

شبیه‌سازی عددی دو بعدی عایق‌های حرارتی فناشونده در محفظه احتراق راکت سوخت جامد

محمد رزمجوئی^۱، فتح‌اله امی^{۲*} و محمد شهبازی^۳

۱ و ۲ - گروه مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

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

۳- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه اراک

*تهران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

Fommi@modares.ac.ir

در این مقاله، به بررسی انتقال حرارت و فناشوندگی عایق‌های حرارتی در بدنه راکت موتورهای سوخت جامد پرداخته شده است. بنابراین با گردآوری و حل معادلات مربوط به عایق‌های فناشونده، یک برنامه کامپیوتری با استفاده از نرم افزار متلب تهیه شده که قادر است تحت شرایط عملیاتی مختلف، پاسخ‌دهی حرارتی عایق‌ها را پیش‌بینی کرده و عملکرد این عایق‌ها را با همدیگر مقایسه کند. معادلات انتقال حرارت و جرم در دو بعد در یک جسم جامد در نظر گرفته شده است. برای حل این معادلات از روش حجم محدود و از روش ضمنی برای وابستگی زمانی استفاده شده است. معادله تجزیه که به فرم آرنیوس نوشته شده با استفاده از روش رانگ-کوتا حل شده و چگالی و شار جرمی گاز تولیدی در هر گام زمانی بدست آمده است. همچنین مدلی برای لحاظ نرخ پسروری ارائه شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که افزایش کارایی عایق‌های حرارتی به واسطه افزایش ضخامت لایه‌ها، گرمای تجزیه و فناشوندگی، شدت واکنش و نیز کاهش ضریب نفوذ گرمایی، چگالی زغال و دمای فناشوندگی حاصل می‌شود و بر این اساس یک عایق ایده‌آل نیز معرفی شده است. اعتبارسنجی مدل با نتایج تجربی رازیز در عایق سیلیکافنولیک مقایسه شده، همچنین نتایج تست تجربی انجام شده با در نظر گرفتن عایق کربن‌اپوکسی نشان از انطباق خوب نتایج حاصل از شبیه‌سازی با مشاهدات تجربی می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: فناشوندگی، عایق، حجم محدود، دو بعدی، انتقال حرارت، معادله تجزیه

		علائم و اختصارات	
h_v	انتالپی ماده دست نخورده	ρ	چگالی
h_r	انتالپی زغال	C_p	ظرفیت گرمای ویژه
T_{ref}	دمای مرجع	K	ضریب هدایت حرارتی
M	عدد ماخ	\dot{m}_{pyr}	نرخ تولید گازهای پیرولیز
ρ_{vi}	چگالی اولیه	Δh_{pyr}	گرمای پیرولیز
ρ_{ri}	چگالی زغال		
E_i/R	انرژی اکتیواسیون تجزیه		
K_i	ثابت واکنش جزء		

۳. کارشناس ارشد

۱. کارشناس ارشد

۲. استاد (نویسنده مخاطب)

اولین دانشمندی که مطالعاتی در زمینه پدیده سایش و فناشوندگی انجام داده است، مربوط به اواخر دهه ۶۰ میلادی می‌باشد، که بر اساس اولین مطالعات فون کارمن و لیز بنا نهاده شد [۳]. چانگ و همکارانش مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از روش انتگرالی θ - مومنتوم و روش عددی اختلاف محدود در یک میدان با شار حرارتی غیردائم انجام دادند [۴]. بلکول به صورت یک‌بعدی فناشوندگی را در حالت دائم مورد بررسی قرار داد [۵]. فن^۸ فناشوندگی کامپوزیت سیلیکافنولیک را در شرایط شبه‌دائم در ناحیه جدایش جریان متلاطم مورد بررسی قرار داد و تأثیر مواد فناشونده بر جریان سیال و اندرکنش این دو نیز تا حدودی در محاسبات لحاظ شد [۶]. ذین^۹ با بکارگیری تبدیلات تشابهی، مدل فناشوندگی ساده‌ای را در حالت دائم و دو بعدی در ناحیه سکون در نظر گرفت و توانست نرخ فناشوندگی سپرهای حرارتی را بدست آورد [۷]. والبر با استفاده از روش انتگرالی، پدیده فناشوندگی را با فرض ثابت بودن خواص فیزیکی ماده فناشونده به صورت یک‌بعدی تحت شار متغییر با زمان مورد بررسی قرار داد [۸]. کوو و کسوانی به مطالعه سایش و خوردگی ترموشیمیایی نازل‌های کربن-کربن با در نظر گرفتن اثرات سینماتیک شیمیایی و پخش پرداخته‌اند. مدل آن‌ها شامل اثرات تجزیه پیشران، فشار محفظه، ناهمواری سطح نازل و چگالی ترکیب کربن-کربن در رفتار فرورفتگی است [۹]. تاکره و یانگ یک قالب کاری تئوری - عددی جامع توسعه دادند که شامل جزئیات ترمودینامیکی - سیالاتی برای یک جریان واکنشی، واکنش‌های غیرمتناجس در سطح نازل می‌باشد. آن‌ها رفتار سایش خوردگی را در مورد پیشران‌های با و بدون روکش فلزی تحلیل و نتایج مدلسان را با داده‌های تجربی دقت‌سنجی نمودند [۱۰]. بیانچی و همکارانش یک شرایط مرزی سایش بر اساس تعادل شیمیایی غیرمتناجس را توسعه دادند [۱۱]. بیانچی و ناسوتی مدل سایش فناشوندگی نرخ محدود را به منظور تحلیل دو نازل موتور موشک سوخت جامد متعلق به دومین و سومین طبقه از پرتابگر وگا در ابعاد اصلی به کار بسته‌اند [۱۲]. رایز به مطالعه عددی و تجربی رفتار مواد فناشونده در راکت‌های سوخت جامد با در نظر گرفتن عایق سیلیکافنولیک پرداخت [۱۳]. محمدیون و همکاران نیز با حل عددی معادلات حاکم بر مواد فناشونده برای عایق کربن - فنولیک پاسخگویی حرارتی این ماده را پیش‌بینی کردند [۱۴]. دهکردی به بررسی اثر نوع تقویت کننده بر خواص حرارتی عایق‌های فناشونده

