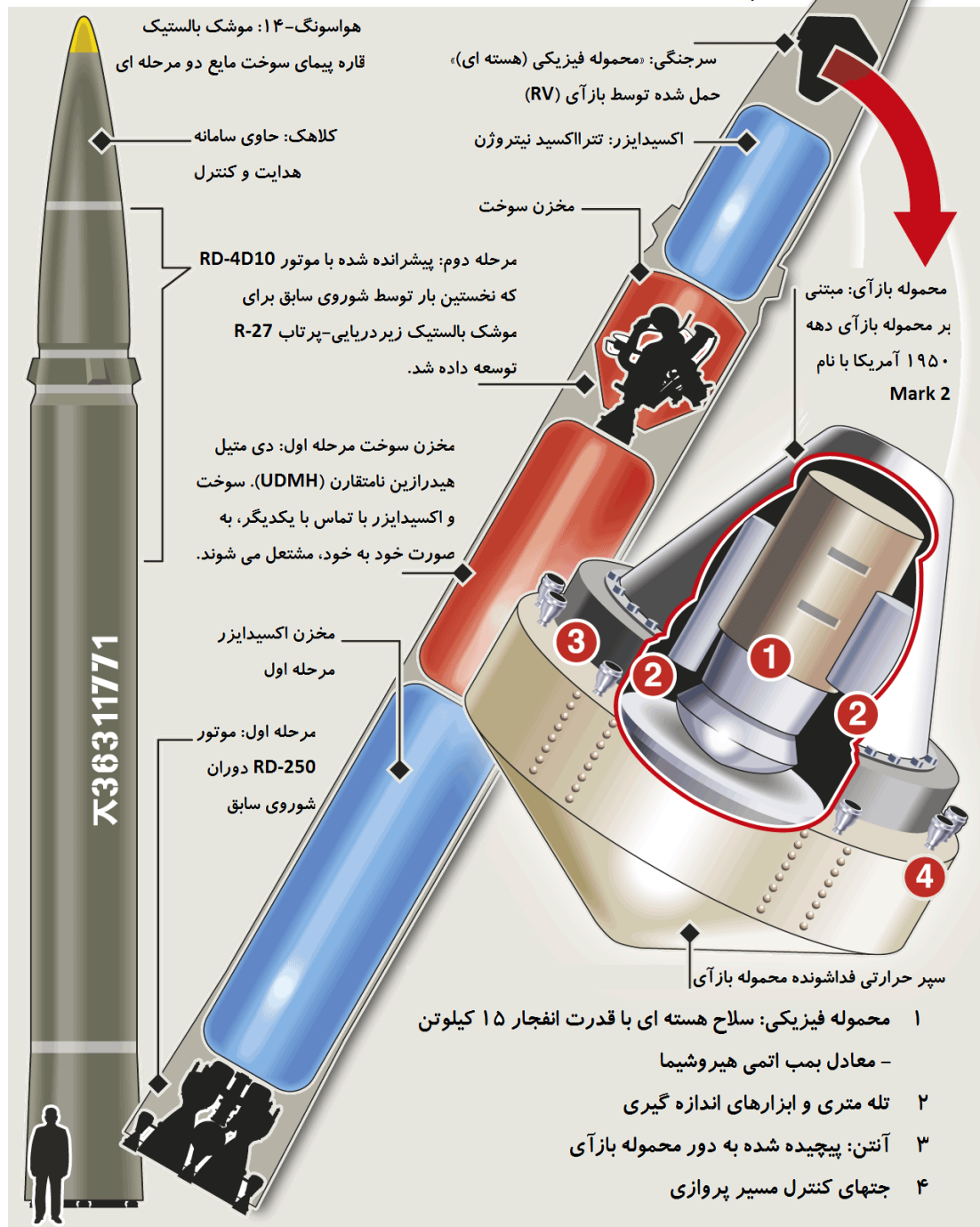
بازآی پردار

در سال ۲۰۰۴، طراح هواپیما، بورت روتان، امکان پذیر بودن ایرفویل با شکل متغیر برای بازآی فضایی زیر-مداری کشتی فضایی یک را اثبات کرد. بالها بر روی این فضاپیما به سمت بالا دوران کرده تا آرایش پرگونه ای را ایجاد کند که پدیده توپ بدمینتون را فراهم کند. بنابراین کشتی فضایی یک هنگام ورود به جو به پسی بسیار بالاتری می رسد تا بارهای حرارتی چشمگیری را تجربه نکند. این آرایش پسا را افزایش می دهد زیرا شکل فضاپیما از حالت آیرودینامیک درآمده و سبب می شود که ذرات گازهای جوی بیشتری در ارتفاعات بالاتر به فضاپیما برخورد کنند. از اینرو سرعت فضاپیما در لایه های بالاتر جو کاهش می یابد که این موضوع برای ورود به جو، موثر نقش کلیدی دارد. دوم آنکه، هواپیما به طور خودکار خود را در این حالت در وضعیت پسی بالا قرار می دهد [۴۸].



البته، سرعت کشتی فضایی یک پیش از ورود به جو، بسیار کمتر از یک فضاپیمای مدارگرد است و مهندسين، از جمله روتان، تکنیک بازآی پردار را برای بازگشت از مدار مناسب نمی دانند.

موشک بالستیک قاره پیمای کره شمالی
 مطابق با تحلیل سازمان جاسوسی نظامی ایالات متحده، کره شمالی، با موفقیت، کلاهک هسته ای کوچکی را برای حمل توسط موشک بالستیک قاره پیمای هواسونگ-۱۴ (KN-14) تولید کرده است.



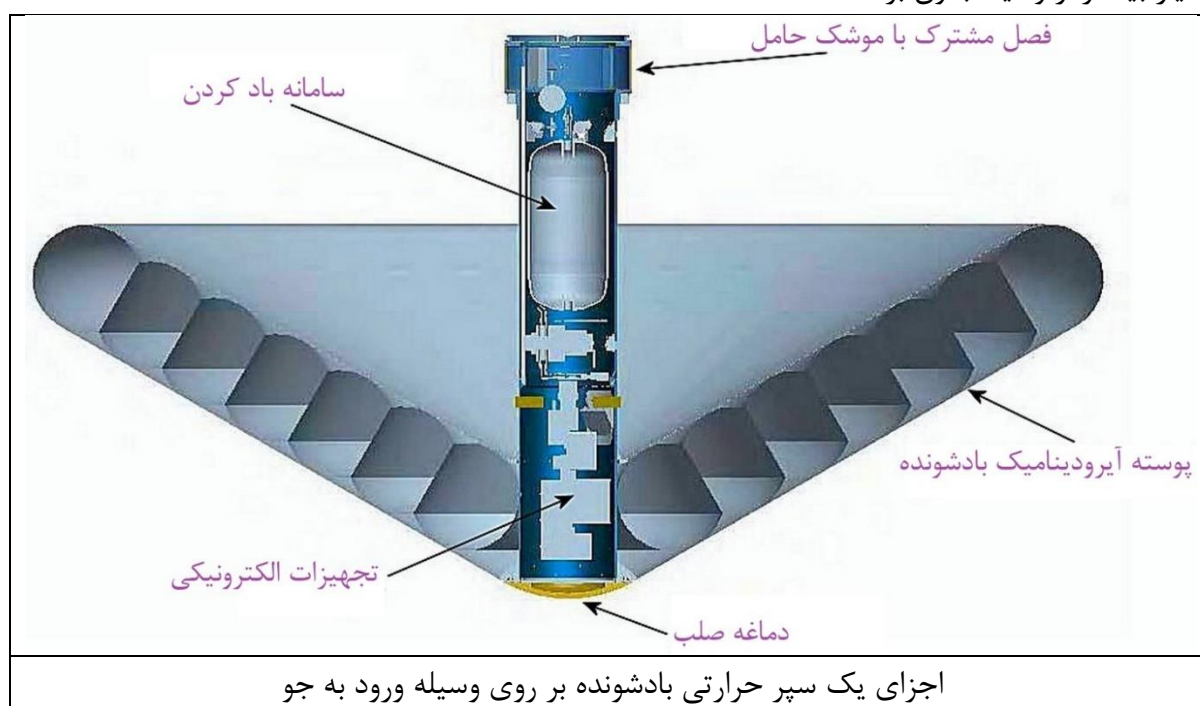
منبع: گزارش سازمان جاسوسی نظامی آمریکا (DIA) ارائه شده توسط روزنامه واشنگتن پست © GRAPHIC NEWS

اطلاع نگاشت درباره مشخصات موشک هواسونگ-۱۴ کره شمالی و سپر حرارتی باز آی آن

در تاریخ ۴ می ۲۰۱۱، نخستین آزمایش بر روی کشتی فضایی دو با سازوکار پردار هنگام پرواز سرخوردگی پس از رها شدن از شوالیه سفید دو، انجام شد. باز شدن زودهنگام سیستم پرها منجر به شکست انترپرایز ۲۰۱۴ شد که در آن هواپیما متلاشی شده و منجر به مرگ کمک-خلبان شد.

بازای پردار نخستین بار در سال ۱۹۵۸ توسط دین چاپمن از ناکا توصیف شد [۴۹]. در بخشی از گزارش او با نام «ورود ترکیبی»، چاپمن با استفاده از وسیله پسای بالا، راه حلی را برای این مساله توصیف می کند:

ترکیب ورود با برآ و بدون برآ برای دستیابی به برخی از مزایا ممکن است مطلوب باشد. ... برای مانورپذیری فرود، مشخصا بهره گیری از یک وسیله با برآ مطلوب است. البته، گرمای کل جذب شده توسط وسیله با برآ، بسیار بیشتر از وسیله بدون برآ است.



سیر تاریخی و نسلهای گوناگون فناوری سامانه های محافظت حرارتی

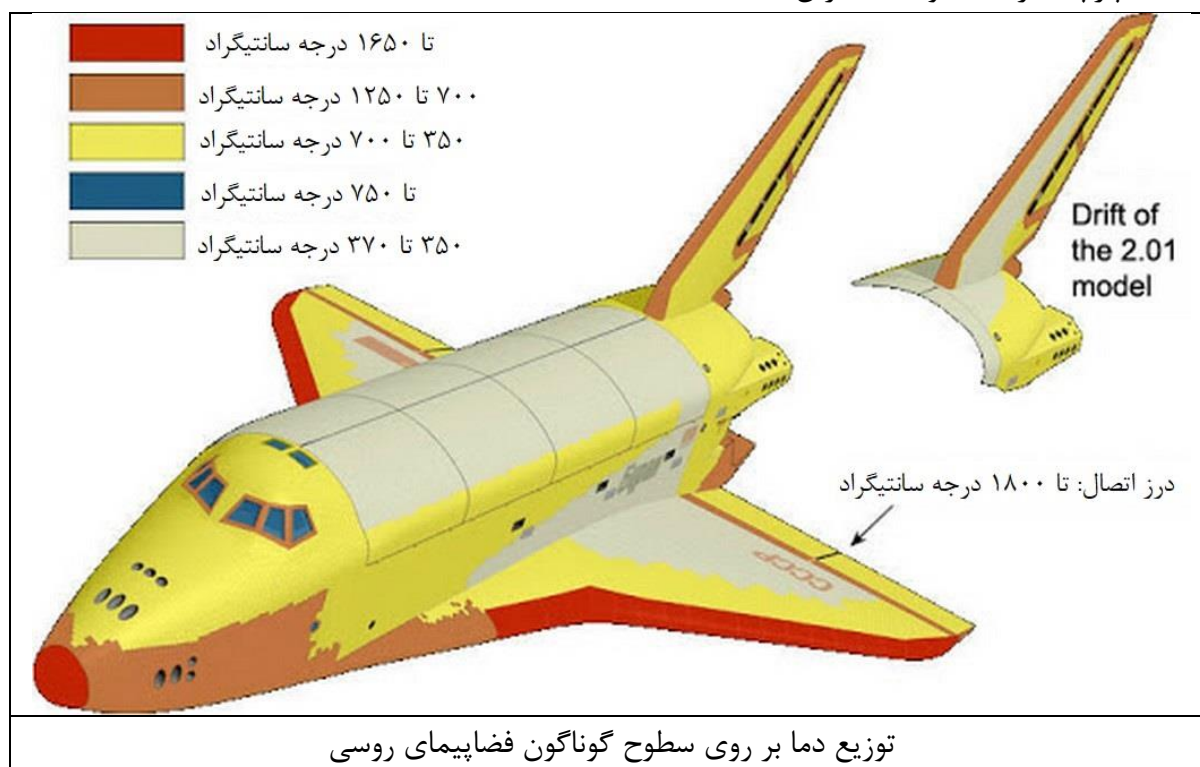
نسل اول سامانه های محافظت حرارتی:

نسل اول سامانه های محافظت حرارتی از قرن بیستم و پس از جنگ جهانی دوم آغاز شد. این سامانه های حرارتی در واقع با استفاده از مواد جاذب حرارت، گرمای ورود به جو را به خود جذب کرده و مانع از رسیدن آن به سازه زیرین می شدند. مهمترین مواد جاذب گرما، فلزاتی چون مس بوده که زیر آن ماده با ظرفیت گرمایی بالا، مانند آب قرار گرفته بود. اگرچه این نسل از سامانه های محافظت حرارتی به زودی جای خود را به نسلهای بعدی داد، ولیکن هنوز هم می توان ردپای این نسل را در تمامی دماغه های موشکهای بالستیک

یافت. در واقع، موادی مانند گرافیت، کربن-کربن، و برخی از سرامیکهای دما بالا، همین نقش را ایفا کرده که تا به امروز نقش و جایگاه مهمی در دماغه ها و لبه های حمله سرجنگی های موشکهای بالستیک ایفا کرده اند.

