



مواد آبلیتیو یا عایقهای فدا شونده

Ablative Materials

مهندس یوسف جهانی

مقدمه

با پیشرفت دانش بشری و بالا گرفتن کار صنایع نظامی و هوایی نیاز به عایقها و محافظهای حرارتی نیز نمود بیشتری یافته است. غرش راکتها و موشکهای مختلف، غریو موشکهای قاره پیمای پرواز سفینه‌ها و شاتلها برای فتح فضا همگی مرهون نقش حفاظتی این گونه عایقها هستند. دمایی که دماغه یک سفینه در بازگشت از یک سفر فضایی با آن مواجه می‌شود، حدود 3000°C است. سفینه‌های فضایی در برگشت از ماه و مریخ به ترتیب با سرعت 11Kms^{-1} و $13/7\text{Kms}^{-1}$ وارد جو زمین می‌شوند انرژی جنبشی در این سرعت‌های زیاد مقدار قابل توجهی است، و انرژی حاصل از اصطکاک از ارتفاع 100Km کیلومتری زمین، جاییکه فشار 10^{-6} اتمسفر است، تولید می‌گردد [1]. لذا اگر این پرتابه‌ها با عایقها و سیرهای مناسب محافظت نشوند، به سطح زمین نرسیده بخار می‌گردند. در این جاست که پدیده فداشوندگی عایق (ابلیشن) کار ساز می‌گردد. در تعریف فداشوندگی عایق یا «ابلیشن» می‌توان گفت که در این پدیده موادی با فنا کردن خود راه ورود حرارت را سد و یا محدود می‌کنند. همین

و راه‌های کلیدی

عایقهای فدا شونده، پارامترهای سینتیکی، سیرهای حرارتی، ساختار لانه زنبوری، جهت‌گیری الیاف

ویلا

اجسامی همچون نازل یا محافظه احتراق یک راکت، مریخی و دماغه موشک یا دماغه و بدنه یک شاتل که در معرض گرمای شدیدند، اگر به روشهای مناسب محافظت نشوند قادر به انجام وظایف تعیین شده نخواهند بود. روشهای مختلفی برای این گونه سیستمها وجود دارد که به تناسب محل کاربرد و شرایط عمل می‌توان از آنها سود جست که در این میان «ابلیشن» (Ablation) روشی مناسب برای محافظت در برابر دماهای بالاست.

در این مقاله درباره نکات مهمی که در طراحی عایقهای فدا شونده باید مدنظر باشد بحث می‌شود. آن‌گاه مواردی همچون انتخاب نوع الیاف و نحوه آرایش آنها در کامپوزیتها، اثر شرایط فیزیکی و محیط شیمیایی، نحوه انتخاب رزین (ماتریس)، بررسی کمیتهای مهم مورد نیاز در حل معادلات انتقال حرارت، و اندازه‌گیری پارامترهای سینتیکی تجزیه رزین بررسی خواهد شد. همچنین چند نمونه عایق که برای محافظه موتور راکتها و دیگر نقاط مناسباند معرفی می‌شوند که ضمن ذکر فرمولیتی به روش ساخت آنها نیز اشاره خواهد شد.

Key Words:

Ablative materials, Kinetic parameters, Heat shields, Honeycomb structure, Fiber orientation.

شده پس از زمان t (پس از اعمال گرما) ارائه کرده است [2]:

$$T_{(t,x)} - T_{(t_0)} = \frac{1}{PCL} \left\{ \int_0^t q dt + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \cos \frac{\pi n x}{L} \int_0^t e^{-\pi^2 n^2 \alpha (t-t_1)} q dt_1 \right\}$$

در این معادله α ، ضریب نفوذ حرارتی؛ C ، گرمای ویژه؛ L ضخامت، و P جرم مخصوص است. اینگونه مواد می‌توانند مقدار کمی از حرارت دریافتی را به صورت تابش به محیط باز گردانند، لذا ضریب تشعشع ($Emissivity$)، ϵ ، سطح نیز عامل مهمی در آنها می‌تواند باشد: باز تابش خود می‌تواند یک روش برای خنک کردن ($reradiation$) ($cooling$) سیستمها باشد. در این روش از موادی استفاده می‌شود که ظرفیت حرارتی تقریباً صفر و سطح بالایی داشته باشند، تا بتوانند حرارت دریافتی را به مقدار زیادی به صورت تابش به محیط باز گردانند. دمای اینگونه مواد در اثر جذب حرارت وارد شده به سرعت افزایش می‌یابد و سپس حداکثر انرژی حرارتی دریافتی ممکن به صورت انرژی تابشی از آنها خارج می‌شود. گرافیتها و پیرو گرافیتها از جمله این موادند. پیرو گرافیتها را توسط فرایندهایی همچون نشانیدن بخارات شیمیایی ($chemical vapor deposition$)، به صورت ورقه ورقه بر روی سطح مورد نظر می‌نشانند. این امر باعث می‌شود که در جهت عمود به صفحه این ورقه‌ها هدایت حرارتی بسیار کمی داشته در حالی که در جهت موازی این صفحات، هدایت حرارتی حدود دویست برابر جهت عمود باشد. علاوه بر هزینه گران تولید پیرو گرافیتها باید خطر جدا شدن لایه‌ها را در محلهایی که نیروی برشی زیادی بر آنها اعمال می‌شود، مد نظر داشت.

گرافیت هدایت حرارتی بالایی دارد، بدین جهت زیر سازه آن باید از بار حرارتی زیادی که به آن می‌رسد محافظت گردد. سطح گرافیت با افزایش دما به مرور زمان پس روی می‌کند و به طور پیوسته از ضخامتش کاسته می‌شود. این امر ممکن است باعث بروز اشکالاتی از قبیل از بین رفتن کامل سپر حرارتی قبل از پایان چرخه حرارتی مثلاً در موتور یک راکت (با گلولی نازل از جنس گرافیت) گردد. در شکل ۱ سرعت تصعید نسبی گرافیت در فشارهای مختلف ارائه شده است.

در مواردی که پس روی سطح در قایقهای فدا شونده، باعث برهم زدن معادلات دینامیکی پرواز می‌شود و همچنین در شرایطی که شار حرارتی وارد شده برای سیستمهای جذب کننده حرارت و بازتابشی به قدری بالا باشد که امکان استفاده از آنها از بین برود روشهای خنک‌سازی دمشی و تراوشی ($transpiration cooling$) تنها راه عملی است که در پیش روی خواهیم داشت.

در این روش از یک لایه محافظ متخلخل استفاده می‌شود که یک سیال خنک کننده از میان حفره‌ها و مجاری موجود در آن به لایه مرزی تزریق می‌گردد. سیال حین عبور از لایه متخلخل مقداری از حرارت آن را

خاصیت در شهاب سنگهای آسمانی وجود دارد که با طی مسافتی طولانی و حرارت اصطکاکی شدید حاصل از برخورد با مولکولهای هوا، تبخیر شده و به سطح زمین می‌رسند. مواد عایق فدا شونده در موتور، نازل، و سر جنگی راکتها و موشکها نقش مهمی را ایفا می‌کند. این پرتابه‌ها از دو طرف در معرض گرمای شدید و کوتاه مدت هستند. این گرمادر سطح خارجی به خاطر اصطکاکی شدید بین مولکولهای هوا و سیستم، که این مسئله در نقطه سکون ($stagnation point$) بسیار بحرانی است، می‌باشد و در سطح داخلی به دلیل احتراق سوخت است. در حین احتراق سوخت در محفظه موتور راکت و افزایش دما، جریان متلاطم بسیار شدید و فشار بالائی ایجاد می‌گردد. این عوامل می‌توانند باعث شکست قویترین و بهترین فلزات و آلیاژهای مقاوم در برابر حرارت مثل آهن، تیتان، تنگستن و غیره گردند. از این رو لازم است که از آنها در مقابل این شرایط سخت محافظت به عمل آید، تا بتوانند به اهداف و منظورهای مشخص دست یابند. در نتیجه پژوهشها به سمت ساخت عایقهایی جهت یافته است که با اتصال آنها به سطح آلیاژهای فلزی و یا دیگر سازه‌های موجود، ضمن محافظت آنها، باعث افزایش زیاد در وزن پرتابه نیز نشود.