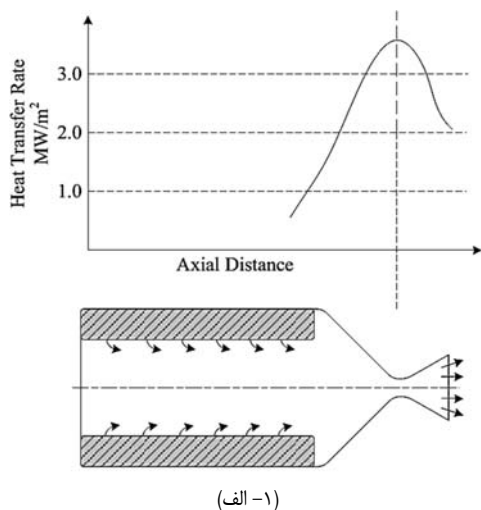
Δh_{abl}	گرمای فناشوندگی
T_g	دمای گازهای حاصل از احتراق
\dot{m}_r	نرخ جرمی زغال
T_w	دمای دیواره
R	ثابت جهانی گازها
St	عدد استانتون
Cpgas	گرمای ویژه گاز پیرولیز
Tablation	دمای فناشوندگی
Tpyrolysis	دمای پیرولیز
A	سطح ماده فناشونده
V_{flow}	سرعت جریان گاز
A_{comb}	سطح مقطع محفظه احتراق
A_{lat}	سطح مقطع کل
M_g	وزن مولکولی
h_g	ضریب انتقال حرارت
Pr	عدد پرانتل
D_t	قطر گلوگاه
C^*	سرعت مشخصه
μ	ویسکوزیته
Γ	کسر حجمی رزین

مقدمه

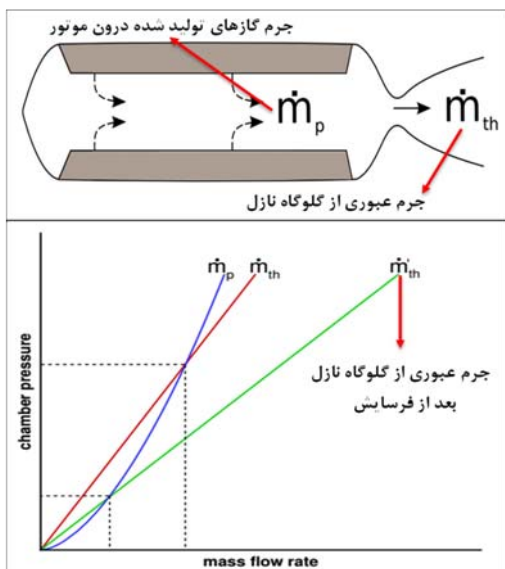
یکی از مهم‌ترین مسائل طراحی و راه‌اندازی سیستم‌های هوافضایی، سیستم‌های حفاظت حرارتی^۱ و به‌طور خاص فن‌آوری‌های خنک‌کاری می‌باشد. در توسعه موتورهای سوخت مایع و سوخت جامد، تمایل به سمت افزایش فشار محفظه احتراق است که سبب افزایش شار حرارتی از گازهای محترق به دیواره محفظه رانش می‌شود. در موتورهایی که زمان کارکرد کوتاهی در حد چند ثانیه دارند، می‌توان از محفظه‌های بدون خنک‌کاری استفاده کرد. در این محفظه‌ها دیواره همانند یک چاه حرارتی گرمای قابل‌توجهی را به خود جذب می‌کند؛ اما موتورهای با زمان کارکرد زیاد به سیستم‌های خنک‌کاری نیاز دارند [۱]. انواع روش‌های مختلف خنک‌کاری در موتورهای سوخت مایع و سوخت جامد عبارتند از: خنک‌کاری بازبایی^۲، خنک‌کاری دفعی^۳، خنک‌کاری فیلمی^۴، خنک‌کاری ترواشی (تقریقی)^۵، خنک‌کاری فناشونده^۶، خنک‌کاری تشعشی^۷ [۲].