نسل دوم سامانه های محافظت حرارتی:

می توان گفت که نسل دوم سامانه های محافظت حرارتی از ابتدای جنگ سرد و ضرورت توسعه موشکهای بالستیک مجهز به کلاهکهای هسته ای دوربرد، توسعه داده شد. در این نسل از مواد فداشونده ای مانند کامپوزیت آزبست فنولیک یا شیشه فنولیک استفاده شده و برای نخستین بار، مواد فدا شونده، نقش مهم و تعیین کننده خود را در سپرهای حرارتی موشکها به نمایش گذاشتند. در واقع، توسعه مواد فداشونده بود که توسعه سرجنگیهای موشکهای بالستیک قاره پیما را امکان پذیر نمود. این نسل از سامانه های محافظت حرارتی تا به امروز در سرجنگیهای موشکهای بالستیک نیز کاربرد دارند. گفتنی است که این نسل از مواد فداشونده نیز همواره در حال تکامل و توسعه بوده است. به طور مثال، به جای ماده سرطانزای آزبست، از موادی مانند سیلیکا، پارچه سرامیک، و الیاف کربن استفاده شده است.



نسل سوم سامانه های محافظت حرارتی:

نسل سوم سامانه های محافظت حرارتی با کاربرد آنها در فضاپیماها و موشکهای بین سیاره ای همراه بوده است. با توجه به اهمیت وزن در طراحی سپرهای حرارتی، در فضاپیماها سعی شده که با طراحی هندسه و مسیر پروازی مناسب، به همراه بهره گیری از سپرهای حرارتی فداشونده بسیار سبک، معیارهای طراحی ایمن در فضاپیما رعایت شود. سپرهای حرارتی مانند آوکت در مدول فرماندهی آپولو، نمونه ای از این نسل محسوب می شود. مثال دیگر آن، موزائیکهای سپر حرارتی است که بر روی بدنه شاتل فضایی به کار گرفته شده است.

نسل چهارم سامانه های محافظت حرارتی:

در این نسل از سامانه های محافظت حرارتی، از روشها و تکنیکهایی مانند سپر حرارتی پَرگونه (بازشونده) یا باد شونده استفاده شده است. این تکنیک در وسایل ورود به جو بین سیاره ای مورد استفاده قرار گرفته است. با توجه به نیروی پسای بسیار بالایی که این سپر حرارتی در ارتفاعات بالای جو ایجاد می کند، می تواند در کاهش چشمگیر سرعت وسیله در ارتفاعات بالا نقش به سزایی ایفا کند.

نسل پنجم سامانه های محافظت حرارتی:

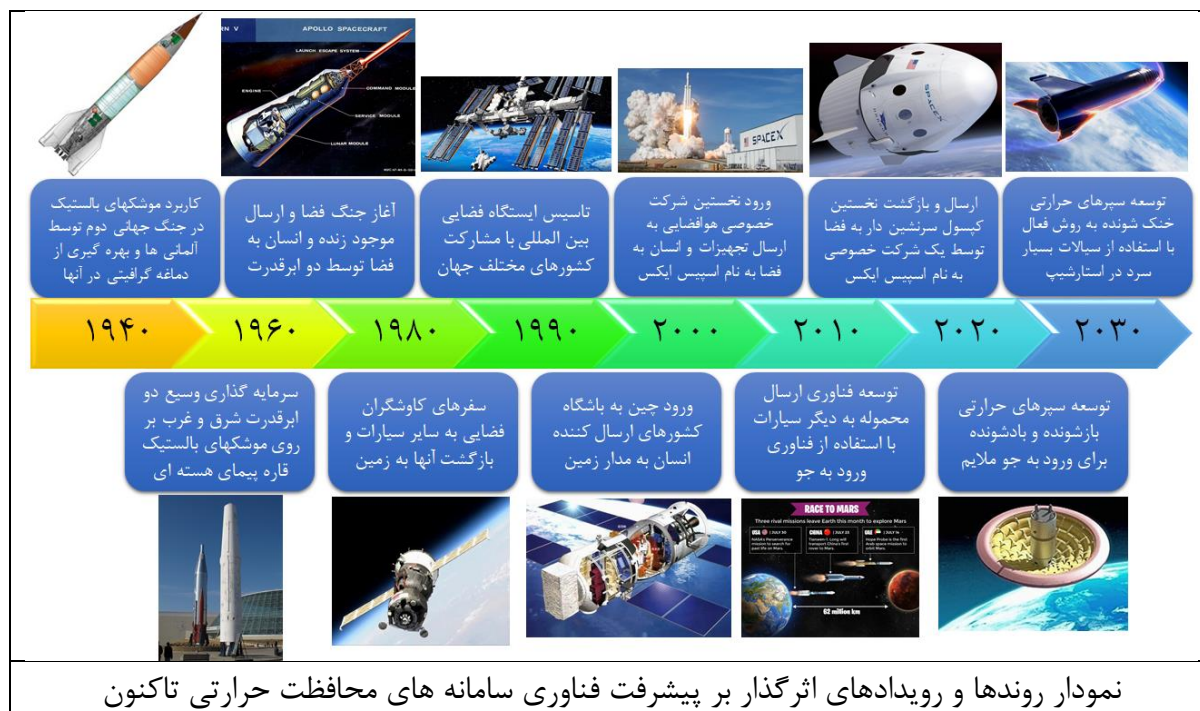
این نسل از سپرهای حرارتی در واقع با استفاده از محافظت حرارتی فعال و بهره گیری از سیالات مبرد با دماهای بسیار پایین و تعریق آنها بر روی بدنه فضاپیما، از سازه فضاپیما در برابر گرمایش در ورود به جو محافظت می کند. ایده به کارگیری این نسل، ایده جدیدی نیست و از سالها پیش شناخته شده است، ولیکن تاکنون به صورت عملی اجرایی نشده است. قرار است شرکت اسپیس ایکس با بهره گیری از این ایده، فضاپیمای بلندپروازانه خود با نام استارشپ (کشتی ستارگان) را برای مسافرت سرنشین دار به مریخ، عملی کند. نکته جالبی که درباره نسلهای مختلف سپرهای حرارتی وجود دارد آن است که هیچ یک از این نسلها تاکنون به طور کامل منسوخ نشده و همچنان در محصولات هوافضایی در گوشه و کنار جهان مورد استفاده قرار می گیرند.

در شکل زیر نمودار اطلاع-نگاشت مربوط به نسلهای مختلف فناوری سامانه های محافظت حرارتی نشان داده شده است.



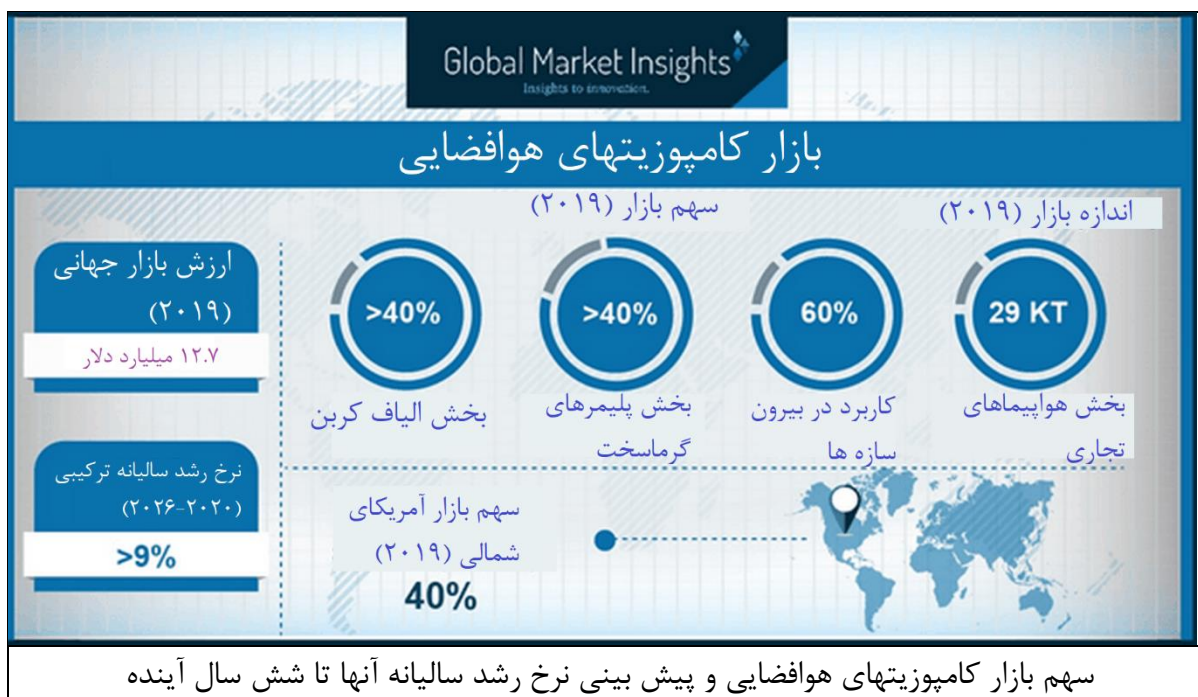
روندهای و رویدادهای اثرگذار بر پیشرفت فناوری سپرهای حرارتی تاکنون

در شکل زیر روندها و رویدادهای مهم و تاثیرگذار بر پیشرفت فناوری سپرهای حرارتی تاکنون نشان داده شده است.

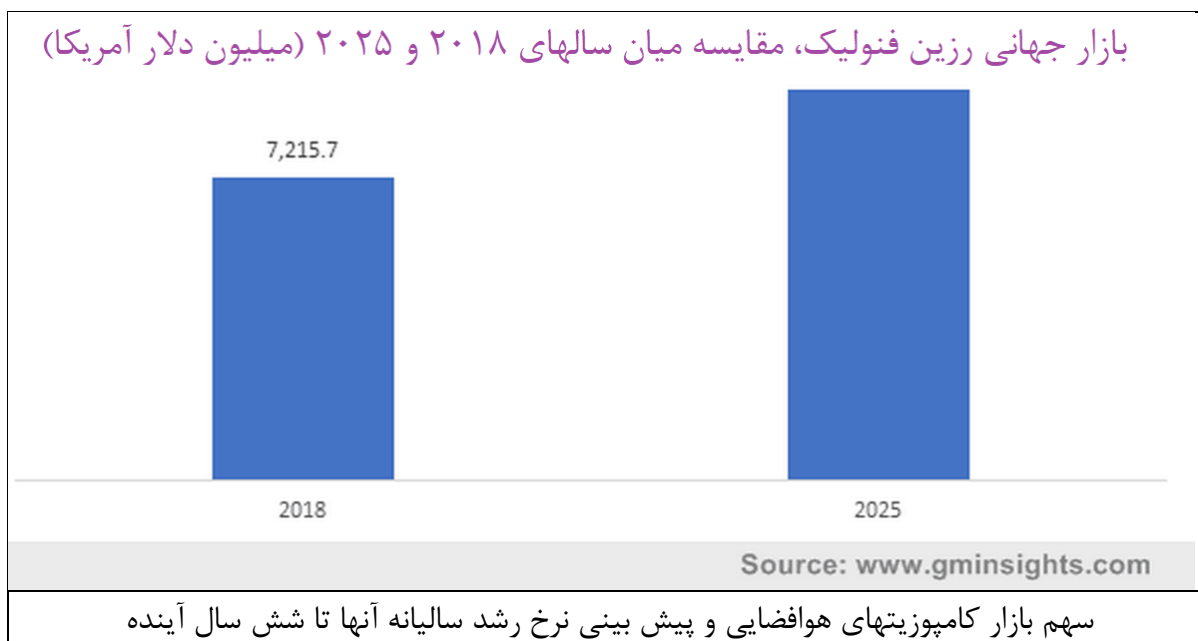


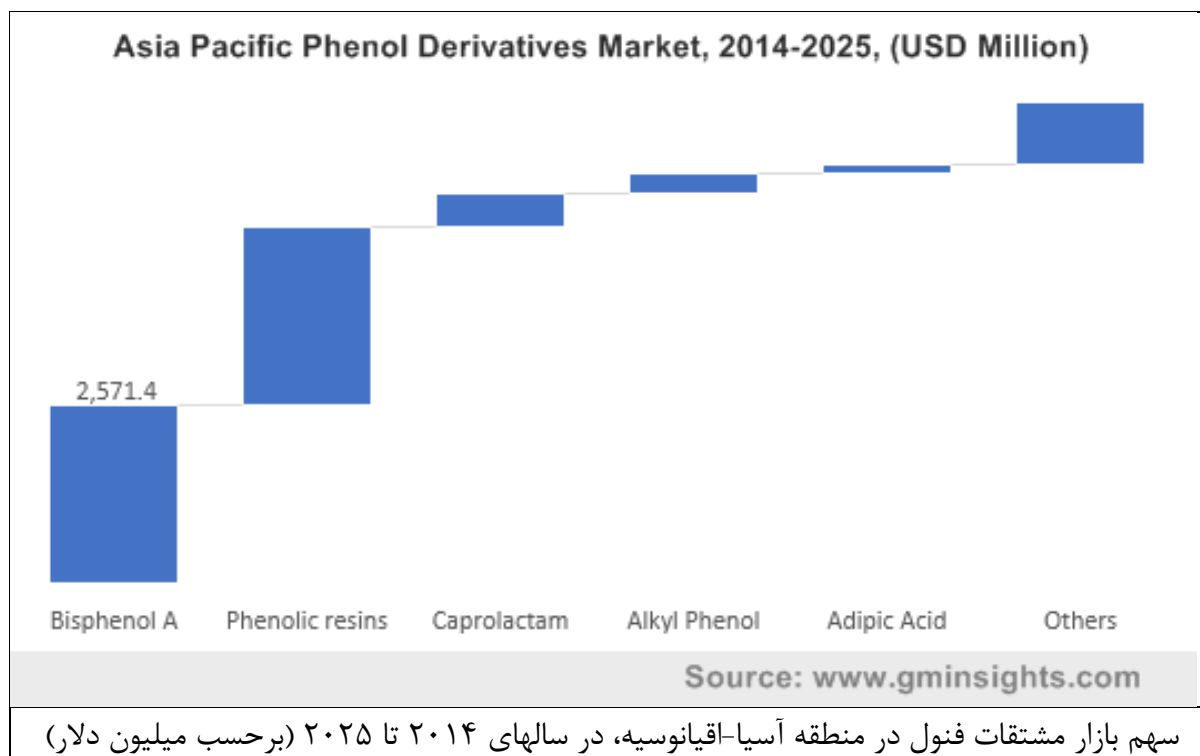
وضعیت سنجی

در اطلاع نگاشت شکل زیر، وضعیت بازار کامپوزیتهای هوافضایی و پیش بینی روند آینده این بازار در بخشهای مختلف ارایه شده است. یکی از مهمترین بخشهای این بازار، الیاف کربن و رزینهای گرماسخت (ترموست) است که در این اطلاع نگاشت، سهم هر کدام در بازار را در سال ۲۰۱۹ نشان می دهد.