هدف از ارائه این مطالب ایجاد دیدی باز در یک گستره وسیع برای محافظت سیستمها در برابر حرارتها بسیار زیاد است. بدیهی است که آشنایی با اصول کار و دانستن موارد مهم در این زمینه ضروری است، و رسیدن به هدف را آسانتر و مستقیمتر می‌سازد. از این رو سعی شده است که در این مقاله با تکیه بر مفاهیم و اصول اساسی، مواردی را که یک طراح و سازنده عایقهای فدا شونده یا سایر سپرهای حرارتی باید مد نظر داشته باشد خاطر نشان و اهمیت و نحوه برخورد با آنها بیان شود.

اصول و روشهای محافظت و خنک‌سازی پرتابه‌ها
هر چند فدا شوندگی عایق متداولترین روش برای خنک‌سازی و محافظت در برابر دماهای بالاست، ولی گاهی ضروری است که از روشهای دیگری استفاده شود.

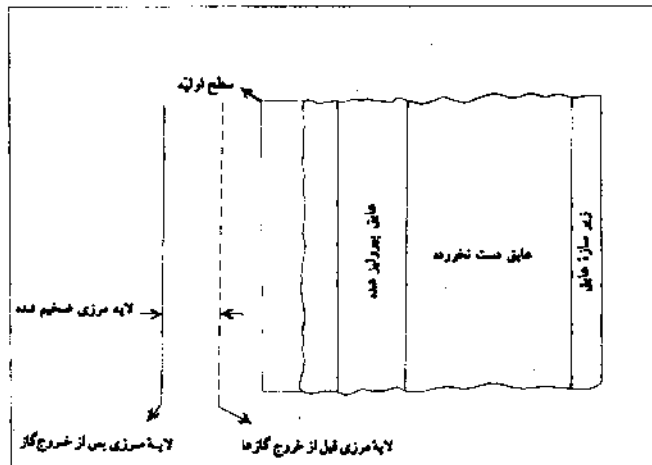
سطح عایقهای فدا شونده در معرض حرارت زیاد و نیروهای برشی شروع به پس روی ($recession$) می‌کند. لذا در برخی از حالات این پس روی سطح، معادلات و پیش‌بینی شده اثر دینامیکی را به هم می‌زند و در نتیجه پرتابه مشخصات مورد نظر را نخواهد داشت، به همین جهت باید به گونه‌ای دیگر عمل کرد. یکی از راهها استفاده از موادی است که ظرفیت حرارتی زیاد و هدایت حرارتی بالا دارند، تا از یک طرف بتوانند انرژی حرارتی ورودی را هر چه بیشتر جذب کنند و از طرف دیگر انرژی حرارتی دریافت شده را به گونه‌ای توزیع نمایند که دمای سطح آن پایینتر از نقطه ذوب باقی بماند. اینگونه مواد را چاه حرارتی ($Heat Sink$) گویند. درباره اینگونه مواد ساتن ($Sutton$) معادله زیر را (از طریق حل یک بعدی هدایت حرارتی) برای محاسبه دما در فاصله x از سطح عایق

روش دیگر خنک‌سازی با فداشوندگی عایق (ablation/cooling) است. عایق‌های فداشونده ابتدا با انجام تغییرات فازی مقداری از حرارت را جذب و یا تلف می‌کنند و سپس با فنا کردن خود راه نفوذ حرارت را سد و یا محدود می‌کنند. خصوصیات بارز و چشمگیر این مواد علت اصلی انتخاب آنها به عنوان یک محافظ و سپر حرارتی ایده‌آل است. با توجه به تشبیه مکانیکی که این مواد با آنها روبرو هستند و بر خورداری از استحکام بالا، کامپوزیت‌های پلاستیکی مشهورترین عایق‌های فداشونده هستند.

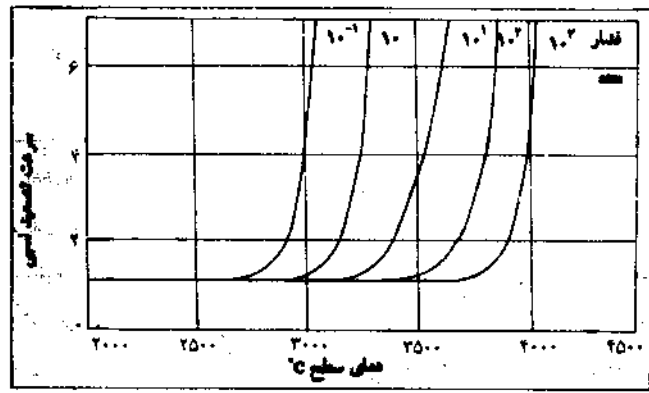
به‌طور کلی عایق‌های فداشونده به دو دسته تقسیم می‌شوند. یک دسته موادی هستند که در اثر حرارت واپلیم و تصعید می‌شوند و تقریباً باقیمانده‌ای ندارند (non-charring ablators)، اینها را عایق‌های فناشونده زغال ناشونده می‌گویند. همچون تفلون که براحتی نرم و جاری نمی‌شود و در سرعت گرمادهی بالا (heating rate) دمای سطح آن در حدود 640°C (۵۹۰ - باقی می‌ماند. عایق‌های فناشونده (ابلیتورهای) تصعید شونده (تفلون) در اثر دریافت انرژی حرارتی زیاد واپلیم می‌شوند و مواد و گازهای حاصل از تغییر فاز جامد به گاز (تصعید) باعث ضخیم شدن لایه مرزی و خنک‌سازی بیشتر می‌گردد. از آنجا که مکانیسم فداشوندگی و رفتار تفلون در دمای بالا مشخص است، روابط کار بردی مطلوبی در مورد فنا شدن این ماده (مثل سرعت فنا شدن، ضخامت مورد نیاز، پروفیل دما و غیره) توسط پژوهشگران ارائه شده است. دسته دوم موادی هستند که در اثر فنا شدن بقایای کربنی یا سیلیسی دارند و زغالی از خود بر جای می‌گذارند که در اکثر قریب به اتفاق موارد از مواد کامپوزیتی هستند. اینها را عایق‌های فناشونده زغال‌ساز گویند. ماتریس این مواد معمولاً یک رزین گرما سخت (در مورد خصوصیات این رزینها بیشتر بحث خواهد شد) مثل رزین فنولی، اپوکسی و اپوکسی نووالاک است که با موادی همچون گرافیت، کربن، سیلیکا، کوارتز، شیشه، آزبست، نایلون و غیره تقویت می‌شوند.