6. Active Cooling
7. Radiation Cooling
8. Fen
9. Zein

1. Thermal Protection System
2. Regenerative Cooling
3. Dump Cooling
4. Film Cooling
5. Transpiration Cooling



شکل ۱- الف) پروفیل نرخ انتقال حرارت در نازل (ب) مقایسه نازل سیلیکافنولیک قبل و بعد از پرواز [۱۰].



شکل ۲- مثال کیفی کاهش عملکرد به دلیل فرسایش نازل [۱۰]

پرداخت و با انجام آزمایش‌های گسترده، خواص و پارامترهای اصلی مانند خاصیت فناشوندگی و خواص گرمایی فیزیکی را بدست آورد [۱۵]. در این تحقیق یک برنامه کامپیوتری جامع به صورت دوعبده با دقت بالا برای شبیه‌سازی عایق‌های فناشونده زغال‌ساز ارائه شده است، که می‌توان انواع عایق‌های زغال‌ساز را با داشتن مشخصات ورودی عایق‌ها به خوبی مورد تحلیل حرارتی قرار داد و کارکرد این نوع عایق‌ها را برای استفاده در راکت‌های سوخت جامد مورد بررسی قرار داد. از آنجاییکه بیشتر کارهای انجام شده در این زمینه نیازمند آزمایشات تجربی برای بدست آوردن نرخ پسروی می‌باشد و این کار مستلزم صرف هزینه و وقت زیادی می‌باشد، در این پژوهش یک مدل مناسب برای بدست آوردن میزان پسروی عایق و تأثیر آن در مدل ارائه شده است که می‌تواند از نقاط قوت این پژوهش نسبت به سایر کارهای مشابه باشد.

لزوم استفاده از سیستم‌های حفاظت حرارتی

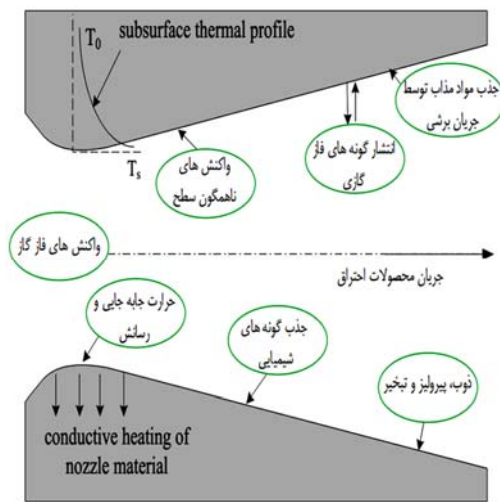
فشار محفظه احتراق یک پارامتر کلیدی و تأثیرگذار بر عملکرد موتور راکت سوخت جامد می‌باشد. افزایش در فشار محفظه باعث افزایش قابل ملاحظه‌ای در نرخ انتقال حرارت از محصولات حاصل از احتراق سوخت جامد به مواد بدنه و نازل به خصوص در ناحیه گلوگاه نازل می‌شود. این نرخ انتقال حرارت باعث ایجاد مشکلاتی در جداره‌های محفظه احتراق می‌گردد که شامل موارد زیر است:

- اکسیداسیون
- سایش حرارتی (فرسایش مواد نازل)
- بالاتر بودن دمای احتراق از نقطه ذوب مواد نسوز مورد استفاده در جداره
- کاهش استحکام مواد قبل از رسیدن به نقطه ذوب

سطح نازل به دلیل نرخ بسیار بالای انتقال حرارت از گازهای حاصل از احتراق به سرعت گرم می‌شوند. شکل (الف-۱) پروفیل نرخ انتقال حرارت را بر حسب MW/m^2 نشان می‌دهد که ماکزیمم مقدار آن در نزدیکی گلوگاه نازل رخ می‌دهد. به عنوان مثال در شکل (ب-۱) می‌توان نمونه‌ای از مشکلات ایجاد شده در نازل را مشاهده نمود [۱۰]. بر اثر فرسایش نازل عملکرد موتور تحت تأثیر قرار می‌گیرد که در شکل (۲) می‌توان به خوبی مشاهده نمود.

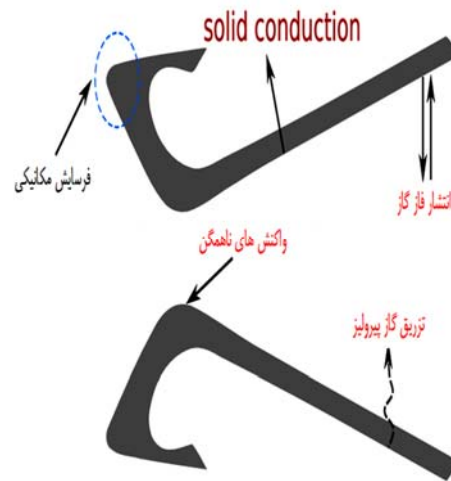
در شکل (۲) \dot{m}_{th} قبل از فرسایش \dot{m}_{th}' بعد از فرسایش نازل می‌باشد. مقاومت در برابر فرسایش، معمولاً در ابتدای پروسه طراحی نازل انجام می‌شود. پس‌از آن یک عایق دلخواه با نفوذ حرارتی کم به‌منظور کاهش نفوذپذیری گرما انتخاب می‌شود. مواد مناسب برای لاینرها عموماً نسبت به عایق‌ها سنگین‌تر هستند، بنابراین استفاده از لاینرها محدود می‌شود [۱۰].