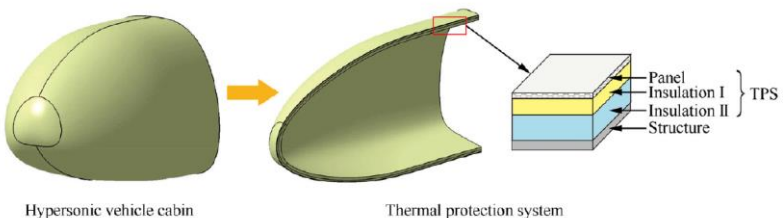
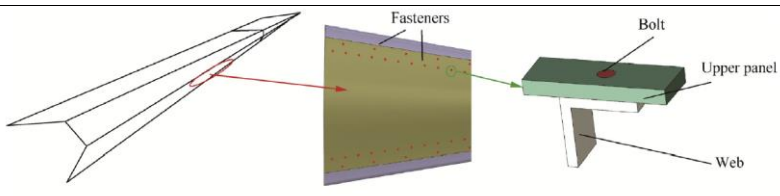
در شکل زیر مقایسه اندازه بازار جهانی رزین فنولیک را بین دو سال ۲۰۱۸ و ۲۰۲۵ (برحسب میلیون دلار آمریکا) نشان می دهد. همانگونه که مشاهده می شود، انتظار می رود اندازه بازار رزین مذکور که یکی از مهمترین اجزای سبک سازی می شوند، طی هفت سال آینده، رشد قابل توجهی داشته باشد.

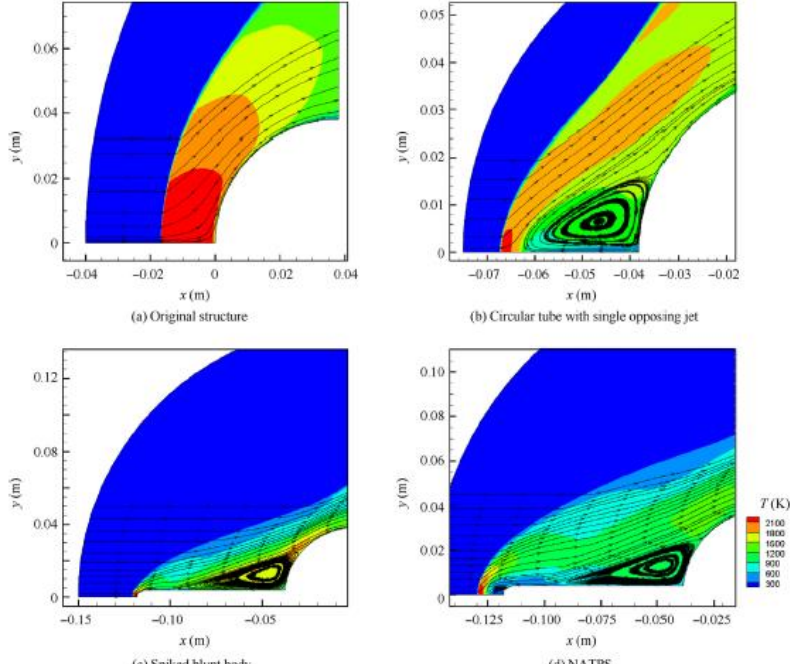


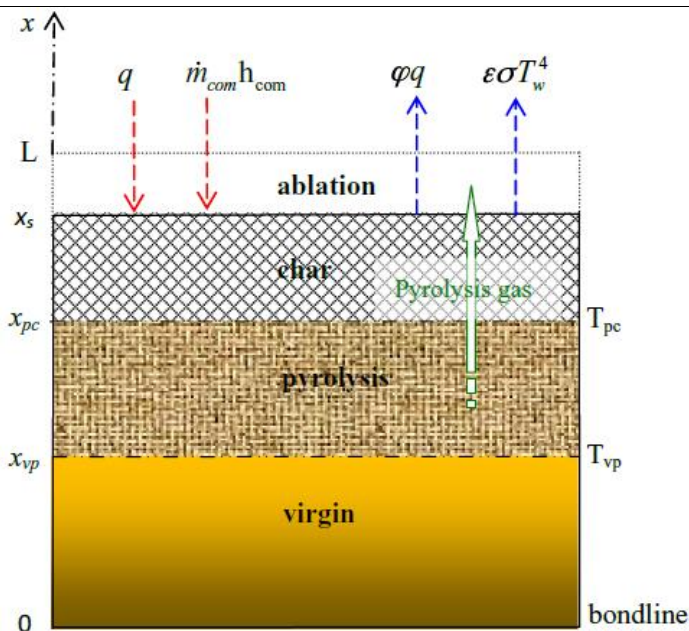


بررسی مقالات علمی و پژوهشی

ر	عنوان مقاله	نویسندگان و سال	خلاصه مقاله
۱	بهینه سازی طراحی مقاوم شش سیگما برای سامانه محافظت حرارتی سرجنگیهای	ژو و همکارانش (۲۰۱۹) از دانشکده علوم و مهندسی هوانوردی دانشگاه بیهانگ چین [۴۱]	طراحی سبک وزن برای سامانه محافظت حرارتی سرجنگیهای ماوراءصوتی از اهمیت بالایی برخوردار است. این سامانه از سازه درونی در برابر شرایط محیطی با گرمایش شدید محافظت می کند. اگرچه به دلیل وجود یکسری عدم قطعیتها در خواص مواد و هندسه، لحاظ کردن تحلیل عدم قطعیت در بهینه سازی طراحی برای به دست آوردن نتایج مطمئن، ضروری است. در این مقاله، بهینه سازی طراحی مقاوم شش سیگما با استفاده از روش سطح پاسخ پیایی، انجام شده تا با در نظر گرفتن عدم قطعیتها، قابلیت اطمینان طراحی سپر حرارتی، افزایش یابد. پارامترهای عدم قطعیت مرتبط با خواص مواد و ضخامتهای لایه های عایق، در نظر گرفته شده و به صورت متغیرهای تصادفی با توزیع نرمال مشخصه سازی شده اند. با اعمال این روش، مقادیر تابع هدف و قیود، با سطوح پاسخ تقریب زده می شود تا هزینه محاسباتی کاهش یابد. بهینه سازی، یک فرآیند سعی و خطا با به روز

			کردن سطوح پاسخ است که به دست آوردن جواب بهینه درست، انجام می شود. بهینه سازی دماغه مخروطی جلوی سرجنگی ماوراءصوتی، به عنوان مثالی برای امکان پذیری و کارآیی روش پیشنهاد شده، فراهم شده است.
			 Hypersonic vehicle cabin Thermal protection system
۲	تحلیل استحکام چند-مقیاسه برای اتصالات پیچی به کار رفته در سامانه محافظت حرارتی ممزوج شده	لیانگ و همکارانش (۲۰۱۸) از دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه فزانوردی نانجینگ، چین [۴۲]	تحلیل استحکام دقت و کارآمد از اتصالات پیچی در تحلیل سامانه محافظت حرارتی ممزوج شده (ITPS) سرجنگیهای ماوراءصوتی، نقشی اساسی دارد، زیرا این سامانه محافظت حرارتی، بارهای شدیدی را تحمل می کند و شکستهای سازه ای معمولاً در محل‌های اتصال رخ می دهد. به دلیل پیچیدگی ساختار کامپوزیتهای، پژوهشها درباره خواص مکانیکی کامپوزیتهای به کار رفته در سامانه محافظت حرارتی ممزوج، همچنان ادامه دارد. در این مقاله، با کاوش درباره رفتار الاستیک و استحکام شکست کامپوزیتهای کربن-کربن سه بعدی به کار رفته در سامانه های محافظت حرارتی ممزوج، روش جدیدی برای تحلیل استحکامی اتصالات پیچی ارائه شده است. در این روش، از روش المان محدود چند-مقیاسی با اعمال روش کلی-محلی، استفاده شده تا کارآیی و دقت بالاتری در تحلیل مقیاس ماکرو به دست آید. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که پیش بینی خواص مواد، دقت قابل قبولی را در مقایسه با نتایج آزمون نشان می دهد و روش چند-مقیاسی می تواند استحکام محل‌های اتصال را به طور موثر و دقیق تحلیل کند.
			 (a) Sketch of hypersonic vehicle (b) Partial view of global model (c) Local model of a bolted connection
۳	کاوش سیالاتی-گرمایی مزدوج شده بر روی	هوانگ و همکارانش (۲۰۱۹) از آزمایشگاه کلیدی ملی	در این مقاله، سامانه محافظت حرارتی غیر فداشونده با آرایش ترکیبی جسم نیزه دار و جت مخالف برای کاهش گرمایش آیرودینامیک، پیشنهاد شده است تا گرمایش آیرودینامیک سرجنگی ماوراءصوتی، کاهش یابد و تحلیل عددی سیالاتی-گرمایی برای مطالعه کنترل گرمایی این سامانه انجام شده است. نتایج نشان می دهد که جسم نیزه دار، موج

	سامانه محافظت حرارتی غیر فداشونده با آرایش ترکیبی جسم نیزه دار و جت مخالف	مکانیک و کنترل سازه های مکانیکی، دانشگاه فضانوردی نانجینگ چین [۴۳]	شوک کمائی را از سازه محافظت شده دور می کند و از اینرو موجب کاهش شدت شوک و شار حرارتی دیواره می شود. به علاوه، گاز دما پایین جت مخالف، گاز دما بالای پشت شوک را از دماغه مخروطی جسم نیزه دار، جدا می کند، که موجب اطمینان از ویژگی غیرفداشونده جسم نیزه دار می شود. از اینرو، سامانه محافظت حرارتی غیر فداشونده، با تغییر آرایش میدان جریان، گرمایش آیرودینامیک را کاهش می دهد. عوامل موثر بر سامانه محافظت حرارتی غیر فداشونده، تحلیل شده است. افزایش طول جسم نیزه دار و کاهش دمای کل جت مخالف، می تواند عملکرد کنترل گرمایی این سامانه را بهبود دهد. البته افزایش ضریب رسانایی جسم نیزه دار می تواند مزایای ویژگی غیر فداشوندگی جسم نیزه دار را بهبود دهد، اما تاثیر اندکی بر عملکرد کنترل گرمایی سامانه دارد.
			 (a) Original structure (b) Circular tube with single opposing jet (c) Spiked blunt body (d) NATPS
۴	طرحهای نوآورانه کامپوزیتهای ی زغال- گذار برای کاربرد محافظت	لی و همکارانش (۲۰۱۶) از دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه جیانوتونگ	برای بهینه کردن عملکرد سامانه محافظت حرارتی، در سرچنگیهایی که در معرض گرمایش آیرودینامیک قرار می گیرند، مدل لایه آتش-کافت (پیرولیز) غیرخطی، توسعه داده شده و دو نوع از طرحهای نوآورانه کامپوزیتهای زغال-گذار، ارایه شده است. مبتنی بر این مدل، رفتارهای حرارتی کامپوزیتهای زغال-گذار همگن و ناهمگن، تحت گرمایش آیرودینامیک، با استفاده از کدهای کامپیوتری که نوشته شده، شبیه سازی شده است. نتایج عددی نشان می دهد که طرحهای تغییرات چگالی طراحیهای نوین، مانند خطی تکه ای، و سهمی، می تواند عملکرد

	حرارتی در سرجنگیها	پکن در چین [۴۴]	محافظت حرارتی کامپوزیتهای همگن را بهبود دهد. این مطالعه برای طراحی کامپوزیتهای زغال-گذار کاربردهای محافظت حرارتی سرجنگیها، سودمند خواهد بود.
			 Fig. 1. The pyrolysis layer model.
۵	سامانه محافظت حرارتی جدید با استفاده از پانل ساندویچی پلاستیک تقویت شده با الیاف کربن دما- بالا	کوبوتا و همکارانش (۲۰۱۹) از سازمان کاوشهای هوافضای ژاپن [۴۵]	در اینجا یک سامانه محافظت حرارتی سبک نوین پیشنهاد شده تا وزن کپسول بازای کاهش یابد. سامانه پیشنهاد شده از یک ماده فداشونده به عنوان ماده محافظت حرارتی، و از یک پانل ساندویچی پلاستیک تقویت شده با الیاف کربن پلی ایمید دما-بالا به عنوان یک عضو سازه ای بهره می گیرد. پانل ساندویچی برای نمایش عایق گرمایی بالا و خواص مکانیکی خوب در دماهای بالا طراحی شده است و در عین حال، تضمین می کند که فداشونده، ضخامت اندکی داشته باشد. خمش سه نقطه، در دمای بالا تا ۳۰۰ درجه سانتیگراد انجام شده تا استحکام برشی و سفتی خمشی پانل ساندویچی برآورد شود. به علاوه، سامانه محافظت حرارتی پیشنهاد شده با استفاده از تونل باد گرم شده با قوس پلاسما مورد آزمایش قرار گرفته تا عملکرد محافظت حرارتی و پاسخ گرمایی آن برآورد شود. استحکام برشی و سفتی خمشی این سازه دما بالا، در دمای ۳۰۰ درجه سانتیگراد، به ترتیب، ۷۷ و ۸۷ درصد مقادیر آن در دمای اتاق است. سامانه پیشنهاد شده بیش از ۴۰ درصد کاهش وزن ایجاد کرده، در حالی که عایق حرارتی بالا و مقاومت به پسیروی خود را حفظ کرده است.

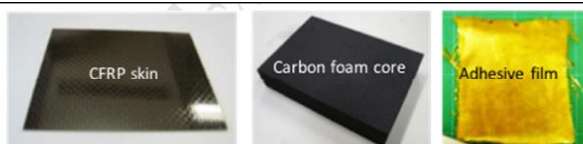


Fig. 3. CFRP skin, porous carbon foam core, and adhesive film used for sandwich panel.