یک مدل از عایق فنا شونده در شکل ۳ ارائه شده است:

همان‌گونه که در شکل دیده می‌شود، در اثر دریافت انرژی حرارتی

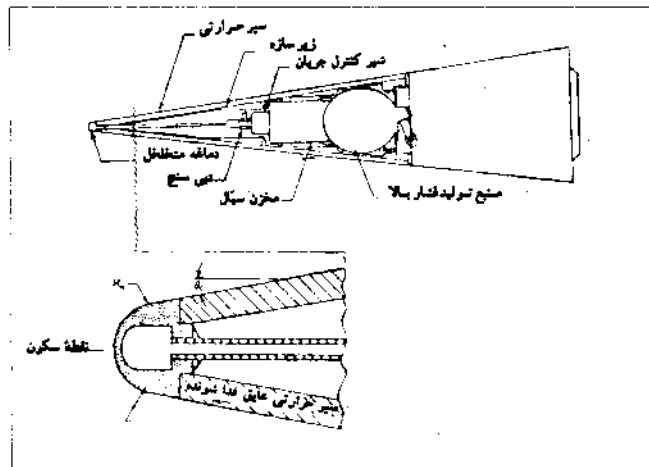


شکل ۳ - نمای کلی یک مدل عایق فناشونده زغال‌ساز



شکل ۱ - سرعت تصعید گرافیت [3]

گرفته و بعد به سطح می‌رسد پس از رسیدن به سطح به دلیل اختلاف دمای زیاد سطح و سیال مزبور، این سیال مقدار زیادی از حرارت لایه مرزی را می‌گیرد و در ضمن باعث کاهش زیاد ضریب انتقال حرارت می‌گردد. هلیوم، آب و نیتروژن از جمله این سیالهای خنک‌کننده هستند. بهترین موادی که برای ساختار متخلخل این گونه سیستمها مفیدند، پودرهای درهم رفته و فشرده شده (sintered) آلیاژهای فلزی، سرامیک و یا سرامت (سرامیک - فلز) می‌باشند. در طراحی این گونه سیستمها باید دقت کرد که در ناحیه نقطه سکون تخلخل بیشتری از سایر نقاط وجود داشته باشد، تا بتواند حرارت بسیاری که در این نقطه (stagnation enthalpy) ایجاد می‌گردد تحمل کند. یکی از این مواد آلیاژهای اینکونل (Inconel) است که در برخی از موشکها مورد استفاده قرار گرفته است. شکل ۲، نمای کلی این سیستم را نمایش میدهد.



شکل ۲ - نمای کلی یک سیستم خنک‌کننده تراوشی و دماغاه متخلخل آن در

یک پرتابه [4]

سطح ماده شروع به سوختن می‌کند و در حین پس‌روی، گازهای حاصل از سوختن وارد لایه مرزی می‌شود و از طرف دیگر زغال بر روی سطح شکل گرفته و باقی می‌ماند. با افزایش تدریجی دمای زغال پیرولیز لایه زیرین آن شروع می‌شود و گازهای حاصل از پیرولیز، از ترکهای لایه زغال به سطحی به بیرون تراوش می‌کند و وارد لایه مرزی می‌شود. در زیر لایه پیرولیز شده نیز کامپوزیت سالم قرار دارد.

مواد الاستومری معمولاً باقیمانده چندانی ندارند (بجز سیلیکون که بقایای سیلیسی از خود بر جای می‌گذارد) و به صورت گازهای سبک همچون CH_4 , CO_2 , C_2H_2 و غیره از محیط خارج می‌گردند که البته با استفاده از روشهایی می‌توان ضعف نداشتن باقیمانده را بهبود بخشید.

عایقه‌ی فدا شونده و عوامل مهمه در طراحی آنها

از آنجا که کاهش هر چه بیشتر وزن بدنه مدنظر است، مواد کربنی انتخاب می‌شوند که در اثر انجماد و اکشهای گرماگیر، زغال و مواد کربنی ایجاد کنند و با این عمل علاوه بر کاهش وزن سیستم ضریب انتقال حرارت نیز در اثر تزریق و عبور محصولات گازی حاصل از تخریب مواد به درون لایه مرزی کاهش می‌یابد. این ویژگیها در ایجاد یک سیستم محافظه حرارتی مطلوب نقش مهمی را ایفا می‌کند.

زغال و بقایای باقیمانده از سوختن باید استحکام زیاد داشته باشند، آنها باید بتوانند در مقابل حرارت زیاد دوام آورده و به صورت گداخته درآیند، این امر سبب می‌گردد که پس از گداختگی مقداری از حرارت دریافتی را به صورت تابش به محیط باز پس دهند. همه موارد فوق در کمیتی به نام «حرارت مؤثر برای فنا شدن» جمع شده است. حرارت مؤثر برای فنا شدن عبارت از انرژی حرارتی جذب شده توسط واحد وزن عایق فدا شونده است که نمایانگر میزان کارایی یک عایق فدا شونده است. در زیر این لایه پیرولیزی، عایق سالم (*virgin insulant*) مستقر است که هر چه مقدار هدایت حرارتی آن کمتر باشد مطلوبتر است.

وقتی سرعت گرمادهی کم باشد، لایه زغال ایجاد شده ضخیم بوده و سرعت پس روی سطح (*surface recession rate*) بسیار کم است. در سرعتهای گرمادهی بالاتر، مقدار بیشتری از زغالهای سطح در اثر سایش و اکسایش و غیره از بین می‌رود و در نتیجه ضخامت زغال و ناحیه پیرولیز شده از مورد قبلی کمتر می‌شود.

شاتلها در معرض شار حرارتی کمتر از $1/0 MWm^{-2}$ می‌باشند. ولی زمان تماس با این مقدار انرژی حرارتی طولانی (حدود ۲۰۰۰ ثانیه) است. با توجه به مسیر طولانی این سفینه‌ها سیرهای حرارتی باید جرم مخصوص پایینی داشته باشند. لذا در ساختمان سیرهای حرارتی شاتلها از لایه‌های لانه زنبوری پلاستیکی استفاده می‌شود که بر روی یک زیرسازه فلزی متصل شده‌اند (عموماً به دلیل مدول فشاری کم اکثر عایقهای فدا شونده در دماهای بالا، آنها را به یک زیرسازه فلزی که تحمل فشارهای خارجی را داشته باشند وصل می‌کنند). درون این لانه زنبوری را با

عایقهای فدا شونده مختلف پر می‌کنند. یکی از عایقهای فدا شونده که کارایی عالی در این زمینه دارد رزین سیلیکون است. نوع مایع این رزین که در دمای اتاق پخت می‌گردد، را با انواع پسرکننده‌ها همچون میکروبالونهای فنولی (*microballoon phenolic*) و حبابهای شیشه‌ای (*glass bubble*) مخلوط کرده و حفره‌های لانه زنبوری را با مخلوط پر می‌کنند. لانه زنبوریهای شش گوش به طول ضلع $0/95$ سانتیمتر و ضخامت $1/27$ سانتیمتر هستند. پسرکننده‌های موردنظر را در اندازه‌های مشخص توسط یک غربال جدا و سپس در دمای $95^{\circ}C$ مدتی تحت فشار خشک می‌کنند. پس از آن رزین و کاتالیزور را به مدت پنج دقیقه مخلوط می‌کنند و سپس مواد موردنیاز دیگر (الیاف کوتاه سیلیکا یا پودر نایلون) را به آن می‌افزایند. مرحله بعد پسرکننده‌های کروی فنولی را به مخلوط اضافه می‌کنند و در یک مخلوط کن مناسب به خوبی آن را عمل می‌آورند. سپس حفره‌های لانه زنبوری را با آن پر می‌کنند. دو نمونه از فرمولبندی این مواد در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱ - دو نمونه از فرمولبندی عایقهای فدا شونده با رزین سیلیکون [5]

نام ماده	(درصد قیمت رزین) phr	phr
رزین سیلیکون مایع	۲۲/۸	۲۲/۸
کاتالیزور	۲/۲	۲/۲
الیاف سیلیکا	۲	—
میکروبالونهای فنولی	۷۱	۵۰
حبابهای شیشه‌ای	—	۱۵
پودر نایلون	—	۱۰

لاستیکهای سیلیکون در اثر سوختن، باقیمانده سیلیسی از خود بر جای می‌گذارند، با بالا رفتن بیشتر دما، این باقیمانده سیلیسی ذوب شده و مذاب ویسکوزی را بر روی سطح ایجاد می‌کند. که ماده مذاب به علت داشتن گر انرژی بالا، در اثر نیروهای برشی جاری نمی‌شود و از محیط حذف نمی‌گردد در نتیجه از اکسایش بیشتر جلوگیری می‌کند. حفره‌های لانه زنبوری نیز عامل و کمک بزرگی در جلوگیری از سیلان مواد مذاب است. به علاوه باقیمانده‌های حاصل از سوختن را استحکام می‌بخشد. اگر شار حرارتی خیلی بالا نباشد مواد مذاب حاصل محافظ خوبی برای سایر موادند. ولی اگر سرعت گرمادهی از حد مشخصی تجاوز کند مذاب تبخیر می‌شود و نتیجه تبخیر پس روی سطح عایق است. لذا عایق پیش گفته در محیطهایی با شار حرارتی پایین به مدت طولانی می‌تواند بسیار مفید باشد. به همین دلیل در شاتلها استفاده از این نوع عایقها رایج است.