استفاده در نازل، نوع واکنش‌های ایجاد شده در اثر فرسایش، واکنش‌های همگن در فاز گاز و واکنش‌های ناهمگن در سطح نازل می‌باشد. شکل (۳) نشان‌دهنده شماتیک مکانیزم‌های فیزیکی-شیمیایی پیچیده و پدیده فرسایش در نازل راکت سوخت جامد می‌باشد. در طی عملکرد موتور، گازهایی که از طریق احتراق سوخت در محفظه احتراق تولید می‌شوند از طریق نازل جریان می‌یابند و تراست مورد نیاز را تولید می‌کنند [۱۰].



شکل ۳- فرسایش در نازل و انواع فرایندهای فیزیکی و شیمیایی [۱۰]

به دلیل اهمیت ناحیه گلوگاه نازل و برای محدود کردن افزایش سطح مقطع گلوگاه در این ناحیه از یک ورقه مقاوم خاص استفاده می‌شود. گرافیت با چگالی بالا، کامپوزیت‌های کربن-کربن و فلزات مقاوم (نسوز) از جمله موادی هستند، که در قسمت گلوگاه نازل از آن‌ها استفاده می‌شود. فرآیند فرسایش کلی نازل بسیار پیچیده است، که می‌تواند متأثر از عوامل متعددی چون، ترکیب سوخت، شرایط عملیاتی موتور، مدت زمان پرواز، هندسه نازل و خواص مواد مورد



دو مرز متحرک می‌شوند. علاوه بر این به دلیل ورود گازهای حاصل از پیرولیز به درون لایه مرزی اطراف سطح و افزایش ضخامت لایه مرزی، مقداری گرما نیز از این طریق اتلاف می‌شود [۱۶].

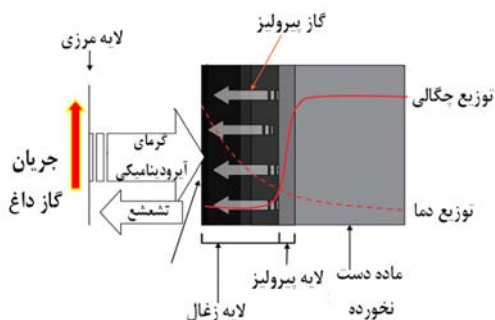
شایان ذکر است عایق‌هایی که در بدنه و نازل راکت سوخت جامد استفاده می‌شود بسیار متنوع بوده و از حیث ماده زمینه به سه دسته پلیمری، زمینه سرامیکی و زمینه فلزی دسته‌بندی می‌شوند. در این میان کامپوزیت‌های پلیمری به دلیل دارا بودن خواص حرارتی مناسب، مقاومت در برابر خمش و انعطاف‌پذیری بالا و مقاوم بودن نسبت به محیط‌های اسیدی بیشترین حجم استفاده را دارند.

کامپوزیت‌های پلیمری فناشونده غالباً مرکب از دو جزء اصلی می‌باشند، زمینه پلیمری و تقویت کننده. انتقال حرارت این مواد پایین است و به خاطر جزء پلیمری موجود در آن‌ها نسبت به شوک حرارتی مقاومند. تقریباً تمام این مواد پلیمری وقتی در معرض یک محیط حرارتی شدید قرار بگیرند، دچار یک فرآیند تجزیه و فناشوندگی می‌شوند. در این نوع عایق‌ها، بخش تقویت‌کننده زمینه پلیمری اغلب شامل الیاف‌هایی از جنس‌های مختلف همچون آربست، الیاف نسوز (مانند سیلیکا و آلومینا)، پشم معدنی (مانند rock و slag)، الیاف آلی (مانند نایلون، کولار،

چگونگی عملکرد عایق‌های حرارتی

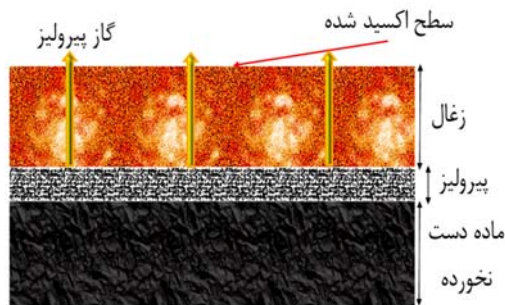
عایق حرارتی شامل مواد فناشونده به این صورت عمل می‌کند، که در ابتدا با رسیدن بار گرمایی به سطح ماده، گرما به کندی به سطوح دیگر هدایت می‌شود و دمای ماده نیز بالا می‌رود. با ادامه گرمایش، دما در ماده بالاتر می‌رود و به دلیل وجود مواد واکنش‌دهنده مانند صمغ در داخل آن مواد تجزیه می‌شوند و با این واکنش گرماگیر مقداری از گرمای رسیده را تلف می‌کنند. از آنجا که این فرآیند تجزیه در اثر گرما رخ می‌دهد، به آن تجزیه گرمایی می‌گویند. در نتیجه این تجزیه مقداری گاز روی سطح متصاعد می‌شود و مقداری زغال نیز روی سطح باقی می‌ماند. با ادامه اعمال بار حرارتی، دما در زغال نیز بالا می‌رود و علاوه بر تجزیه ماده مرکب اولیه، لایه زغال نیز از روی سطح کنده و فنا می‌شود. این فرآیند که باز هم فرآیندی گرماگیر است، می‌تواند به صورت‌های مختلف از جمله ذوب، تصعید، اکسیداسیون و واکنش سطحی با اجزای اکسیژن‌دار مخلوط گازی احتراق، فناشوندگی مکانیکی و یا تأثیر تنش گرمایی رخ دهد. در نهایت این دو فرآیند گرماگیر موجب اتلاف گرما و نیز به وجود آمدن