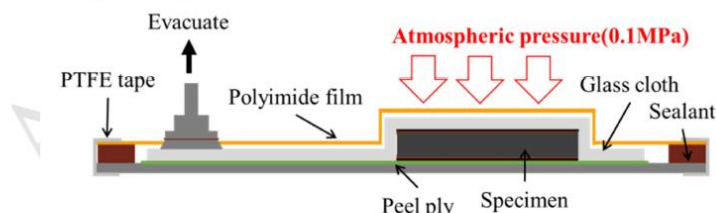
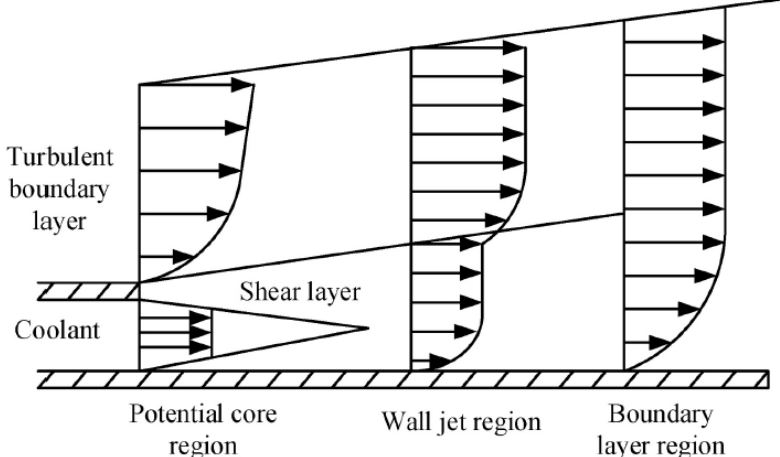
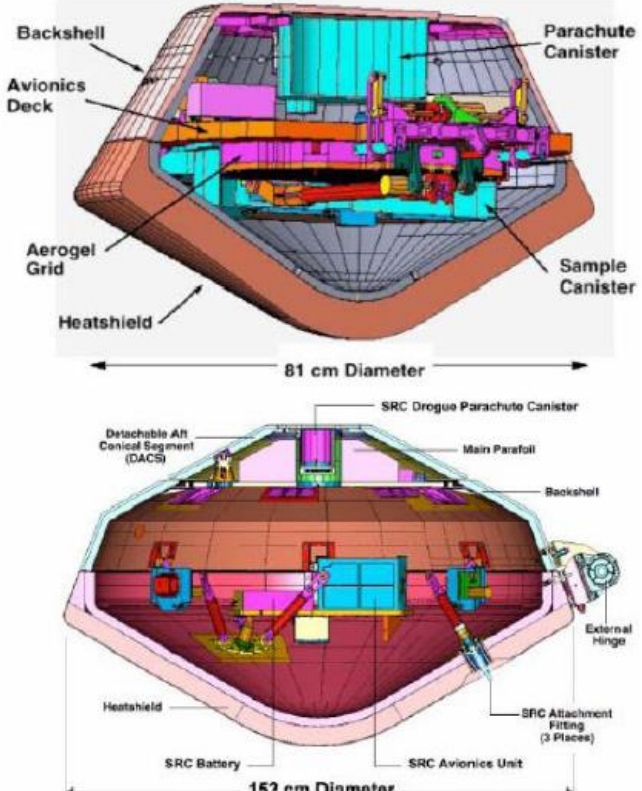
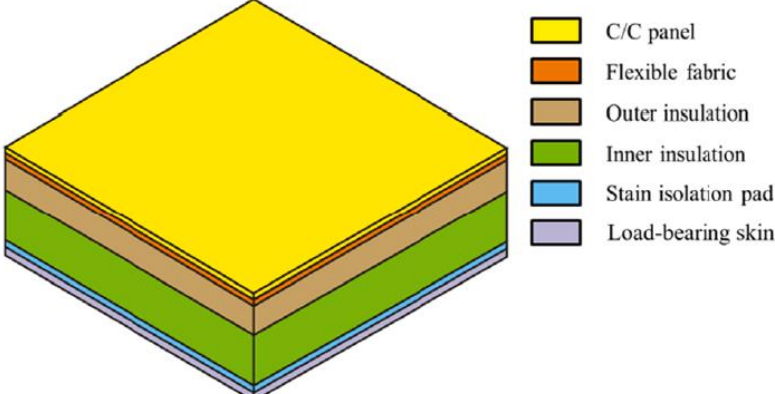
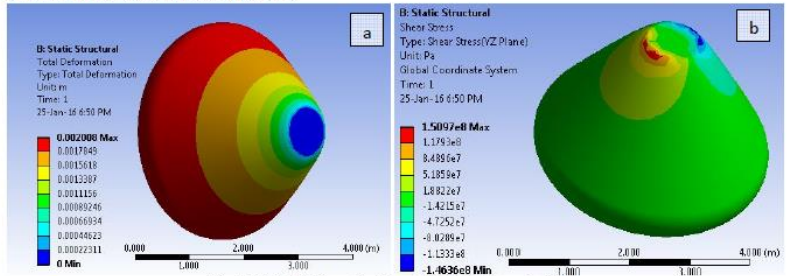
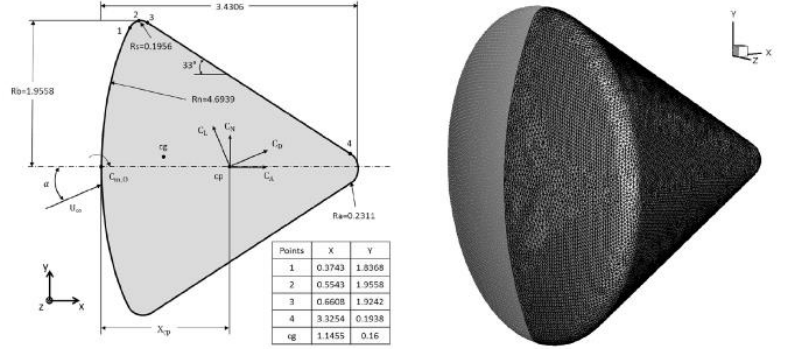


Fig. 4. Schematic of bagging system for adhering skin panel and core material.

سرجنگیهای ماوراءصوتی با موتور اسکرم-جت به عنوان وسایل پیشران، یکی از مهمترین روندهای توسعه در حوزه هوافضا برای کاربردهای نظامی و تجاری است. گرمایش آیرودینامیک شدید و گرمای احتراق قوی، فناوری محافظت حرارتی را به یک مساله بحرانی تبدیل کرده است. برای مقاصد به کارگیری مجدد و زمان کارکرد طولانی، از یک روش محافظت حرارتی فعال به جای روش غیرفعال برای فرآیند خنک کاری باید استفاده شود که عمدتاً شامل سرمایش بازتولید شونده، سرمایش لایه ای، سرمایش تعریقی، و ترکیبی از آنها می باشد. در این مقاله، نویسندگان اشاره می کنند که منابع سرمایش برای سرجنگیهای ماوراءصوتی، بسیار محدود اند. آنها برای تحلیل محافظت حرارتی فعال برای سرجنگیهای ماوراءصوتی، «بار گرمایشی نسبی» را تعریف کرده اند. این مقاله، مروری بر پیشرفتهای پژوهشی انجام شده بر روی روش محافظت حرارتی فعال برای سرجنگیهای ماوراءصوتی هوا-تنفسی در دهه های اخیر داشته است. این مقاله اساساً مسایل بنیادین و پیشرفتهای اخیر، شامل سرمایش بازتولیدی، سرمایش لایه ای، سرمایش تعریقی، و سرمایش ترکیبی را پوشش می دهد. تعدادی از جنبه های مرتبط و پرسشهای باقیمانده برای هر یک از روشهای سرمایش فعال، فراهم شده که شامل جریان پایه و سازوکارهای انتقال حرارت، عوامل موثر و اثرات آنها، و پیشرفت در کاربرد مهندسی است. نهایتاً، خلاصه هایی از هر یک از روشهای سرمایش فعال، راهکارهایی برای توسعه آینده آنها، و دیدگاه نویسندگان بر روی روشهای محافظت حرارتی فعال برای سرجنگیهای ماوراءصوتی ارائه شده است.	ژانگ و همکارانش (۲۰۲۰) از دانشکده علوم انرژی و مهندسی چین [۴۶]	پیشرفت پژوهشی درباره محافظت حرارتی فعال برای سرجنگیهای ماوراءصوتی	۶
--	---	--	----------

			
این مقاله، مروری سریع بر روش تحلیلی انجام شده برای طراحی وسیله بازآی دارد. مطالعه سیستماتیک تر، خارج از محدوده این مقاله است، اما این مقاله یکسری شواهدی مرتبط با موضوعات اصلی طراحی برای به کارگیری در طراحی وسایلی مانند کپسولهایی برای کاوشهای سیاره ای، اثرات فداشوندگی سپر حرارتی و مزدوج شدن تابش جریان پلاسما با تحلیل میدان جریان محاسباتی است.	گیوسپ پزلا (۲۰۱۳) از مرکز پژوهشهای هوافضای ایتالیا [۴۷]	طراحی سپر حرارتی فداشونده برای یک نمونه وسیله بازآی	۷
			
وسيله های بازآی با قابليت به کارگیری مجدد، در مرحله ورود به جو ماوراءصوتي در معرض گرمایش آیرودینامیک شدید قرار می گیرند. از اینرو، روشهای طراحی سامانه های محافظت حرارتی که عدم قطعیت را	جیانگ و همکارانش (۲۰۲۰) از	به روز رسانی مدل غیرقطعی	۸

	غیراحتمالی و بهینه سازی سامانه محافظت حرارتی	موسسه مهندسی ترموفیزیک ، دانشکده علوم چین در پکن [۴۸]	در نظر می گیرند در سالهای اخیر، به طور مداوم از اهمیت برخوردار شده اند. در این مطالعه، طراحی بهینه سازی غیر احتمالی سامانه محافظت حرارتی که در آن تغییرات در پارامترهای خواص ترموفیزیکی وابسته به دما در نظر گرفته شده، با صحنه گذاری تجربی مربوطه انجام شده است. ابتدا یک طراحی فرامکعب لاتین بهبود یافته برای حل مساله نمونه برداری پیشنهاد شده است، در حالتی که دامنه های توزیع پارامترهای عدم قطعیت مرتبط، با یکدیگر تداخل کرده اند.
			
۹	تحلیل سازه ای کامپوزیت پلاستیک تقویت شده با الیاف کربن بر روی سپر حرارتی کپسول ورود به جو	کومار و همکارانش (۲۰۱۷) از دانشکده مهندسی هوانوردی، حیدرآباد هند [۴۹]	کپسول بازآی هنگام ورود به جو، گرمایش آیرودینامیک شدید و تنشهای برشی بالایی را به سازه تجربه می کند. نخستین سازه های وسیله های بازآی از کامپوزیتهای زمینه فلزی، کامپوزیتهای زمینه سرامیکی و آلیاژهای تیتانیوم که به لحاظ حرارتی، پایدار بوده و می توانند بارها را در دماهای بالا تحمل کنند ساخته شده بودند. در این مقاله با جایگزین کردن مواد کامپوزیت پلاستیک تقویت شده با الیاف کربن، تحلیلی سازه ای از کپسول ورود به جو انجام شده است. وسیله بازآی با سرعت ۱۵ تا ۲۵ ماخ در ارتفاع ۱۰۰ کیلومتری از سطح دریا وارد جو زمین می شود، در این ارتفاع، جو هوا چگالی دارد و کپسول با سرعت بالا به جو زمین نفوذ کرده که انرژی جنبشی وسیله به انرژی حرارتی تبدیل شده و تمایل دارد که سپر حرارتی آن را ذوب کند. در این مقاله رفتار سازه ای و آیرودینامیکی وسیله بازآی در خط کارمان بالای سطح دریا در جو غلیظ، محاسبه و ارزیابی شده است. کپسول طراحی شده در کتیا با استفاده از تحلیل المان محدود مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است.

Material: Carbon Fiber Reinforced Plastic  Fig.5.4 (a) Total Deformation (in meters), (b) Shear stress in YZ-plane																					
کنترل ماهواره هایی که عمر آنها به پایان رسیده است، شامل خارج کردن آنها از مدار و ورود به جو، به همراه کاوش بر روی مانورهای مداری برای ماموریت‌های جدید فضایی، اهمیت مطالعه بر رژیم ماوراءصوتی جو رقیق را نشان می دهد. در حالی که داده های پروازی برای صحنه گذاری شبیه سازیهای عددی مونت کارلوی مستقیم، ضروری است، تنها مطالعات و داده های اندکی برای این منظور وجود دارد. از اینرو، این مقاله قصد دارد که به جمع آوری داده های پروازی و تونل باد زمینی در رژیم رقیق و بازسازی عددی آنها از برنامه های فضایی بپردازد. تحلیل دقیق این داده ها ارائه شده است.	و شولر و همکارانش (۲۰۲۰) از دانشگاه تولوس فرانسه [۵۰]	مطالعه ای بر روی داده های پروازی و عددی جریانهای ماوراءصوتی جو رقیق مواجهه شده در مدار زمین و ورود به جو	۱۰																		
 (a) Schematic of the Apollo command module and aerodynamic coordinate system (adapted from [40]). Dimensions in m. <table border="1" data-bbox="469 1364 588 1464"><thead><tr><th>Points</th><th>X</th><th>Y</th></tr></thead><tbody><tr><td>1</td><td>0.3743</td><td>1.8368</td></tr><tr><td>2</td><td>0.5543</td><td>1.9558</td></tr><tr><td>3</td><td>0.6608</td><td>1.9242</td></tr><tr><td>4</td><td>3.3254</td><td>0.1938</td></tr><tr><td>cg</td><td>1.1455</td><td>0.16</td></tr></tbody></table> (b) Frontal view of Apollo surface mesh used in the SPARTA computations.	Points	X	Y	1	0.3743	1.8368	2	0.5543	1.9558	3	0.6608	1.9242	4	3.3254	0.1938	cg	1.1455	0.16			
Points	X	Y																			
1	0.3743	1.8368																			
2	0.5543	1.9558																			
3	0.6608	1.9242																			
4	3.3254	0.1938																			
cg	1.1455	0.16																			