نکاتی پیرامون نحوه انتخاب تقویت کننده‌ها و اثر شرایط فیزیکی و محیط شیمیایی بر عایقهای فدا شونده

نحوه انتخاب تقویت کننده‌های مصرفی در کامپوزیتهای فدا

فنا شوند، بستگی مستقیم به شرایط محیط کاربرد دارد. مثلاً در نازل، الیاف آلی که توانایی تقویت لایه زغال را به خوبی الیاف معدنی ندارند، تقویت کننده مناسب نیستند. زیرا در نازل اگر مواد به خوبی تقویت نشوند و سرعت پس روی سطح زیاد گردد، قطر مجرای خروجی گاز زیاد شده و در نتیجه در کار راکت اشکال ایجاد خواهد شد. دانه بندی سوخت (جامد) و مقدار و اندازه پودر آلومینیم (که در سوخت جامد به کار می رود) در میزان پس روی سطح بسیار مؤثرند. لذا برای جلوگیری از ایجاد اشکال در کار راکت باید سرعت پس روی سطح را با افزایش سرعت دبی جرم (بسیار دانه بندی خاص) در بالستیک داخلی آن مد نظر قرار داد.

از طرف دیگر در شار حرارتی بالا کامپوزیت های الیاف آلی رفتار بهتری دارند، اما در شار حرارتی کمتر کامپوزیت های الیاف معدنی بهترند. در دماهای خیلی بالا به دلیل هدایت حرارتی خیلی زیاد الیاف معدنی، این کامپوزیت ها راحت تر آسیب می بینند. سطوحی که به طور کامل در معرض آتش موتور راکت هستند، باید از یک طرف الاستومری باشند و از طرف دیگر در برابر نیروهای سایندة (erosive) جریان گاز داغ دوام بیاورند. مدول عایق الاستومری باید به اندازه کافی کم باشد تا بتواند فشار را به دیواره بدنه منتقل کند. اگر عایق خاصیت الاستومری نداشته و شکننده باشد، شکافها و ترکهای ایجاد شده در حین اعمال فشار باعث نفوذ شعله به دیواره و در نتیجه از بین رفتن دیواره راکت می گردد.

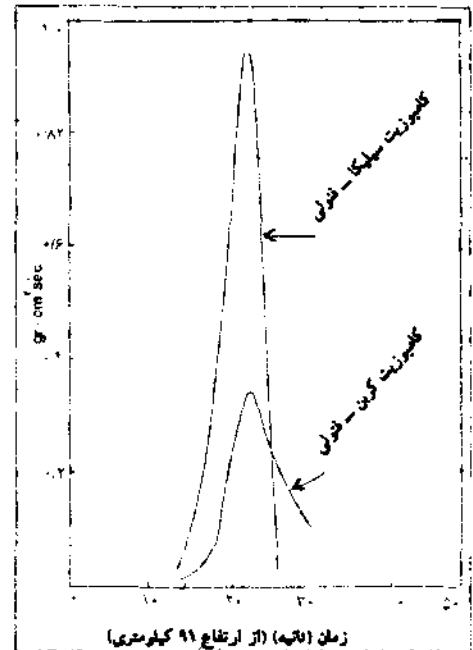
خواص عایق های فدا شونده نیز اثر زیادی بر فنا شدن جرم و پس روی سطح و بازدهی عایق دارد. لذا ضخامت و وزن نهایی که برای یک عایق در نظر گرفته می شود با سرعت فنا شدن جرم متناسب است. در شکل ۴ سرعت فنا شدن جرمی دو کامپوزیت کربن - فنولی و سیلیکا - فنولی با هم مقایسه شده است. همان گونه که مشاهده می شود، سرعت فنا شدن جرمی کامپوزیت سیلیکا - فنولی بیشتر از کامپوزیت کربن - فنولی است. اگرچه که مواد کربنی در برابر اکسایش ضعیف ترند، ولی مشاهده شده است که اتلاف جرم مواد سیلیکایی بیشتر از آنهاست. علت اصلی این است که دمای لازم برای فنا شدن سطح زغال های کربنی، از مواد سیلیکایی بالاتر است، لذا بازتابش سطح کربنی در آن دما افزایش یافته و اثر حرارت جابجایی وارد شده را کاهش می دهد. علاوه بر آن e سطح کربن برابر 0.9 و e سطح سیلیکا برابر 0.5 است که این امر نیز دلیلی بر رفتار متفاوت آنهاست.

نحوه آرایش الیاف در کامپوزیتها و نقش آن در بهبود خواص فضاوندگی همان گونه که اشاره شد، وجود نیروهای شدید برشی در اکثر محیط های فنا کننده، انتخاب دقیق جهت گیری را برای الیاف تقویت کننده ضروری می سازد. در قسمت سر جنگی و قسمتهای از نازل که در آنها از کامپوزیت های فنا شونده استفاده می شود، دقت در آرایش الیاف از اهمیت زیادی برخوردار است. اگر صفحه الیاف مورد استفاده (مثلاً در سر جنگی) موازی با صفحه نیروهای برشی اعمال شده باشد پس از سوختن رزین و فنا شدن سطح، لایه های الیاف به مرور زمان توانایی تقویت کنندگی خود را از دست می دهند، و لایه لایه از سطح کنده می شوند (delamination). در حالی که بر جای ماندن آن لایه تقویت کننده می تواند با تقویت زغال به جا مانده، باعث اتلاف مقدار بیشتری از حرارت شود و در نتیجه از سرعت فنا شدن جرم به مقدار قابل توجهی بکاهد.

بهترین آرایشی که برای رفع این نقص می توان در نظر گرفت، آرایش الیاف به صورت عمود بر سطح، EG، (end grain) است. در این حالت الیاف در اثر شدت نیروهای برشی از صحنه خارج نمی شوند و در کلیه مراحل (سوختن رزین، باقیماندن زغال، تقویت کردن زغال، ذوب شدن و ایجاد لایه ویسکوزی از مذاب و غیره) نقش خود را به خوبی ایفا می کنند. اما این نحوه آرایش نیز ضعفهایی دارد که باید با ایجاد تغییراتی در آنها، رفع گردد. از جمله این ضعفها، خواص مکانیکی ضعیف در صفحه عمود بر آرایش الیاف و هدایت حرارتی بالا در جهت الیاف است. برای رفع این ضعفها روشهای مختلفی وجود دارد. یکی از این روشها آرایش الیاف به صورت مؤرب، و لایه گذاری در آن جهت به صورت قراردادن قسمتی از لایه ها بر روی هم در یک جهت (shingle) می باشد، که این نحوه آرایش الیاف و لایه گذاری باعث جلوگیری از لایه لایه شدن می گردد و هدایت حرارتی کمتری نسبت به آرایش EG دارد. روش دیگر بافتن الیاف در سه بعد D_3 (three dimensional) است که بافتن الیاف آغشته به رزین باعث تقویت الیاف در جهت های مختلف می گردد.