شکل (۴) شماتیک عایق‌های فناشونده را به خوبی نشان می‌دهد.

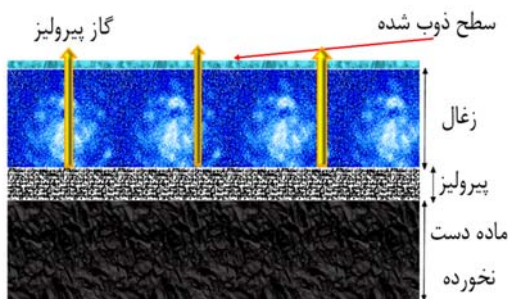


شکل ۴- شماتیک کلی عایق‌های فناشونده زغالی [۱۸].

با توجه به نوع الیاف بکار برده شده در کامپوزیت، رفتارهای متفاوتی ممکن است رخ دهد. در کامپوزیت‌های حاوی الیاف ترموست مانند کربن فنولیک سطح لایه زغالی پیوسته اکسید شده و از هم پاشیده می‌شود (شکل ۵). اما در کامپوزیت‌های حاوی الیاف ترموپلاستیک مانند سیلیکافنولیک، الیاف ذوب شده و روی سطح را می‌پوشاند. همچنین ممکن است واکنش‌هایی بین کربن و الیاف ذوب شده به وجود آید (شکل ۶) [۱۹].



شکل ۵- مدل فیزیکی از تجزیه ماده فناشونده زغالی حاوی الیاف ترموست



شکل ۶- مدل فیزیکی از تجزیه ماده فناشونده زغالی حاوی الیاف ترموپلاستیک

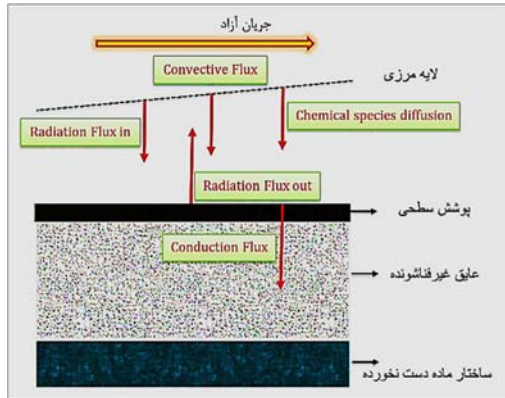
تفلون، پلی آمید و کربن) و شیشه می‌باشند، که هر کدام خواص منحصر به فرد خود را دارد. در اغلب این نوع عایق‌ها در شرایط دمایی بالا، بخش پلیمری دچار پیرولیز شده و به دلیل وجود بخش مقاوم، یک لایه زغال بر روی سطح عایق شکل می‌گیرد و به همین دلیل به آن‌ها زغال‌ساز گفته می‌شود [۱۶].

به طور کلی عایق‌های فناشونده به دو دسته عمده فناشونده غیرزغالی و زغالی تقسیم‌بندی می‌شوند. عایق‌های فناشونده غیرزغالی بر اثر حرارت، واپلیم و تصعید شده و تقریباً باقی‌مانده‌ای ندارند. این مکانیسم در اثر جذب انرژی حرارتی صورت گرفته و مواد و گازهای حاصل از تصعید، باعث ضخیم‌تر شدن لایه مرزی و خنک‌سازی بیشتر می‌گردد. این در حالی است که عایق‌های فناشونده زغالی، حاوی بقایای کربنی و سیلیسی هستند و در اثر فنا شدن زغال از خود بر جای می‌گذارند. این عایق‌ها شامل مواد کامپوزیتی با ماتریس رزین و یا الاستومر به همراه فاز تقویت‌کننده می‌باشند. که از جمله این ماتریس‌ها می‌توان به رزین‌های فنولیک، اپوکسی، نووالاک، پلی‌استر غیراشباع و الاستومرهای پلی‌یورتان، لاستیک نیتریل و سیلیکون‌ها اشاره کرد که با پرکننده‌هایی نظیر گرافیت، سیلیکا، کربن، کوارتز، شیشه، آزبست و غیره تقویت می‌شوند [۱۷].