جمع‌بندی بررسی مقالات پنج سال اخیر

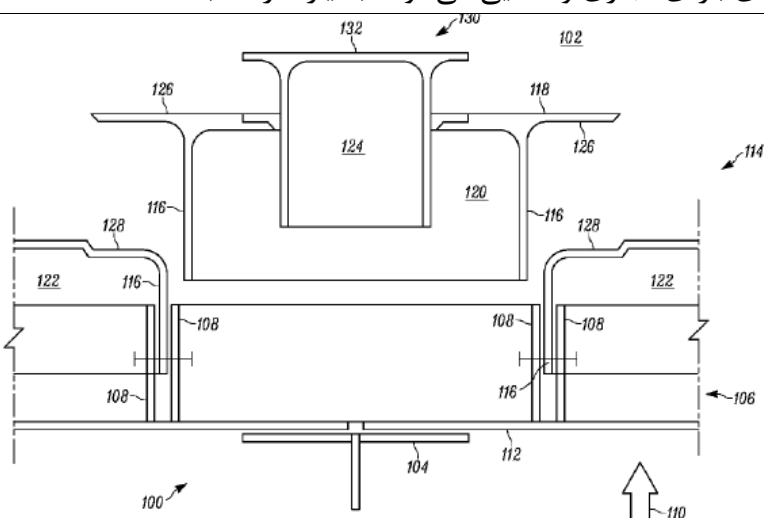
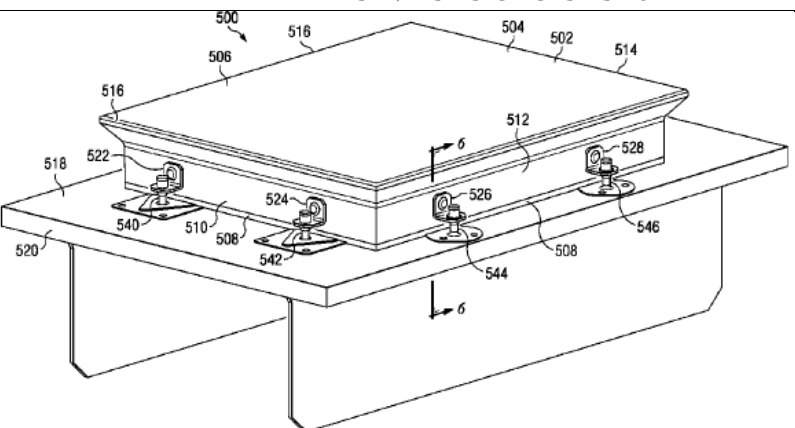
- نکاتی که از مقالات پنج سال اخیر در حوزه سامانه‌های محافظت حرارتی می‌توان استنباط کرد به این شرح است:
- سامانه‌های محافظت حرارتی عمدتاً برای موشک‌های بالستیک با برد بیش از ۳۰۰ کیلومتر (و به ویژه با برد بیش از ۱۰۰۰ کیلومتر) اهمیت پیدا می‌کنند. برای موشک‌های با برد مذکور، یکی از مهمترین فناوریها و زیرسامانه‌های مورد نیاز برای سرچنگیهای این موشکها، سپرهای حرارتی نوع فداشونده می‌باشند.

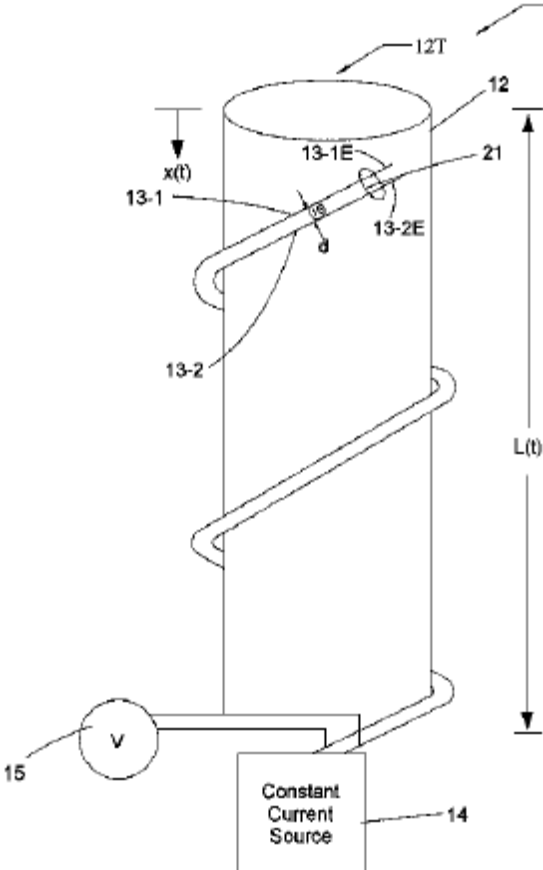
- سپرهای حرارتی به دلیل کاربرد دوگانه خود (در کاربردهای نظامی و کاربردهای پژوهشهای فضایی) جزو اقلام تحت کنترل در رژیم کنترل فناوری موشکی (MTCR) هستند. لذا در مقالات و منابع علمی، موضوعات مربوط به کاربردهای موشکی و نظامی آنها پوشش داده نشده است. از اینرو، دقیقاً نمی‌توان گفت که روند توسعه جهانی در این فناوریها، با کاربردهای نظامی و موشکی، چیست و چه خواهد بود. اگرچه این سپرها در کاربردهای فضایی نیز برای بازگشت محموله‌ها به جو کاربرد دارند، ولیکن شکل، آرایش، جنس و ویژگیهای آنها با کاربردهای نظامی تا حدودی متفاوت است. از اینرو نمی‌توان با قطعیت عنوان کرد که برای کاربردهای نظامی آنها در منابع رسمی از قبیل مقالات، اطلاعات مفیدی ارایه شده باشد.
 - روشهای تحلیلی جدید مبتنی بر تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی، مدل‌های ریاضی خواص ترموفیزیکی مواد و غیره، از جمله روشهای تحلیلی و محاسباتی جدید است که برای تحلیل سپرهای حرارتی به کار گرفته شده‌اند. در واقع، همانگونه که انتظار هم می‌رفت، مقالات علمی و پژوهشی عمدتاً بر روی این مباحث متمرکز شده‌اند.
 - بهینه‌سازیهایی در حوزه ارتقاء قابلیت‌های سپرهای حرارتی در حال انجام است. این بهینه‌سازی‌ها شامل این موارد هستند؛ بهبود خواص ترموفیزیکی این مواد از طریق بهره‌گیری از کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کربن، ممزوج شدن سپر حرارتی با سازه کامپوزیتی پانل کامپوزیتی و غیره.
 - با توجه به محدودیتهای پیمان منع گسترش موشک‌های بالستیک، حرکتی جدی و پرتلاش به سوی توسعه سرچنگیهای ماوراءصوتی پیشرفته‌سُرخورنده که به نوعی هدایت شونده تا انتهای مسیر هستند، در حال انجام است. این سرچنگی، نقشی بی‌بدیل در زرادخانه‌های راهبردی کشورهای قدرتمند جهان ایفا خواهند کرد. این سرچنگها مزایای بسیار زیادی را به همراه دارند که عبارتند از: ۱) نقطه زنی و افزایش چشمگیر اثربخشی سلاح، ۲) افزایش توان عملیاتی سلاح و ارتقاء برد آن، ۳) کاهش تعداد تسلیحات مورد نیاز، ۴) عبور از محدودیتهای معاهدات بین‌المللی و کاهش چشمگیر تبعات سیاسی آن، ۵) مانورپذیری بسیار بالا و حرکت در خارج از صفحه پروازی که عبور از سامانه‌های پدافندی دشمن را آسان می‌کند، و مزایای بسیار بیشتری که در بخشهای دیگر این کتاب به تفصیل به آنها پرداخته شده است. رفع چالش مربوط به سپر حرارتی در این سرچنگیها، یکی از موضوعات نوینی است که در برخی از مقالات (عمدتاً چینی) به آنها پرداخته شده است.
 - با افزایش کاربرد و توسعه وسیله‌های بازآی با کاربری فضایی، تجاری و پژوهشی، توسعه سپرهای حرارتی برای این محصولات نیز روند شتابداری به خود گرفته و بخش عمده‌ای از مقالات و پژوهشهای جدید را به خود اختصاص داده است. به نظر می‌رسد که این روند در آینده نیز شتاب بیشتری به خود بگیرد.
 - بخش زیادی از مقالات پژوهشی به توسعه روشهای علمی و محاسباتی جدید و ارایه الگوها و مدل‌های ریاضی دقیقتر برای پدیده‌های آیرودینامیک و ترموشیمی رخ داده در سپرهای حرارتی پرداخته‌اند. این روند سبب ارایه ابزارهایی جدیدتر برای بهینه‌سازی‌های مهندسی و ارایه طراحی‌های سبکتر، بهینه‌تر و کارآمدتر خواهد شد.
 - در تعدادی از مقالات، به توسعه سازه‌های کامپوزیتی برای وسایل بازآی پرداخته شده که سازه اصلی از جنس کامپوزیت بوده و سپر حرارتی نیز از کامپوزیت مناسب دیگری ساخته شده است. این ساختار، موجب بهینه‌شدن ساختار سازه‌ای وسیله بازگشت‌پذیر به جو از منظر استحکامی و سپر حرارتی شده است.
- در شکل زیر، پیش‌بینی روند توسعه سپرهای حرارتی، مبتنی بر تحلیل مقالات پژوهشی در این زمینه، به صورت طرحوار و اطلاع‌نگاشت ترسیم شده است.



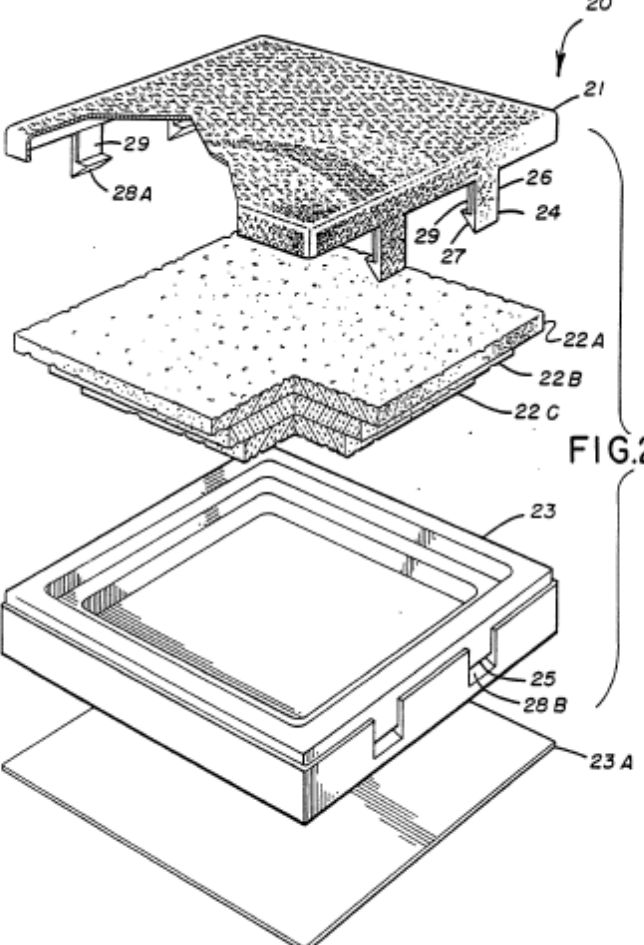
بررسی ثبت اختراعات

ر	عنوان ثبت اختراع	نویسندگان و سال و شناسه	خلاصه ثبت اختراع
۱	روش و سامانه محافظت حرارتی US 9643712 B1	توماس ال. لوس (۲۰۱۷) از شرکت سامانه های نورث روپ گرومن ایالات متحده آمریکا [۵۱]	سامانه و روشی برای محدود کردن انتقال حرارت میان فضای پیرامون و سازه زیرین پیشنهاد شده که وجه خط قالب درونی را به سازه زیرین متصل می کند. تعدادی از گیره های یو-شکل از سطح وجه قالب درونی به سمت بیرون امتداد پیدا کرده است. در واقع، این طرح اتصال، به جای طرح اتصال چسبی پیشنهاد شده که از استحکام مناسبی برخوردار بوده و مشخصا از گیره و اتصالات رزوه دار در آن استفاده شده است. سطح بیرونی سپر حرارتی هیچ گونه ناپیوستگی هندسی مشاهده نمی شود و اتصال سپر حرارتی به سازه به صورت مستحکم و یکنواخت انجام می شود. یکی از معضلات پیش روی سپرهای حرارتی، وجود ناپیوستگی های هندسی سطحی است که موجب تشدید گرمایش آیرودینامیک می شود که با طرح پیشنهاد شده در این اختراع، این

			معضل برطرف می شود. طرح سپر حرارتی پیشنهاد شده برای سامانه های بازآی تجاری و فضایی می تواند بسیار کارآمد باشد.
			
۲	سامانه محافظت حرارتی کامپوزیت-سرامیک US 8752350 B2	پینی و همکارانش (۲۰۱۴) از شرکت بوئینگ آمریکا	وسیله ای برای نصب موزاییکهای سپر حرارتی به سازه فضاپیما در اینجا پیشنهاد شده است. طرح قبلی اتصال این موزاییکها به صورت چسبی بوده است. در حالی که در این طرح از یکسری اتصالات مکانیکی و پیچی جدید، طرح اتصال موزائیک به سازه فضاپیما تغییر کرده که به اتصالی محکم تبدیل شده و از سوی دیگر، سطح بیرونی سپر حرارتی بدون ناپیوستگی شده و هموار خواهد بود. استفاده از این طرح، ضمن سهولت طرح اتصال سپر حرارتی و برخورداری از استحکام کافی، قابلیت نصب و باز کردن آن را فراهم کرده است.
			