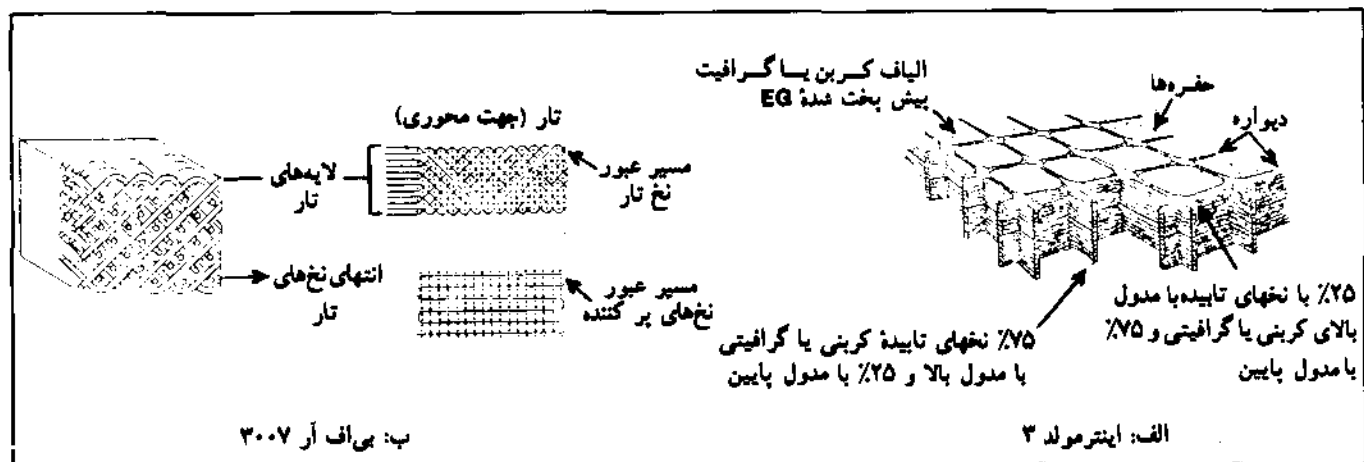
در جدول ۲ چند نمونه از کامپوزیت هایی که به صورت D_3 تهیه شده اند ارائه، و در شکل ۵ ساختار دو نمونه از آنها تشریح شده است.

در شکل ۴ مقایسه سرعت فنا شدن جرم بین کامپوزیت های سیلیکا - فنولی و کربن - فنولی [3] نشان داده شده است. محور عمودی نمودار نشان دهنده سرعت فنا شدن جرم (g/cm² sec) و محور افقی نشان دهنده زمان (ثانیه) (از ارتفاع ۹۱ کیلومتری) است. دو منحنی در نمودار دیده می شود: یکی برای کامپوزیت سیلیکا - فنولی که دارای یک پیکر بسیار تیز و بلند است و دیگری برای کامپوزیت کربن - فنولی که دارای یک پیکر پهن تر و کوتاه تر است. این نشان می دهد که کامپوزیت سیلیکا - فنولی در برابر شرایط فنا کننده مقاوم تر است.



شکل ۴ - مقایسه سرعت فنا شدن جرم بین کامپوزیت های سیلیکا - فنولی و کربن - فنولی [3]

نام مواد	تایید کننده	الیاف	شرکت سازنده
نارم کورپ (Narmcowrap)	فنولی	کربن	ویتاکر اروی (Whittaker R&D)
اینترمولد ۳ (Intermold III)	فنولی	کربن	جنرال ائروجت (Aerojet General)
بی اف آر ۳۰۰۷ (PFR 3007)	کربن	کوارتز	فیلکو فورد (Phlco Ford)



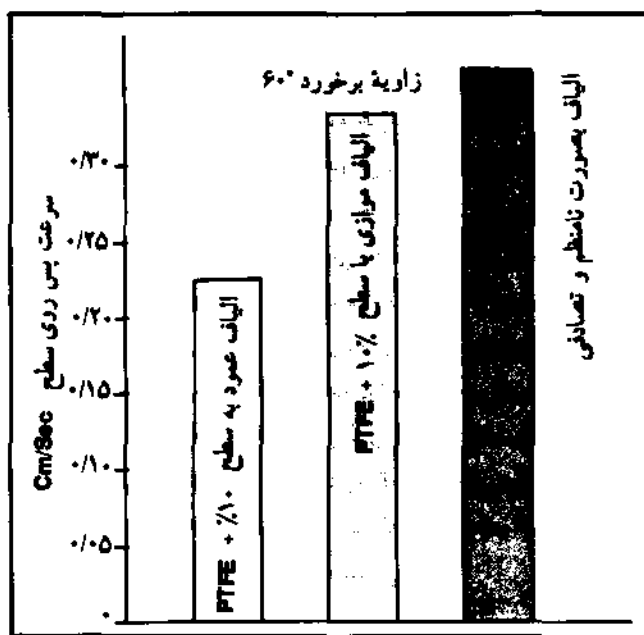
شکل ۵ - تشریح کلی ساختار اینترمولد ۳ و بی اف آر ۳۰۰۷ [6]

نکاتی مهم در انتخاب رزین و ساخت کامپوزیتهای فداشونده یکی از موارد قابل توجه، راحتی ساخت کامپوزیتهاست. رزین فنولی خاصیت زغال شدن بسیار عالی دارد و به عنوان یک رزین منتخب برای صنایع هوایی و نظامی شناخته شده است. از آنجا که این رزینها باید در فشار بالائی قالبگیری شوند، و قالبگیری قطعات بزرگ آن مشکل و پرهزینه است از این رو نظرها به سوی سایر رزینها (همچون اپوکسی) که مشکلات رزینهای فنولی را ندارد معطوف شده است.

بطور کلی هر چه درجه شبکه‌ای شدن (تعداد پیوندهای عرضی) پلاستیکها افزایش یابد، زغال بیشتری از خود برجای می‌گذارند. به علاوه هر چه تعداد حلقه‌های آروماتیکی در ساختار پلاستیک بیشتر باشد خاصیت فوق بارزتر می‌گردد. از جمله این پلاستیکها در گروه اپوکسی، می‌توان از ترکیبهای نام برد که وزن هم ارز اپوکسیدی زیر ۲۰۰ دارند، مثل رزورسینول دی گلیسیدیل اتر (وزن هم ارز اپوکسیدی = ۱۳۰) و تری گلیسیدیل اتر دی فنیل (وزن هم ارز اپوکسیدی = ۱۵۰).

رزین اپوکسی مشکلات ساخت رزین فنولی را ندارد و با تدابیری می‌تواند جانشین خوبی برای آن باشد. رزینهای اپوکسی معمولاً با الیاف و پرکننده‌های مختلفی همراه می‌گردند. پرکننده مورد استفاده در اپوکسی باید خنثی یا به مقدار جزئی بازی بوده، و با رزین و عامل پخت آن میل ترکیبی نداشته باشد. مثلاً اگر میکارا در مقدار زیاد بایک رزین اپوکسی

نمودار ارائه شده در شکل ۶ اثر جهت‌گیری الیاف برای یک نمونه از تفلون تقویت شده با الیاف شیشه را ارائه می‌دهد.



شکل ۶ - مقایسه اثر آرایش الیاف در پس روی سطح یک عایق فدا شونده تفلونی تقویت شده با الیاف شیشه [7]

DGEBA (دی گلیسیدیل اتریس فنول A) مورد استفاده قرار دهیم، در دمای بالا بین آنها واکنشهای نامطلوبی انجام می شود [8] (خصوصاً اگر دارای یخت اتیریدی باشد). آزیست نیز گاهی می تواند واکنشهای نامطلوبی با سیستم اپوکسی - عامل پخت داشته باشد.

بطور کلی در میان آزیستها، سه نوع بیشترین مصرف را دارند: کری سوتایل (Cryositol)، کروسی دو لایت (Crocidolite) و آموسیت (Amosite). دو مورد اول برخلاف سایر انواع آزیست که سخت و شکننده اند دارای سختی و شکنندگی کمتری بوده و مقاومت کنشی بالایی دارند. در ضمن pH آنها در گستره ۹/۱ تا ۱۰/۳ است (جدول ۳). و به همین جهت در استفاده از آنها با اپوکسی باید دقت کرد.

ترکیب P و P/اکسی بیس بنزسولفونیل هیدرازید با دمای تجزیه ۱۳۰ تا ۱۶۰ درجه سانتیگراد است) نام برد. در جدول ۴ نمونه ای از فرمول بندی این مواد ذکر شده است.