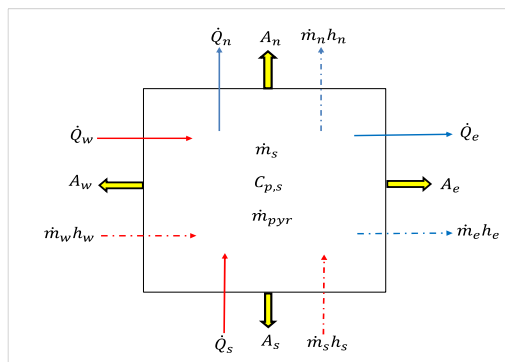
هنگامی که ماده در اثر حرارت به درجه حرارت تجزیه می‌رسد، در قسمت رزین تخریب ساختار شیمیایی رخ داده و اصطلاحاً پیرولیز می‌شود و در نتیجه یک لایه زغالی که شامل محصولات پیرولیز رزین بوده ایجاد می‌گردد. سپس ناحیه پیرولیز که لایه زغالی و لایه دست نخورده را جدا می‌کند، کاملاً به داخل جسم پیشروی نموده و ضخامت لایه زغالی به یک مقدار نسبتاً ثابت می‌رسد. محصولات گازی ناشی از تجزیه شیمیایی، که در ناحیه پیرولیز به وجود می‌آیند از طریق لایه زغالی عبور کرده و انرژی را جذب می‌کنند و در نهایت با ترک لایه زغالی، توسط خنک‌سازی تنفسی، نرخ انتقال حرارت را کاهش می‌دهند. در نتیجه درصد زیادی از انرژی، توسط تشعشع مجدد به محیط بازمی‌گردد. به طور کلی عایق‌های زغال‌ساز با گذشت زمان از سه مرحله متمایز به شرح زیر گذر می‌کنند [۱۷].

۱. افزایش دما تا دمای پیرولیز رزین و آغاز تجزیه سطح خارجی عایق
۲. تشکیل یک لایه زغال در سطح خارجی ماده و در نتیجه پیرولیز و پیشروی ناحیه پیرولیز به سمت داخل ماده. لایه زغال ایجاد شده توسط عبور گازهای حاصل از پیرولیز سرد شده که این پدیده به نوبه خود باعث کاهش انتقال حرارت از گازهای احتراق به سطح عایق می‌شود.
۳. ادامه افزایش دمای سطح و شروع پدیده‌های سایش زغال (سایش مکانیکی- فرسایش شیمیایی- فرسایش فیزیکی (ذوب یا تصعید) و کاهش ضخامت لایه ذغال

- شار گرمی تولیدشده، در خلاف جهت بردار شار حرارتی است.



شکل ۷- شماتیک عملکرد سپرهای حرارتی غیرفناشونده [۱۰]



شکل ۸- پایستگی انرژی برای یک حجم کنترل داخلی [۶]

در حالت کلی فرم دیفرانسیلی معادله انرژی در دو بعد را می‌توان به صورت زیر بیان نمود.
معادله انرژی:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \bar{S}$$

(۱)

برای حل معادله بالا میزان شار گرمی گاز پیرولیز در هر سلول مورد نیاز است که از طریق معادله بقای جرم (پیوستگی) می‌تواند بدست آید:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} = 0$$

(۲)

برای حل عددی معادله انرژی روش‌های متفاوتی اعم از المان محدود، حجم محدود و تفاضل محدود به کار می‌رود، در اینجا از روش حجم محدود برای گسسته‌سازی معادلات استفاده شده است، همچنین جهت جلوگیری از واگرایی جواب‌ها تابعیت زمانی با روش ضمنی در مدل‌سازی استفاده شده است [۱۳].

سپر گرمایی غیرفناشونده

سپر گرمایی غیرفناشونده اساساً بر مبنای استفاده از موادی است که پس از قرار گرفتن در محیط دما بالا هیچ‌گونه تغییراتی در جرم یا خواص اصلی ماده رخ نمی‌دهد. برای این خانواده از مواد TPS بازتابش فرآیند اصلی استفاده شده در عایق‌کاری و خنک‌سازی سیستم‌های بازگشت‌پذیر به جو می‌باشد. به طور کلی مواد NA-TPS در مقایسه با مواد TPS فناشونده برای استفاده در محیط‌های با دمای کمتر می‌باشد. بعضی فلزات مانند رنیوم به عنوان مواد NA-TPS مورد استفاده قرار می‌گیرد، در حقیقت؛ رنیوم می‌تواند برای تولید محفظه احتراق موتورهای سوخت مایع و تأمین توان مورد نیاز مراحل بالایی پرتاب‌گرها مورد استفاده قرار بگیرد. مواد NA-TPS پایه سرامیک به طور موفقیت آمیزی برای تولید سپر حرارتی در پیشراننده‌های فضایی با قابلیت پرواز مجدد، مانند؛ شاتل فضایی (SSO) مورد استفاده قرار گرفته است. در شکل (۷) می‌توان شماتیک عملکرد مواد TPS غیرفناشونده را به خوبی مشاهده نمود [۶].