۳	حسگر سامانه محافظت حرارتی فداشونده	سرگئی گوربونوف و همکارانش (۲۰۱۱) از سازمان ناسا آمریکا	یک حسگر هم-دما، دماهای فضاپیما بر روی ماده سامانه محافظت حرارتی ردگیری می کند، به ویژه هنگام ورود به جو وسیله فضایی که تغییرات دمایی و پسروی سطحی عایق فداشونده را اندازه گیری می کند. طراحی این حسگر به این شرح است: دو سیم هادی مقاومت-دار، حول یک لوله پیچیده می شود، انتهای اولیه دو سیم به یک منبع جریان ثابت متصل می شود، و انتهای دیگر آنها با استفاده از ماده

	US 8069001 B1		خاصی از یکدیگر عایق الکتریکی می شود که در دماهای بالا تبدیل به زغال هادی الکتریکی شده و یک مدار الکتریکی کامل را تشکیل می دهد. با پیشروی فداشوندگی، سیمهای حسگر، کوتاهتر شده و مقاومت آن در مدار الکتریکی تکمیل شده، کاهش می یابد که این مقاومت با طول سیم متناسب است و به طور مداوم توسط مدار الکتریکی، اندازه گیری و ثبت می شود.
			
۴	سامانه های محافظت حرارتی برای وسایل هوایی و فضایی با اتصالات پنهان US 8056862 B1	رگ تومرلین و همکارانش (۲۰۱۱) از شرکت محصولات آروهد آمریکا [۵۴]	یک سامانه محافظت حرارتی برای استفاده در وسایل هوایی و فضایی پیشنهاد شده که شامل مجموعه ای از قابها یا موزائیکهای محافظت حرارتی است که شبکه ای از زمینه های سرامیکی یا دیگر مواد محافظت حرارتی است که هر قاب، دارای سطح بیرونی پیوسته و عاری از فرورفتگی یا ناپیوستگی است. با استفاده از یکسری طرحهای اتصال مکانیکی به صورت قفل، این موزائیکها در محل خود نصب و چفت می شوند. عدم وجود هرگونه ناپیوستگی هندسی، از جمله مزایای مهم این طرح است که برای سپرهای حرارتی از اهمیت بالایی برخوردار می باشد.

سامانه حفاظت حرارتی که عایق حرارتی سازه ای (فوم کربن) را با کامپوزیت زمینه فلزی با استحکام ویژه بالا، ترکیب کرده است، در این اختراع پیشنهاد شده است. مطابق با یک آرایش ترجیحی، عایق حرارتی سازه ای، با یک لایه محافظ ضد اکسید شوندگی پوشانده شده یا از یک ترکیب ضد اکسید شوندگی در آن استفاده شده است.	برایان ای. جوزف (۲۰۰۱) از آزمایشگاه پژوهشی تاجستون [۵۵]	سامانه محافظت حرارتی	۵
در این اختراع، سامانه سپر حرارتی سرامیکی به شکل موزائیکی برای پوسته بیرونی فضاپیما با قابلیت به کارگیری دوباره، شرح داده شده است. این موزائیک تشکیل شده است از پوسته بیرونی، عایق حرارتی، و موزائیک زیرین. پوسته بیرونی نقش سطح بیرونی چقرمه و حامل بار را ایفا می کند. در یک آرایش ترجیحی، جنس این پوسته از پارچه سرامیک بوده که بر روی آن، ماده سرامیکی، لایه گذاری شده است و شکل آرایش بیرونی را حفظ می کند. موزائیک زیرین، از سرامیک سبک ساخته شده که برای این کاربرد، پذیرفته شده است. از یک یا چند ماده عایق سبک صلب یا انعطاف پذیر در حفره بین پوسته بیرونی و موزائیک زیرین استفاده شده است. از اتصالات مکانیکی مانند قفل‌های	سالواتور و همکارانش (۱۹۸۷) از ناسا، آمریکا [۵۶] EP 024564 4 A2	سامانه محافظت حرارتی موزائیک پوسته سرامیکی و روش آن	۶

			گونه ای و سطوح مکمل برای اتصال موزائیک به سطح استفاده شده تا بتواند در برابر شرایط دمایی و تنشها، دوام بیاورد.
			 FIG. 2
۷	قاب سامانه محافظت حرارتی بزرگ EP 1227039 A1	میبرز و همکارانش (۲۰۰۲) از شرکت بوئینگ، آمریکا	قاب محافظ برای سفینه فضایی با قابلیت استفاده مجدد، که شامل یک پوسته بیرونی کامپوزیت زمینه سرامیکی، یک مجموعه کیسه فوم عایق، که به پوسته بیرونی متصل شده می باشد تا از بدنه فضا پیما در برابر دماهای بالا و رطوبت محیط بیرون، محافظت کند. از یک سیستم اتصال فاصله انداز، برای اتصال کیسه فوم و پوسته کامپوزیت سرامیکی بیرونی به سازه اصلی فضاپیما استفاده شده است.

از یک سامانه چند-بار-مصرف برای محافظت از فضاپیما در برابر گرمایش آیرودینامیک در ورود به جو استفاده شده است. این سامانه تشکیل شده است از یک مخزن حاوی ماده تعریق، وسیله ای برای تزریق ماده تعریق از درون بخشهای سپر حرارتی فضاپیما، و یک سامانه کنترل برای تزریق ماده تمیز کننده در فاز صعود و تزریق ماده تعریق در فاز ورود به جو. تزریق ماده تمیز کننده هنگام صعود، احتمال مسدود شدن حفره های تعریق توسط حشرات یا دیگر ذرات را کاهش می دهد.	دیوید بنیامین بوهرلر (۲۰۰۶) از آمریکا	سامانه محافظت حرارتی در ورود به جو US 2006 /014502 0 A1	۸
یک سامانه محافظت حرارتی یکپارچه شده برای فضاپیما پیشنهاد شده که شامل شبکه ای است که به پوسته فضاپیما متصل شده تا بارهای سازه ای وارد بر فضاپیما را نیز تحمل کند. تعداد زیادی از قابهای	کولوجزدج و همکارانش	سامانه عایق حرارتی یکپارچه	۹

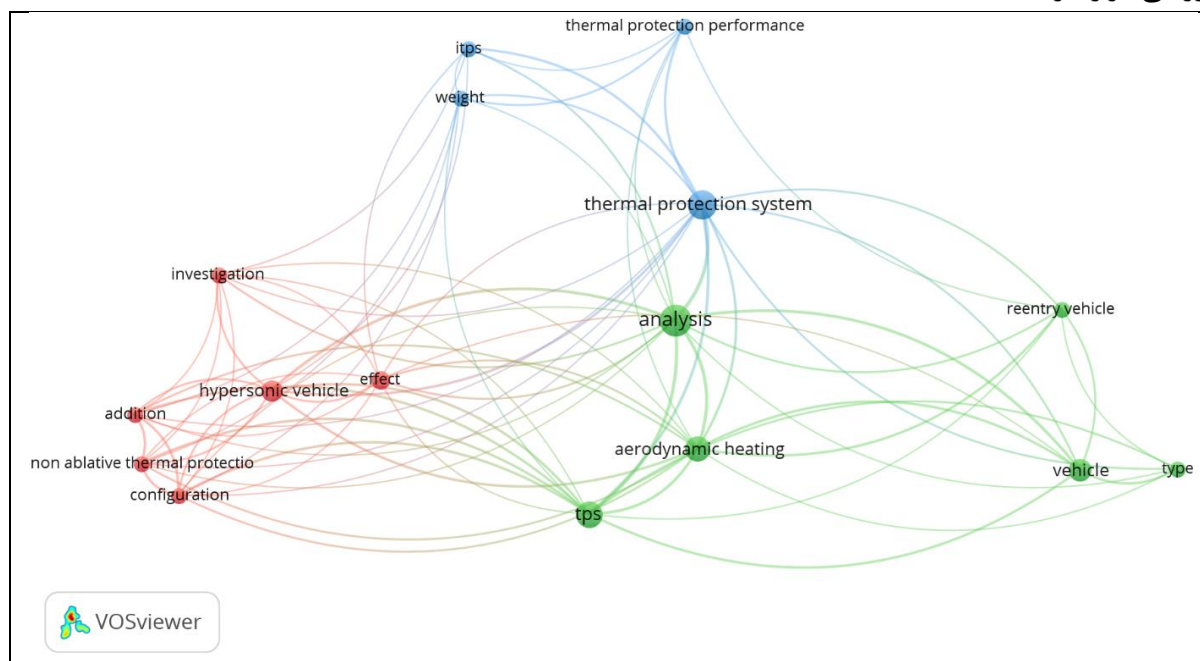
حرارتی با ابعاد نسبتاً بزرگ بر روی شبکه ای قرار می گیرند تا پوسته فضاپیما را پوشش دهند. این شبکه نیز به پوسته، متصل شده است. قابها توسط اتصالات مکانیکی جفت شونده به یکدیگر وصل می شوند. در شکلهای زیر، طرحهای اتصال آنها به صورت طرحوار نشان داده شده است.	از (۱۹۹۸) ناسا، آمریکا US 580340 6 A	شده برای فضاپیما
FIG. 2 FIG. 3		
روشی برای تولید الیاف سرامیکی با قفل زاویه ای سه بعدی که می تواند در برابر نویز آبروآکوستیک حدود ۱۷۰ دسیبل و دماهای حدود ۲۵۰۰ درجه فارنهایت مقاومت کند، پیشنهاد شده است. در این روش از چندین رشته الیاف سرامیکی یا ریسمانهای سرامیکی برای بافتن چندین پرکننده الیافی استفاده شده که با تکنیک خاصی به یکدیگر بافته شده اند.	ساوکو و همکارانش از (۱۹۹۷) ناسا، آمریکا [۶۰] US 565779 5 A	۱ روشی برای تولید سامانه محافظت حرارتی انعطاف پذیر مقاوم در برابر نویز آبرو آکوستیک

تحلیل محتوای مقالات با استفاده از نرم افزار

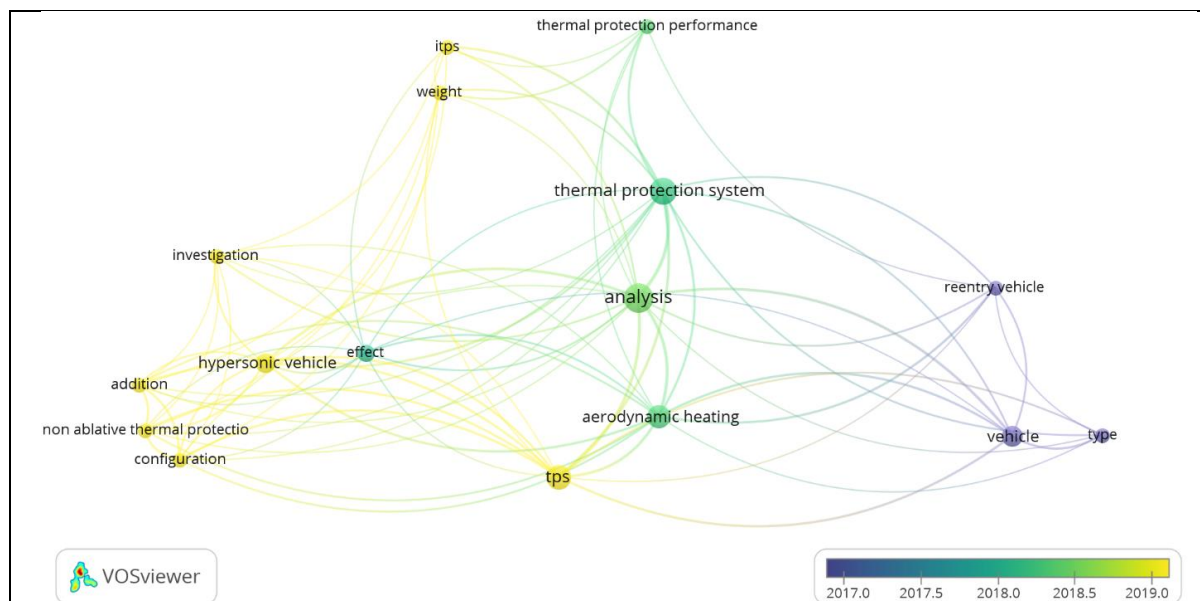
VOSViewer

نتایج تحلیل در شکل زیر آمده است. همانگونه که مشاهده می شود، یک ارتباط محتوایی نزدیک میان سامانه محافظت حرارتی و گرمایش آبرودینامیک مشاهده می شود. از سوی دیگر قرابت محتوایی میان وسایل بازآی و سامانه محافظت حرارتی دیده می شود. در شکل بعد نیز همین تحلیل، با در نظر گرفتن زمان انتشار مقالات

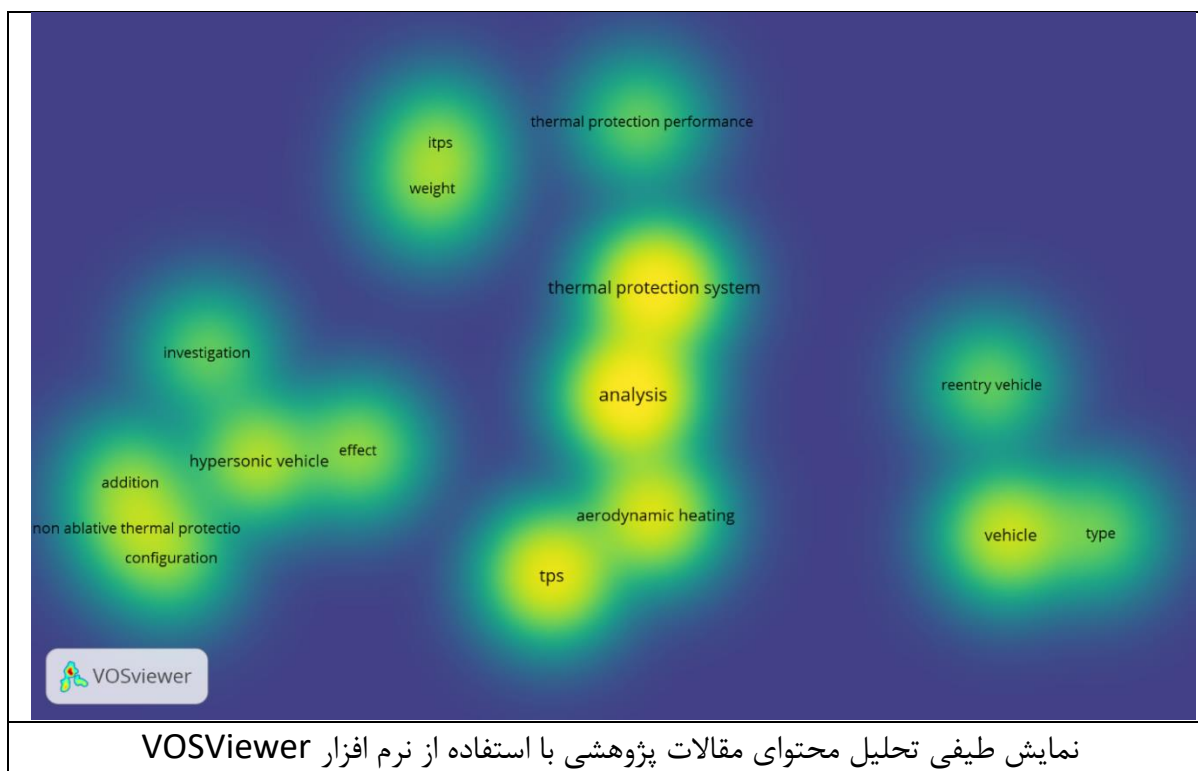
ارایه شده است. مشاهده می شود که موضوعات مربوط به بازآی ها، اندکی قدیمی تراند، ولیکن مباحث مربوط به سرجنگیهای ماواری صوتی جدیدتر بوده و مباحثی مانند سپرهای حرارتی غیر فداشونده نیز در آنها مورد بررسی قرار گرفته است.