مکانیزم عمل این عایق بدین گونه است که در معرض گرمای زیاد، یک لایه از آن تقطیر تخریبی شده و در روی سطح شکل می گیرد در زیر این لایه، مواد (زغال نشده) کمی نرم شده و در نتیجه، عامل پف دهنده آن را منبسط می کند. با این مکانیزم از قسمتهای نرم نشده زیرین حفاظت بیشتر و بهتری به عمل می آید.

ایجاد و شکل گیری زغال در عایقهای فدا شونده اهمیت زیادی دارد. مواد الاستومری از جهتی برای برخی مصارف بسیار ایده آل

جدول ۳ - خواص چند نوع الیاف آزیست [9]

آموسیت	کروسی دو لایت	کری سوتایل	
$MgFe_3(OH)Si_4O_{11}$	$Na_2MgFe_3(OH)Si_4O_{11}$	$Mg_3(OH)Si_4O_{11}$	فرمول شیمیایی
خاکستری - زرد - قهوه ای	ابی	سفید خاکستری - سبز زرد	رنگ
۵/۵ - ۶	۴	۲/۵ - ۴	سختی (mohs)
$1/6 \times 10^{11}$	$1/8 \times 10^{11}$	$1/6 \times 10^{11}$	مدول کنسانی
			Pa (N/m ²)
۲/۱ - ۲/۲۵	۳/۲ - ۳/۳	۲/۳ - ۲/۶	چگالی
۹/۱	۹/۱	۱۰/۳	pH
۱/۶۴	۱/۷	۱/۵ - ۱/۵۵	ضریب شکست
منفی	منفی	مثبت	شارژ الکتریکی
			(بصورت دوغاب)
-	-	۱۱/۳ - ۱۱/۸	نقطه ایزوالکتریک

می باشند و از طرفی در تخریب پیرولیزی مقدار بسیار کم و ناچیزی زغال از خود باقی می گذارند. مواد الاستومری با اینکه پیوندهای عرضی بسیاری دارند، ولی در اثر تخریب حرارتی به هیدروکربنها تبدیل شده از محیط خارج می گردند. لذا می توان با کمک برخی مواد خاصیت ایجاد زغال آنها را بهبود بخشید. این مواد کاتالیزورهای هیدروژن زدای عناصر

جدول ۴ - نمونه ای از فرمول بندی عایق انعطاف پذیر اپوکسی برای موتور راکت [10]

۱۸۰	phr	پلیمر پلی سولفید مایع
۱۰۰	phr	رزین اپوکسی (ابی کلروهیدرین - بیس فنول A)
۱۰	phr	عامل پخت آمین نوع سوم
۲۰	phr	بوریک اسید
۲۰	phr	الیاف آزیست
۱۰	phr	سلوژن

ارائه چند نمونه از عایقهای مناسب برای محافظه موتور موشکها با توجه به وضعیت صنایع کشور ما و امکانات موجود، چند نمونه از این عایقها انتخاب شده اند تا در اینجا مورد بررسی قرار گیرند.

یکی از موارد مهم در عایق کاری موتور راکت سهولت قرار دادن لایه محافظ عایق در درون موتور است. با کمک رزین اپوکسی، با مشخصات پیش گفته، انتخاب خوبی است چون می توان خمیری از آن تهیه کرد و با مالش کنشی در ضخامت مورد نظر در جداره داخلی موتور قرار داد. همان گونه که در بخشهای قبلی اشاره شد، انعطاف پذیری عایق درون موتور حائز اهمیت بسیار است. برای تهیه عایق انعطاف پذیر از رزین اپوکسی آن را با موادی همچون پلی آمیدها و پلی سولفیدها مخلوط می کنند و برای ایجاد کارایی بیشتر در دمای بالاتر می توان از بوریک اسید استفاده کرد. راه دیگر برای بالا بردن بازدهی و همچنین کاهش وزن، استفاده از یک عامل پف دهنده (blowing agent) است [10]. عامل پف دهنده از ترکیبات آلی است که در دماهای بالاتر تجزیه شده و گاز ایجاد می کند. از جمله این ترکیبها می توان از سلوژن (Celogen) (نام تجاری

واسطه مثل نیکل، پالادیم و غیره هستند که بر روی یک پایه سیلیکا، آلومینا یا آزبست نشاندۀ شده باشند. در این صورت برخلاف سایر موارد باید از الاستومرهای اشباع (مثل EPR اتیلن پروپیلن رابر) یا با میزان اشباع شدگی کم مثل لاستیک بوتیل استفاده کرد. زیرا این ترکیبها از جمله موادی هستند که در شکستهای کاتالیزوری راحت تر شکسته می شوند [11].

یکی دیگر از عایقهای الاستومری ترکیب الیاف آزبست با لاستیک طبیعی، NR، یا لاستیک نیتریل NBR (لاستیک اکریلونیتریل بوتادی ان) یا دیگر لاستیکهای مناسب است. مقدار الیاف آزبست بسته به شرایط مصرف می تواند تا ۲۰٪ (phr) برسد. وجود الیاف در درون الاستومر مقاومت لایه عایق را در برابر دمای خیلی بالای محفظه احتراق موتور و سرعت بالای جریان گاز داغ حاصل از احتراق افزایش می دهد. معمولاً پس از تهیه ترکیب این گونه عایقهای الاستومری آنها را به وسیله غلطک به صورت صفحه با ضخامت و پهنای مناسب و یکسان در می آورند و پس از برش این صفحات به اندازه های مورد نظر، آنها را در سطح داخل موتور متصل کرده و در همانجا پخت می کنند. روش دیگر این است که پس از پخت کامل قطعات بریده شده آنها را در محل مورد نظر به وسیله چسب متصل کنند. عمل اتصال و پخت این ورقه ها را می توان توسط اعمال خلأ از بیرون محفظه و یا فشار هوای فشرده از درون آن انجام داد.

بررسی چند کمیت مهم در معادلات انتقال حرارت

همان گونه که پیش از این اشاره شد، عایقهای فداشونده در محلهای مختلفی از یک پرتابه مورد استفاده قرار می گیرند. لذا مدل سازی از روی سیستم نیز باید مطابق با شرایط موجود در آن پرتابه انجام گیرد و براساس همان کاربرد و شرایط مشخص است که شرایط مرزی مناسب به دست می آید. از این رو ضروری است که برای یک طراحی مناسب، شناخت دقیقی از روابط ریاضی مربوط به پدیده های انتقال حرارت و جرم موجود در مواد داشته باشیم و پس از آن یک روش مناسب را برای انجام محاسبات مورد نظر براساس مدل های ریاضی به کار بریم. در عمل پدیده فنا شدن اغلب در محلهایی اتفاق می افتد، که پارامترهای محیطی، تابع غیر خطی از زمان هستند. لذا با توجه به ضخامت محدود ماده، ضروری است که محاسبات در حالت گذرا (transient) تا به صورت پیوسته انجام گیرد.