معادلات حاکم و مدل‌سازی سیستم مورد مطالعه

به طور کلی معادلات حاکم بر عایق‌های فناشونده شامل معادله پیوستگی، انرژی و معادله تجزیه می‌باشد. در سیستم‌های فناشونده، فرآیندهای انتقال جرم و انتقال حرارت به صورت همزمان رخ داده و دخالت دارند. بنابراین در مدل‌سازی چنین سیستم‌هایی بایستی معادلات انتقال حرارت (معادله انرژی) و انتقال جرم (پیوستگی) به صورت همزمان حل شوند. در این تحقیق انتقال حرارت و جرم در دو بعد در یک جسم جامد در نظر گرفته می‌شود.

پایستگی انرژی برای حجم کنترل و تولید

معادلات حاکم بر سیستم

به منظور کاربرد معادلات موازنه انرژی برای سیستم مورد مطالعه، ابتدا بایستی یک المان حجمی در نظر گرفته شود. لذا یک سلول حجمی (غیر مرزی) بر اساس شکل (۸) در نظر گرفته شده است. با در نظر گرفتن حجم کنترل در شکل (۸) فرضیات زیر در این مدل لحاظ شده است [۱۳].

- بین مواد جامد و گازهای حاصل از پیرولیز تعادل حرارتی وجود دارد، یعنی گازهای پیرولیز در حال گذر از ماده جامد با محیط ماده جامد هم‌دما فرض می‌شوند.
- گازی در سلول حجمی تجمع پیدا نمی‌کند.
- گازهای ناشی از پیرولیز واکنش ناپذیرند.
- فشار در سراسر ماده فناشونده ثابت فرض شده است.

همچنین مقدار گرمای پیرولیز با استفاده از رابطه زیر تعیین

می‌شود:

$$\Delta h_{pyr} = (h_p - \bar{u}) \quad (7)$$

با جایگذاری معادله (۶) در معادله انرژی و با گسسته‌سازی بعد زمان به روش ضمنی و در نظر گرفتن روابط مربوط به ترم چشمه بعد نهایت رابطه زیر را نتیجه می‌دهد:

$$a_C T_C = a_e T_E + a_w T_W + a_n T_N + a_s T_S + \frac{\rho_C p \Delta V}{\Delta t} T_C^0 + \dot{m}_{pyr} \Delta h_{pyr} + S_u \quad (8)$$

که در آن داریم:

$$a_C = \left(\frac{\rho_C p \Delta V}{\Delta t} + a_e + a_w + a_n + a_s - S_p \right)$$

$$a_e = \left(\frac{A_e}{R_{I,e}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_e) \right)$$

$$a_w = \left(\frac{A_w}{R_{I,w}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_w) \right) \quad (9)$$

$$a_n = \left(\frac{A_n}{R_{J,n}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_n) \right)$$

$$a_s = \left(\frac{A_s}{R_{J,s}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_s) \right)$$

همچنین نرخ تولید گازهای پیرولیز از ماده فناشونده به صورت

زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{m}_{pyr} = \frac{(\rho_C - \rho_C^0) \Delta V}{\Delta t} \quad (10)$$

در رابطه (۸) Δh_{pyr} گرمای پیرولیز (تجزیه) در واحد جرم گاز

تولیدی و در دمای محلی است، و از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$\Delta h_{pyr} = h_{g,s} - \frac{(\rho_v h_v - \rho_r h_r)}{(\rho_v - \rho_r)} \quad (11)$$

در رابطه (۱۱) آنتالپی تشکیل ماده دست نخورده h_v و زغال

باقیمانده h_r در دمای مرجع به همراه اختلاف آنتالپی ویژه می‌تواند

تعیین کننده آنتالپی در دماهای دیگر باشد. با فرض فشار ثابت در

ماده، اختلاف آنتالپی ویژه می‌تواند بر حسب ظرفیت گرمایی ویژه و

اختلاف دما به صورت روابط زیر بیان شود [۱۳].

$$h_v = h_v^0 + C_{p,v} (T_{eval} - T_{ref}) \quad (12)$$

$$h_r = h_r^0 + C_{p,r} (T_{eval} - T_{ref})$$

لازم به ذکر است که در این روابط یک متوسط هارمونیک برای

ضریب هدایت حرارتی به کار برده شده است که با R نمایش داده

شده است، و به صورت زیر تخمین زده می‌شود:

با گسسته‌سازی رابطه (۱) با روش حجم محدود، رابطه زیر را

نتیجه می‌دهد:

$$\int_{CV} \left[\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} dt \right] dV + \int_{CV} \left[\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} (\bar{u}) \frac{\partial \rho}{\partial t} dt \right] dV + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} [(\rho u A h)_e - (\rho u A h)_w] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} [(\rho u A h)_n - (\rho u A h)_s] dt = \quad (3)$$

$$\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \left[\left(k A \frac{\partial T}{\partial x} \right)_e - \left(k A \frac{\partial T}{\partial x} \right)_w \right] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \left[\left(k A \frac{\partial T}{\partial y} \right)_n - \left(k A \frac{\partial T}{\partial y} \right)_s \right] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \int_{CV} \bar{S} dV dt$$