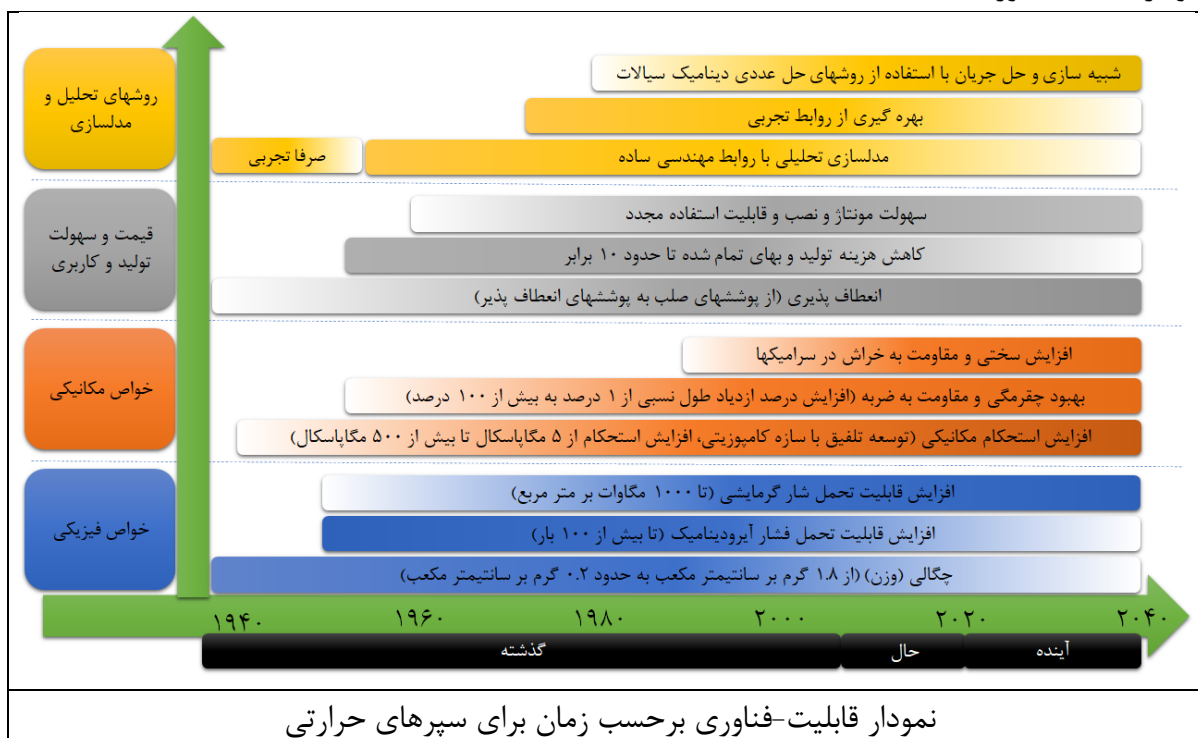
تحلیل مقالات پژوهشی با استفاده از نرم افزار VOSViewer و بررسی ارتباط محتوایی واژگان



تحلیل مقالات پژوهشی با استفاده از نرم افزار VOSViewer با در نظر گرفتن زمان انتشار مقالات



نمودار قابلیت-فناوری



تحلیل روندهای کمی به سمت آینده

در خصوص تحلیل روندهای کمی به سمت آینده در حوزه فناوری سپرهای حرارتی، در زمینه های مختلف می توان تحلیل های خاص خود را ارائه کرد. در این بخش، از منظرهای مختلف به این موضوع پرداخته می شود.

۱-۱۰- خواص فیزیکی

۱-۱۰-۱- قابلیت تحمل شار گرمایشی و فشار آیرودینامیک

نخستین سپرهای حرارتی توسعه داده شده برای موشکهای بالستیک، عبارت بودند از عایقهایی مانند آزیست و یا چسب RTV (Room Temperature Vulcanized). آزیست خواص حرارتی و استحکامی خوبی داشت ولیکن به دلیل خواص سرطانزایی و مشکلات زیست محیطی، به تدریج کنار گذاشته شد. همچنین برای سپر حرارتی دماغه موشک، که شار حرارتی و فشار زیادی را تحمل می کرد، از گرافیت استفاده می شد. پس از آن در موشکهای بالستیک دیگری مانند FROG-7 و Scud B که البته برد کوتاهی داشتند نیز از همین مواد استفاده شد. اگرچه کاربرد مواد موصوف در موشکهای امروزی محدودتر شده است، ولیکن همچنان در موشکهای کوتاه-برد مورد استفاده قرار می گیرند.

به تدریج از عایقهایی مانند سیلیکا-فنولیک یا سرامیک-فنولیک و یا به ویژه، کربن-فنولیک که قابلیت تحمل شارهای بالاتر را داشتند استفاده شده است. سپر حرارتی کربن-فنولیک که عمدتاً به صورت پارچه یا نوار پارچه ای تولید می شود، هم اکنون به عنوان مهمترین گزینه سپرهای حرارتی برای جداره های جانبی سرجنگیهای موشکهای بالستیک برد بلند مورد استفاده قرار می گیرد. شار حرارتی قابل تحمل برای این سپرهای حرارتی به بیش از ۱۰ هزار وات بر سانتیمتر مربع می رسد. همچنین، به جای گرافیت در دماغه ها از مواد بسیار مستحکم تری مانند کربن-کربن استفاده می شود. به طور مثال، فشار آیرودینامیک اعمالی به دماغه سرجنگیهای موشکهای بالستیک به بیش از ۱۰۰ بار نیز می رسد.

۱-۱۰-۲- چگالی

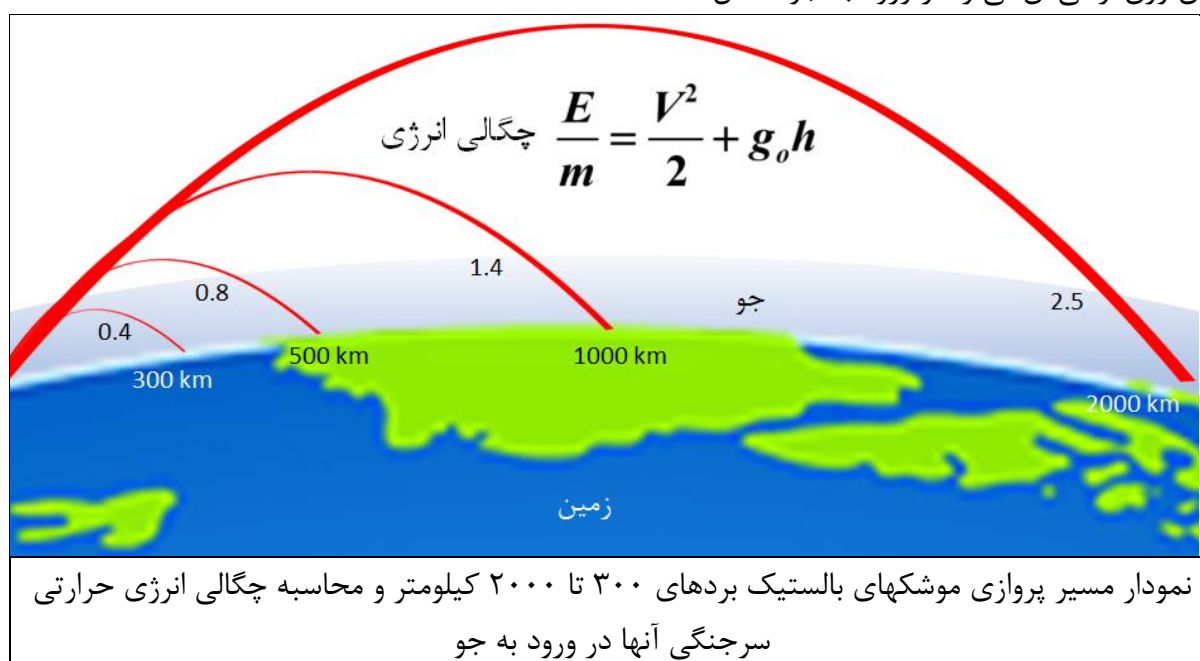
چگالی برخی از مواد سپرهای حرارتی به بیش از ۱.۸ گرم بر سانتیمتر مکعب می رسد. در حالیکه سپرهای حرارتی جدیدتر در مواردی به چگالی حدود ۰.۲۵ گرم بر سانتیمتر مکعب نیز رسیده است.

۱۰-۲- خواص مکانیکی

۱-۱۰-۲-۱- استحکام مکانیکی، سختی و چقرمگی

در زمینه استحکام مکانیکی و چقرمگی، می توان گفت که روند جهانی همواره به سمت افزایش استحکام مکانیکی و بهبود چقرمگی آنها پیش رفته است. استحکام مکانیکی برخی از سپرهای حرارتی اولیه تا حدود ۵ مگاپاسکال بوده است، در حالی که استحکام مکانیکی برخی از سپرهای حرارتی کنونی به بیش از ۵۰۰ مگاپاسکال رسیده است. از سوی دیگر، از منظر چقرمگی، درصد ازدیاد طول نسبی سپرهای حرارتی اولیه که در حدود ۱ درصد بوده، ولیکن هم اکنون سپرهای حرارتی با ازدیاد طول نسبی به بیش از ۱۰۰ درصد نیز توسعه داده شده است. استحکام مکانیکی برخی از سپرهای حرارتی به اندازه ای است که بعضاً از این مواد به صورت تلفیقی، به عنوان مواد سازه ای بازآی ها نیز استفاده می شود. در مواردی که از سرامیکها به عنوان سپرهای حرارتی استفاده شده است، سختی و مقاومت به خراش سطحی سپر حرارتی نیز افزایش یافته است.

در شکل زیر، نمودار مسیر پروازی موشکهای بالستیک با بردهای ۳۰۰ تا ۲۰۰۰ کیلومتر ترسیم شده است. مفهومی به نام چگالی انرژی تعریف می شود که انرژی مکانیکی سرچنگی (مجموع انرژیهای پتانسیل و جنبشی سرچنگی در ورود به جو) تقسیم بر جرم سرچنگی (بازای) در ورود به جو را نشان می دهد. بخش بسیار زیادی از این انرژی در ورود به جو به حرارت تبدیل می شود. برای تصور بهتر از این مقدار انرژی، اگر آن را تقسیم بر ۴.۲ مگاژول کنیم، مقدار معادل تی ان تی انرژی حرارتی اعمالی به سرچنگی در ورود به جو به دست می آید. مقادیر مربوطه در شکل زیر محاسبه شده و نمایش داده شده است. ضریب مذکور برای برد ۳۰۰ کیلومتر برابر با ۰.۴ و برای برد ۲۰۰۰ کیلومتر برابر با ۲.۵ می باشد. این بدان مفهوم است که اگر وزن کل بازای را ضربدر ضریب ۲.۵ کنیم، مقدار انرژی حرارتی اعمالی به سرچنگی در ورود به جو برحسب معادل تی ان تی به دست می آید. به عبارتی، بازای با وزن یک تن، باید معادل ۲.۵ تن انرژی حرارتی ناشی از انفجار این وزن از تی ان تی را در ورود به جو تحمل کند.



سپرهای حرارتی آینده

با بررسی منابعی از قبیل مقالات، و کتابها، موارد زیر را به عنوان سپرهای حرارتی در کاربردهای آینده فضایی و موشکی می توان پیش بینی کرد.
سرامیکهای بسیار دما-بالا (UHTC)

این سرامیکها، عمدتاً ترکیباتی مانند بوریدها، کاربیدها و نیتریدهای عناصر انتقالی مانند هافنیوم، زیرکونیوم، تانتالیوم، و تیتانیوم هستند که برخی از آنها دارای بالاترین نقاط ذوب شناخته شده می باشند. مشخصاً سرامیکهای مذکور برای سپرهای حرارتی در دماغه ها و لبه های حمله در دست توسعه می باشند. سختی بالا، مقاومت به فرسایش خوب، استحکام مکانیکی مناسب، از جمله ویژگیهای این سرامیکها می باشند. دیگر

مشخصات این سرامیکها عبارتند از پایداری شیمیایی و حرارتی خوب تحت شرایط خاص، رسانایی گرمایی بالا، و مقاومت به شوک حرارتی مناسب. تلاشهای قابل توجهی در بسیاری از موسسات برای بهبود خواص و فراوری سرامیکهای بسیار دما بالا در حال انجام می باشد.