یک عایق فداشونده پس از دریافت مقداری معین حرارت در واحد زمان به ازای واحد سطح خود، مقداری از آن را به صورت همرفتی و تابش پس می دهد، مقداری را در خود نگه می دارد و مقداری را نیز به قسمت سالم و محفوظ مانده از تخریبهای حرارتی، هدایت می کند. در نتیجه هدایت حرارتی (K) و تغییرات آن با دما، e سطح، ضریب همرفتی حرارتی (h)، ظرفیت حرارتی (Cp)، K عایق سالم و تغییرات جرم

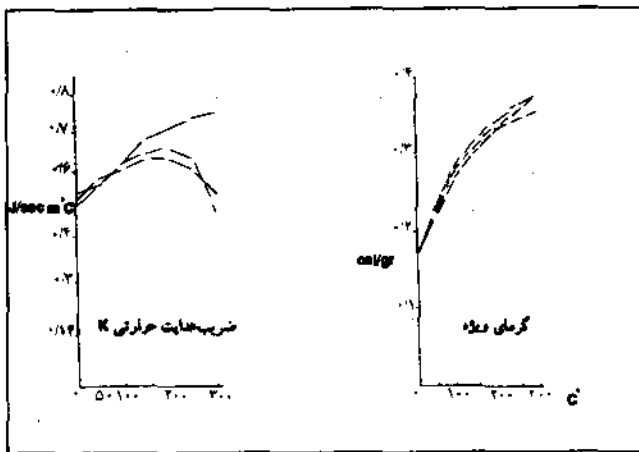
مخصوص همگی باید مشخص باشند. اگر لایه مرزی آرام (laminar) فرض شود، معادله صفحه مسطح پال هاسن (Pohlhausen) را می توان برای تخمین ضریب همرفتی حرارتی، h، به کار بست که فرم ساده شده آن به صورت زیر است [12]:

$$h = 0.13 \frac{K_{\text{هوا}}}{S} N_{Re}^{1/2}$$

در K = ضریب هدایت حرارتی هوا
 N_{Re} = عدد رینولدز

در درجه حرارت بر K و ρ و C_p

هدایت و ظرفیت حرارتی با بالا رفتن دما تغییر می کند، مقدار K به طور پیوسته افزایش می یابد تا اینکه در حدود T_g (دمای انتقال شیشه) ماتریس، سیر صعودی افزایش K دستخوش تغییراتی شده و اُفت می کند؛ سپس دوباره افزایش می یابد. اما C_p چنین رفتاری را در T_g نشان نمی دهد. شکل ۷ رفتار هدایت حرارتی و گرمای ویژه چند نمونه مختلف از کامپوزیت گرافیت - اپوکسی را نشان می دهد.

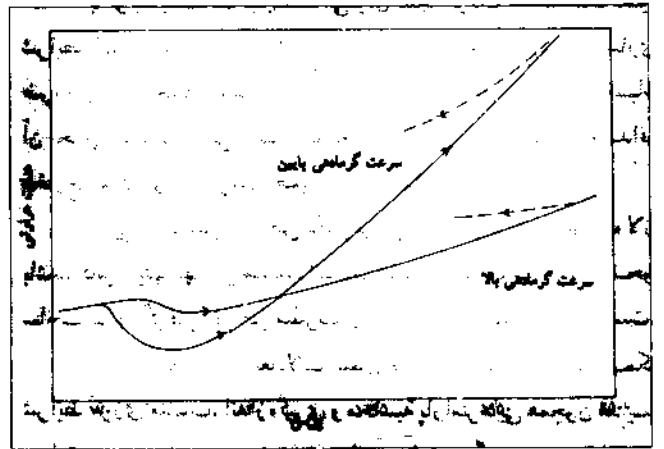


شکل ۷ - تغییرات K و C_p با افزایش دما برای چند نمونه کامپوزیت گرافیت - اپوکسی [13]

تغییرات سرعت گرم کردن اثرات مختلفی بر روی تغییرات K دارد. در پرتابهایی که از جو خارج شده و دوباره باز می گردند و نیز در نازل راکتبا با تغییرات در مسیر پرواز سرعت گرمادهی و در نتیجه هدایت حرارتی تغییر می کند.

سرعت پیرولیز بستگی به سرعت افزایش دما دارد، وقتی زغالی در دمای بالا شکل می گیرد، متناسب با تغییر در ساختمان، در خواص آن نیز تغییراتی حاصل می شود. در دماهای پایینتر با افزایش پیرولیز و همزمان با کاهش جرم مخصوص، K نیز کاهش می یابد. هر چه سرعت گرمادهی کمتر شود، تخریب کاملتری انجام گرفته و کاهش جرم مخصوص (در هر دما) بیشتر است (شکل ۸). ولی در دماهای بالاتر به دلیل

گرافیتی شدن زغال (ایجاد ساختمان گرافیتی در زغال)، رفتار K و ρ در سرعت گرمادهی کم و زیاد تغییر می کند و معکوس می گردد.



شکل ۸ - اثر سرعت گرمادهی بر هدایت حرارتی زغال حاصل [14]

اثر آرایش الیاف بر K

با توجه به اختلاف هدایت حرارتی الیاف تقویت کننده و ماتریس پلیمری، جهت الیاف اثر زیادی بر کمیت K می گذارد. از لحاظ نظری رابطه K یک کامپوزیت نایزوتروپ با جهت الیاف به صورت زیر بیان می شود [14]:

$$K_{\theta} = K_{\theta}^{\circ} + (K_{0}^{\circ} - K_{\theta}^{\circ}) \cos^2 \theta$$

$$= K_{\theta}^{\circ} \left[1 + \left(\frac{K_{0}^{\circ}}{K_{\theta}^{\circ}} - 1 \right) \sin^2 \theta \right]$$

K_{θ}° = ضریب هدایت حرارتی در جهت زاویه θ

K_{0}° = ضریب هدایت حرارتی در جهت الیاف

K_{θ}° = ضریب هدایت حرارتی در جهت عمود بر الیاف

با توجه به شرایط محیط فداکنندگی، اندازه گیری این کمیتها را می توان در حالت گذرا انجام داد. K اندازه گیری شده تحت شرایط گذرا (حدوداً ۱۸٪ [14]) کمتر از حالت پیوسته است. لذا اگر K را در شرایط پیوسته اندازه گیری کنیم و اعداد و ارقام حاصل را در معادلات مربوطه به کار بریم، ضریب اطمینان مطلوبی بدست می آوریم.

پارامترهای سینتیکی

پارامترهای سینتیکی تجزیه رزین (و همچنین تغییرات جرم مخصوص) را می توان با استفاده از آزمایش ترموگراویمتری (ترمو وزن سنجی)، TG ، با سرعتهای گرمادهی مختلف و با کمک معادله آرنوس به دست آورد.

$$-\frac{1}{W_0} \frac{dW}{dt} = \left(\frac{W - W_f}{W_0} \right)^n A e^{-E/RT}$$

W_0 وزن اولیه نمونه mg
 W وزن لحظه ای mg
 W_f وزن نهایی ماده زغال شده mg

n درجه واکنش

A ثابت لگاریتمی min^{-1}

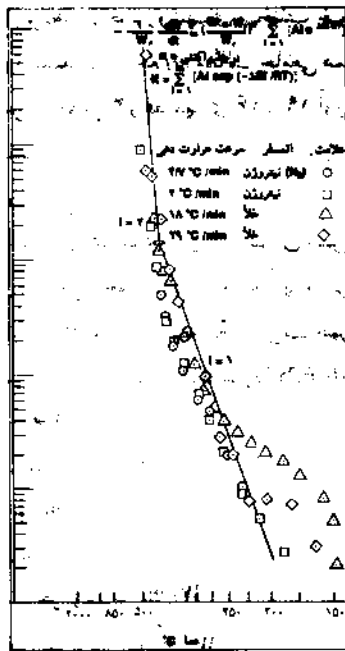
E انرژی فعالسازی $cal \cdot gr^{-1} \cdot mol^{-1}$

$\frac{dW}{dt}$ سرعت اتلاف وزن $mg \cdot min^{-1}$

شکل ۹ نمونه ای از این کار را برای یک کامپوزیت فنولی (با تقویت کننده های دیرگداز) نشان می دهد. با توجه به اینکه در محدوده $700^{\circ}C$ شیب خط تغییرات ثابت سرعت K تغییر می کند، معادله آرنوس به صورت زیر درمی آید:

$$-\frac{1}{W_0} \frac{dW}{dt} = \left(\frac{W - W_f}{W_0} \right)^n \sum_{i=1}^m A_i e^{-E_i/RT}$$

برای به دست آوردن A و n می توان از روشهای موجود مثل روش فریدمن (Friedman)، روش فلین و وال (Flynn & Wall) سود جست. در اینجا روش فریدمن به اختصار مورد بحث قرار می گیرد.