سپرهای حرارتی فداشونده انعطاف پذیر

یکی از مشکلات جدی بسیاری از سپرهای حرارتی کنونی، ترد بودن یا غیرقابل تغییر شکل بودن آنها می باشد. به گونه ای که درصد ازدیاد طول نسبی بسیاری از آنها نوعاً کمتر از ۵ درصد و حتی کمتر از ۱ درصد می باشد. از اینرو سپرهای حرارتی فداشونده انعطاف پذیر در حال توسعه می باشد. ویژگیهای این سپرهای حرارتی به شرح زیر است:

- سطح زیرین الیافدار، مانند نمد یا پارچه بافته شده
 - زمینه (ماتریس) تشکیل شده از رزینها و پرکننده های گوناگون
 - طراحی، یکپارچه سازی سامانه، مزایای عملکردی چشمگیر در مقایسه با سپرهای حرارتی فداشونده صلب
 - قابلیت تولید مناسب
 - کاهش تعداد قطعات (موزائیکها)
 - سهولت مونتاژ
 - امکان به کارگیری بر روی سازه های بازآی ها بزرگ
 - حذف مشکلات مربوط به شکاف و درز
- سپرهای حرارتی فداشونده کربن-فنولیک بافته شده با بافت سه بعدی
- این سپرهای حرارتی که برای کاربردهایی مانند سرجنگیهای ماوراءصوتی سرخورنده از اهمیت و کاربرد بالایی برخوردار می باشند دارای ویژگیهای زیر هستند:

- استحکام بالاتر
 - قابلیت تنظیم خواص با استفاده از بافت دقیق سه بعدی به کمک فناوری بافت CNC
 - پَسَروی کمتر
 - چگالی کمتر
 - امکان طراحی سپر حرارتی برای یک مأموریت خاص
- سپرهای حرارتی با تغییر جنس تدریجی (FGM)
- این دسته از سپرهای حرارتی هم اکنون در مرحله تحقیق و توسعه قرار دارد و به نظر می رسد تا بیست سال آینده بتواند نقش پررنگی در کاربردهای نظامی و فضایی داشته باشد. ویژگیهای این سپرهای حرارتی عبارتند از:

- تلفیق خواص سازه ای و سپر حرارتی
- قابلیت تنظیم خواص با استفاده از طراحی مناسب FGM
- بهره گیری بهینه از خواص استحکام، چقرمگی، مقاومت حرارتی، و غیره
- قابلیت به کارگیری در دماغه ها

مراجع

1. "Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air", in Journal of the Aeronautical Sciences[1] (PDF Reprint), volume 25, issue 2, February 1958, retrieved 2009-06-29, pages 73-
2. GROSS, F. (1965). "Buoyant Probes into the Venus Atmosphere". Unmanned Spacecraft Meeting 1965. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi:10.2514/6.1965-1407.
3. Goddard, Robert H. (Mar 1920). "Report Concerning Further Developments". The Smithsonian Institution Archives. Archived from the original on 26 June 2009. Retrieved 2009-06-29.
4. Boris Chertok, "Rockets and People", NASA History Series, 2006
5. Hansen, James R. (Jun 1987). "Chapter 12: Hypersonics and the Transition to Space". Engineer in Charge: A History of the Langley Aeronautical Laboratory, 1917–1958. The NASA History Series. sp-4305. United States Government Printing. ISBN 978-0-318-23455-7.
6. Allen, H. Julian; Eggers, A. J. Jr. (1958). "A Study of the Motion and Aerodynamic Heating of Ballistic Missiles Entering the Earth's Atmosphere at High Supersonic Speeds" (PDF). NACA Annual Report. NASA Technical Reports. 44.2 (NACA-TR-1381): 1125–1140. Archived from the original (PDF) on October 13, 2015.
7. http://www.nasa.gov/pdf/501326main_TA09-EDL-DRAFT-Nov2010-A.pdf
8. Graves, Claude A.; Harpold, Jon C. (March 1972). Apollo Experience Report - Mission Planning for Apollo Entry (PDF). NASA Technical Note (TN) D-6725.
9. Prządka, W.; Miedzik, J.; Goujon-Durand, S.; Wesfreid, J.E. "The wake behind the sphere; analysis of vortices during transition from steadiness to unsteadiness" (PDF). Polish french cooperation in fluid research. Archive of Mechanics., 60, 6, pp. 467–474, Warszawa 2008. Received May 29, 2008; revised version November 13, 2008. Retrieved 3 April 2015.
10. Jump up to:a b Fay, J. A.; Riddell, F. R. (February 1958). "Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air" (PDF). Journal of the Aeronautical Sciences. 25(2): 73–85. doi:10.2514/8.7517. Archived from the original (PDF Reprint) on 2005-01-07. Retrieved 2009-06-29.
11. Hillje, Ernest R., "Entry Aerodynamics at Lunar Return Conditions Obtained from the Flight of Apollo 4 (AS-501)," NASA TN D-5399, (1969).
12. Whittington, Kurt Thomas. "A Tool to Extrapolate Thermal Reentry Atmosphere Parameters Along a Body in Trajectory Space" (PDF). NCSU Libraries Technical Reports Repository. A thesis submitted to the Graduate Faculty of North Carolina State University in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of

- Science Aerospace Engineering Raleigh, North Carolina 2011, pp.5.
Retrieved 5 April 2015.
13. Regan, Frank J. and Anadakrishnan, Satya M., "Dynamics of Atmospheric Re-Entry", AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., New York, ISBN 1-56347-048-9, (1993).
 14. Jump up to: a b Johnson, Sylvia M.; Squire, Thomas H.; Lawson, John W.; Gusman, Michael; Lau, K-H; Sanjuro, Angel (30 January 2014). Biologically-Derived Photonic Materials for Thermal Protection Systems(PDF). 38th Annual Conference on Composites, Materials, and Structures January 27–30, 2014.
 15. "Equations, tables, and charts for compressible flow" (PDF). NACA Annual Report. NASA Technical Reports. 39(NACA-TR-1135): 613–681. 1953.
 16. Kenneth Iliff and Mary Shafer, Space Shuttle Hypersonic Aerodynamic and Aerothermodynamic Flight Research and the Comparison to Ground Test Results, Page 5-6
 17. Lighthill, M.J. (Jan 1957). "Dynamics of a Dissociating Gas. Part I. Equilibrium Flow". *Journal of Fluid Mechanics*. 2 (1): 1–32. Bibcode:1957JFM.....2....1L. doi:10.1017/S0022112057000713.
 18. Freeman, N.C. (Aug 1958). "Non-equilibrium Flow of an Ideal Dissociating Gas". *Journal of Fluid Mechanics*. 4 (4): 407–425. Bibcode:1958JFM.....4..407F. doi:10.1017/S0022112058000549.
 19. Entry Aerodynamics at Lunar Return Conditions Obtained from the Flight of Apollo 4, Ernest R. Hillje, NASA, TN: D-5399, accessed 29 December 2018.
 20. Overview of the Mars Sample Return Earth Entry Vehicle, NASA, accessed 29 December 2018.
 21. Parker, John and C. Michael Hogan, "Techniques for Wind Tunnel assessment of Ablative Materials", NASA Ames Research Center, Technical Publication, August, 1965.
 22. Hogan, C. Michael, Parker, John and Winkler, Ernest, of NASA Ames Research Center, "An Analytical Method for Obtaining the Thermogravimetric Kinetics of Char-forming Ablative Materials from Thermogravimetric Measurements", AIAA/ASME Seventh Structures and Materials Conference, April, 1966
 23. "[Arc Jet Complex](#)". [www.nasa.gov](#). NASA. Retrieved 2015-09-05.
 24. Di Benedetto, A.T.; Nicolais, L.; Watanabe, R. (1992). Composite materials : proceedings of Symposium A4 on Composite Materials of the International Conference on Advanced Materials – ICAM 91, Strasbourg, France, 27–29 May 1991. Amsterdam: North-Holland. p. 111. ISBN 978-0444893567.
 25. Tran, Huy; Michael Tauber; William Henline; Duoc Tran; Alan Cartledge; Frank Hui; Norm Zimmerman (1996). Ames Research Center Shear Tests of SLA-561V Heat Shield Material for Mars-Pathfinder(PDF) (Technical report). NASA Ames Research Center. NASA Technical Memorandum 110402.

26. Lachaud, Jean; N. Mansour, Nagi (June 2010). A pyrolysis and ablation toolbox based on OpenFOAM (PDF). 5th OpenFOAM Workshop. Gothenburg, Sweden. p. 1.
27. Tran, Huy K, et al., "Qualification of the forebody heat shield of the Stardust's Sample Return Capsule", AIAA, Thermophysics Conference, 32nd, Atlanta, GA; 23–25 June 1997.
28. "Stardust – Cool Facts". stardust.jpl.nasa.gov.
29. Jump up to: a b c Chambers, Andrew; Dan Rasky (2010-11-14). "NASA + SpaceX Work Together". NASA. Archived from the original on 2011-04-16. Retrieved 2011-02-16.
30. ["SpaceX Manufactured Heat Shield Material Passes High Temperature Tests Simulating Reentry Heating Conditions of Dragon Spacecraft"](#). www.spaceref.com.
31. Dragon could visit space station next, msnbc.com, 2010-12-08, accessed 2010-12-09.
32. Chaikin, Andrew (January 2012). "1 visionary + 3 launchers + 1,500 employees = ? : Is SpaceX changing the rocket equation?". Air & Space Smithsonian. Retrieved 2016-06-03.
33. NASA TV broadcast for the Crew Dragon Demo-2 mission departure from the ISS, NASA, 1 August 2020.
34. Tran, Huy K., et al., "Silicone impregnated reusable ceramic ablators for Mars follow-on missions," AIAA-1996-1819, Thermophysics Conference, 31st, New Orleans, June 17–20, 1996.
35. Flight-Test Analysis Of Apollo Heat-Shield Material Using The Pacemaker Vehicle System NASA Technical Note D-4713, pp. 8, 1968–08, accessed 2010-12-26.
36. NASA.gov NASA Selects Material for Orion Spacecraft Heat Shield, 2009-04-07, accessed 2011-01-02.
37. Flightglobal.com NASA's Orion heat shield decision expected this month 2009-10-03, accessed 2011-01-02
38. ["Company Watch – NASA. – Free Online Library"](#). www.thefreelibrary.com.
39. Shao, Gaofeng; et al. (2019). "Improved oxidation resistance of high emissivity coatings on fibrous ceramic for reusable space systems". Corrosion Science. 146: 233–246. arXiv:1902.03943. doi:10.1016/j.corsci.2018.11.006.
40. Chapman, Dean R. (May 1958). "An approximate analytical method for studying reentry into planetary atmospheres"(PDF). NACA Technical Note 4276: 38. Archived from the original (PDF) on 2011-04-07.
41. Jingjing ZHU, Xiaojun WANG, Haiguo ZHANG, Yuwen LI, Ruixing WANG, Zhiping QIU, "Six sigma robust design optimization for thermal protection system of hypersonic vehicles based on successive response surface method", Chinese Journal of Aeronautics, (2019), 32(9): 2095–2108.
42. Heng LIANG, Yuqing WANG, Mingbo TONG, Junhua ZHANG, "Multi-scale strength analysis of bolted connections used in integral thermal protection system", Chinese Journal of Aeronautics, (2018), 31(8): 1728–1740.
43. Jie HUANG, Weixing YAO, Xianyang SHAN, "Coupled fluid-thermal investigation on non-ablative thermal protection system with spiked

- body and opposing jet combined configuration”, *Chinese Journal of Aeronautics*, (2019), 32(6): 1390–1402.
44. Weijie Li, Haiming Huang, Bangcheng Ai, Zimao Zhang, “On the novel designs of charring composites for thermal protection application in reentry vehicles”, *Applied Thermal Engineering* 93 (2016) 849–855.
 45. Y. Kubota, O. Miyamoto, T. Aoki, Y. Ishida, T. Ogasawara, S. Umezu, New thermal protection system using high-temperature carbon fibre-reinforced plastic sandwich panel, *Acta Astronautica* (2019), doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.02.004>.
 46. Silong Zhang, Xin Li, Jingying Zuo, Jiang Qin, Kunlin Cheng, Yu Feng, Wen Bao, “Research progress on active thermal protection for hypersonic vehicles”, *Progress in Aerospace Sciences* 119 (2020) 100646.
 47. Giuseppe Pezzella, “Ablative heat shield design for a sample return vehicle”, *Journal of Space Exploration*, 2013, vol. 2, page 1.
 48. Wenting Jiang, Xiaojun Wang, Ruixing Wang, Qinghe Shi, Jingjing Zhu, “Nonprobabilistic uncertain model updating and optimization design of thermal protection system”, *Applied Thermal Engineering* 180 (2020) 115822.
 49. Mani kumar, Parthasarathy Garee, Sundaram, “Carbon fiber reinforced plastic Composite Structural Analysis on a Reentry Capsule Heat shield”, *Materials Today: Proceedings* 4 (2017) 8200–8207.
 50. Marc Schouler, Ysolde Pr’évereaud, Luc Mieussens, “Survey of flight and numerical data of hypersonic rarefied flows encountered in earth orbit and atmospheric reentry”, *Progress in Aerospace Sciences* 118 (2020) 100638.
 51. Thomas L. Luce, “Thermal Protection System and Method”, United States Patent, 2017, US 9,643,712 B1.
 52. Thomas R. Pinney, et. al., “Ceramic Composite Thermal Protection System”, United States Patent, 2014, US 8,752,350 B2.
 53. Sergey Gorbunov, et. al., “Thermal Protection System Ablation Sensor”, United States Patent, 2011, US 8,069,001 B1.
 54. Reg Tomerlin, et. al., “Thermal Protection Systems for Air and Space Vehicles Having Hidden Fastener Attachments”, United States Patent, 2011, US 8,056,862 B1.
 55. Brian E. Joseph, “Thermal Protection System”, United States Patent, 2004, US 6,689,470 B1.
 56. Riccitiello, Salvatore R., et. al., “Ceramic/ceramic shell tile thermal protection system and method thereof”, European Patent Application, 1987, EP 0245644 A2.
 57. Myers, Franklin K., et. al., “Large thermal protection system panel”, European Patent Application, 2002, EP 1227039 A1.
 58. David Benjamin Buehler, “Atmospheric entry thermal protection system”, United States Patent Application Publication, 2006, US 2006/0145020 A1.
 59. Paul Kolodziej, et. al., “Integrated Thermal Protection System for Spacecraft”, United States Patent, 1998, US 5,803,406 A.
 60. Paul M. Sawko, et. al., “Method to Produce Flexible Ceramic Thermal Protection System Resistant to High Aero-Acoustic Noise”, United States Patent, 1997, US 5,657,795 A.