شکل ۹ - منحنی آرنوس حاصل از TG برای یک نمونه از رزین فنولی با الیاف دیرگداز [15]

روش فریدمن برای محاسبه پارامترهای سینتیکی

در روش فریدمن با استفاده از اعداد و ارقام حاصل از آزمایش TG با اندازه گیری اتلاف وزن و سرعت به عنوان تابعی از دما در سرعتهای گرمادهی متفاوت بر مبنای معادله آرنوس پارامترهای سینتیکی تجزیه (A و n و E) به دست می آیند.

فرم کلی معادله سرعت ارائه شده توسط فریدمن به صورت زیر است:

$$-\frac{1}{W_0} \frac{dW}{dt} = A \left(\frac{W - W_f}{W_0} \right)^n \exp(-E/RT) \quad (1)$$

از دو طرف معادله (۱) لگاریتم می‌گیریم:

$$\ln \left(-\frac{1}{W_0} \frac{dW}{dt} \right) = \ln \left[Af \left(\frac{W}{W_0} \right) \right] - E/RT \quad (2)$$

بارسم $\ln \left(-\frac{1}{W_0} \frac{dW}{dt} \right)$ نسبت به $\frac{1}{T}$ (در یک مقدار $\frac{W}{W_0}$ ثابت) خطی به دست می‌آید که شیب آن $-E/R$ و عرض آن از مبدأ برابر است با $\ln \left[Af \left(\frac{W}{W_0} \right) \right]$ تابعی از تغییرات وزن است.

$$f \left(\frac{W}{W_0} \right) = \left[(W - W_p) / W_0 \right]^n \quad (3)$$

و با ضرب معادله (۳) در A و لگاریتم‌گیری خواهیم داشت:

$$\ln \left[Af \left(W/W_0 \right) \right] = \ln A + n \ln \left[(W - W_p) / W_0 \right] \quad (4)$$

نسبت $\frac{W}{W_0}$ از ترموگرام اصلی بدست می‌آید. از آنجایی که $\ln \left[Af \left(W/W_0 \right) \right]$ برای نسبت‌های مختلف W/W_0 مشخص است. معادله (۴) را می‌توان برای بدست آوردن A و n مورد استفاده قرار داد [16].

یادداشت: در مورد مدل‌سازی و نوشتن معادلات انتقال حرارت با توجه به وسعت کاربردها و وجود روش‌های مختلف خوانندگان علاقمند می‌توانند مراجع را ببینند. در مرجع [4] مطالب جامعی همراه با نمودارهای مربوط در بخشی از فصل ۳ و فصل‌های ۱۶ و ۱۹ آورده شده است که می‌تواند مفید باشد.

روش‌های آزمایش

برای اندازه‌گیری کمیتهای موردنیاز برای حل معادلات انتقال حرارت، روش‌های مختلفی وجود دارد. از جمله آنها می‌توان بهجت قوس پلاسما (*plasma arc jet*)، تونلهایی که به قوس مجهزند (*arc tunnel*) و آزمایش شعله اکسی استیلن مطابق با استاندارد *ASTM-E285* اشاره کرد. راهنمای علائم و واحدها

$$\alpha = \text{ضریب نفوذ حرارتی} \text{ / s}^2 \text{ m}$$

$$L = \text{ضخامت عایق cm}$$

$$e = \text{ضریب تشعشع}$$

$$K = \text{ضریب هدایت حرارتی} \text{ }^\circ\text{C} \text{ W/m}$$

$$h = \text{ضریب همرفتی حرارتی} \text{ }^\circ\text{C} \text{ W/m}^2$$

$$\rho = \text{جرم مخصوص} \text{ }^3 \text{ cm/g}$$

$$C_p = \text{ظرفیت حرارتی} \text{ }^\circ\text{C} \text{ cal/gr}$$

$$S = \text{فاصله از لبه لایه مرزی cm}$$

$$N_{Re} = \text{عدد رینولدز (Reynolds Number)}$$

$$E = \text{انرژی فعالسازي} \text{ cal/gr. mol}$$

$$R = \text{ثابت گازها} \text{ }^\circ\text{K} \cdot \text{mol} \cdot \text{cal/gr} \cdot (1/187)$$

$$T = \text{درجه حرارت } ^\circ\text{K}$$

$$W = \text{وزن لحظه‌ای mg}$$

$$W_f = \text{وزن نهایی ماده زغال شده mg}$$

$$n = \text{درجه واکنش}$$

$$W_0 = \text{وزن اولیه نمونه mg}$$

$$A = \text{ثابت لگاریتمی} \text{ }^{-1} \text{ min}$$

نتیجه‌گیری

با توجه به مطالب بیان شده می‌توان نتیجه گرفت که شناخت دقیق شرایط کار و عمل در انتخاب یکی از روش‌های مناسب خنک‌سازی، ضروری و اجتناب‌ناپذیر است. یک طرح که با این روشها و محاسبات آن بخوبی آشنا باشد می‌تواند در بهینه‌سازی عایق موردنظر با حداقل مخارج ممکن و با ضریب اطمینان بالا اقدام نماید.

جایی که داشتن خواص مکانیکی برای عایق‌های فدا شونده لازم باشد، کامپوزیتها بهترین هستند. انتخاب دقیق مواد، جهت لیاف و نحوه ساخت نیز در گرفتن خواص مطلوب از کامپوزیت ساخته شده لازم است. از آنجا که در حل معادلات انتقال حرارت و حل آنها به کمک شرایط مرزی مناسب، اندازه‌گیری و محاسبه پارامترهایی همچون هدایت حرارتی، جرم مخصوص، ضریب همرفتی حرارتی و گرمای ویژه با توجه به افزایش دما و سرعت افزایش دما ضروری است، از این رو محاسبه درست و اندازه‌گیری دقیق این کمیتهای (با دستگاه‌های دقیق) در صحت نتایج حاصل از حل معادلات اثر مستقیمی دارد.



- [1] Elias Hans - Georg & Petrnick A. Richard; "Polymer Yearbook", 1st Edition, Harwood Academic Publishers, 1983
- [2] Sutton, G. W., "Journal of Aeronautics Science", 24(11), 1957, P. 854 - 5.
- [3] Hurwicz; H., Kratsch K; and, Rogan J.E; AGARD - AG - 161, on Ablation, NATO, 1972
- [4] Rohsenow, Warren M., Hartnett James P., "Handbook of Heat Transfer", Copyright 1973 By Mc Graw - Hill Inc.
- [5] Olsen, George C., Langly Research Center, NASA, TN, O 6956, 1972
- [6] Adsite N.R., Carnahan K.R., and Green J.E.; Composite Material, (second conference) ASTM, STP 497 1972, PP. 107 - 120.
- [7] Schmitt, F. George Jr; Proc. Symp. Electromag. Windows 15th 1980 PP. 51 - 60.
- [8] Lee, Henry, Krisneville, "Handbook of Epoxy Resins" McGraw Hill Book Company 1982.
- [9] Schwartz; Seymour S.; Goodman, Sidney H.; "Plastics Materials and Processes" 1982.
- [10] Summer John J; U.S. Pat. 3,539, 474 1970.
- [11] Byrne John J. and Wyman. John E; U.S. Pat. 3, 472, 812, 1969.
- [12] Griffis, Masumura, and Chang, NRL Memorandom Report 4479, 1981.
- [13] Sigur, W. A; 17th National SAMPE Technical Conference October, 22 - 24, 1985.
- [14] Minges, Merrill L.; U.S. AFML, Journal of Macromolecular Science - Chemistry, A3 (4), PP. 613 - 639, July, 1969.
- [15] Shaw. T. A; "Progress in Astronautics and Aeronautics" Vol 18, 1966.
- [16] Henderson J. B.; Tant M.R.; Wiebelt J.E.; Moore G.R. NSWC, TR - 20 - 204.