اکنون فرم دیفرانسیلی معادله انتقال جرم در دو بعد را در نظر

می‌گیریم. ابتدا آنتالپی دو طرف سلول در دو طرف معادله (۲) ضرب شده

و سپس روش گسسته‌سازی حجم محدود برای آن به کار گرفته می‌شود:

$$\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \int_{CV} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \int_{CV} (\rho u) dV dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \int_{CV} (\rho u) dV dt = 0 \cdot h_p$$

$$\int_{CV} \left[\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} h_p \frac{\partial \rho}{\partial t} dt \right] dV + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} h_p \left[(\rho u A)_e - (\rho u A)_w \right] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} h_p \left[(\rho u A)_n - (\rho u A)_s \right] dt = 0 \quad (4)$$

با کم کردن رابطه (۴) از معادله انرژی معادله زیر حاصل می‌شود:

$$\int_{CV} \left[\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} dt \right] dV + \int_{CV} \left[\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} (\bar{u} - h_p) \frac{\partial \rho}{\partial t} dt \right] dV + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} [(\rho u A h)_e (h_e - h_p) - (\rho u A h)_w (h_w - h_p)] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} [(\rho u A h)_n (h_n - h_p) - (\rho u A h)_s (h_s - h_p)] dt = \quad (5)$$

$$\int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \left[\left(k A \frac{\partial T}{\partial x} \right)_e - \left(k A \frac{\partial T}{\partial x} \right)_w \right] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \left[\left(k A \frac{\partial T}{\partial y} \right)_n - \left(k A \frac{\partial T}{\partial y} \right)_s \right] dt + \int_{t_i}^{t_i+\Delta t} \int_{CV} \bar{S} dV dt$$

با فرض ثابت بودن فشار و در نظر گرفتن ظرفیت گرمایی ویژه داریم:

$$C_{p,g} (T_w - T_p) = (h_w - h_p)$$

$$C_{p,g} (T_e - T_p) = (h_e - h_p)$$

$$C_{p,g} (T_n - T_p) = (h_n - h_p)$$

$$C_{p,g} (T_s - T_p) = (h_s - h_p) \quad (6)$$

در این رابطه مقادیر $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ توسط بردار جهت گاز در سلول کنترل می‌شوند. مقادیر این پارمترها به صورت جدول (۱) است. میزان گازی که جهت‌های i و j سلول را ترک می‌کند، به صورت زیر نشان داده می‌شود:

$$\dot{m}_{out} = \dot{m}_{out} \beta_i + \dot{m}_{out} \beta_j \quad (18)$$

و

$$|\beta_i| + |\beta_j| = 1 \quad (19)$$

بر اساس روابط فوق انتقال جرم برای یک حجم کنترل توسط روابط زیر محاسبه می‌شود.

$$\dot{m}_{out} = \alpha_2 \dot{m}_w - \alpha_1 \dot{m}_e + \alpha_4 \dot{m}_s - \alpha_3 \dot{m}_n - \dot{m}_{pyr}$$

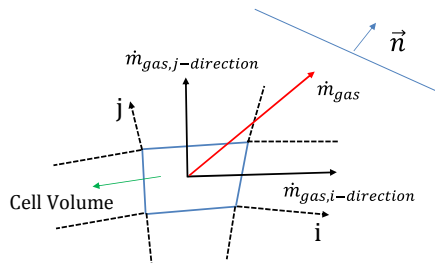
$$\dot{m}_e = \alpha_1 \dot{m}_e + \alpha_2 \beta_i \dot{m}_{out}$$

$$\dot{m}_w = \alpha_2 \dot{m}_w + \alpha_1 \beta_j \dot{m}_{out}$$

$$\dot{m}_n = \alpha_3 \dot{m}_n + \alpha_4 \beta_j \dot{m}_{out}$$

$$\dot{m}_s = \alpha_4 \dot{m}_s + \alpha_3 \beta_j \dot{m}_{out}$$

این روند حل برای هر سلول و با روش تکرار تا همگرایی جواب‌ها ادامه پیدا می‌کند و مقادیر نرخ جرمی گاز در هر وجه سلول محاسبه می‌شود.



شکل ۹- تجزیه بردار جهت گاز پیرولیز به مؤلفه‌های محوری i و j

جدول ۱- متغیرهای تعیین جهت گاز پیرولیز

β_j	β_i	α_4	α_3	α_2	α_1	زاویه
۰	۱	۱	۱	۱	۰	۰
۱	۰	۱	۰	۱	۱	۹۰
۰	۱	۱	۱	۰	۱	۱۸۰
۱	۰	۰	۱	۱	۱	۲۷۰
(+)	(+)	۱	۰	۱	۰	$0 < Angle < 90$
(+)	(-)	۱	۰	۰	۱	$90 < Angle < 180$
(-)	(-)	۰	۱	۰	۱	$180 < Angle < 270$
(-)	(+)	۰	۱	۱	۰	$270 < Angle < 360$

$$Q_e = \left(k_e \frac{T_E - T_P}{\delta i_{PE}} \right) = \left(k_E \frac{T_E - T_e}{\delta i_{Ee}} \right) \quad (13)$$

$$= \left(k_P \frac{T_e - T_P}{\delta i_{eP}} \right) \rightarrow \left(\frac{T_E - T_P}{R_{I,e}} \right)$$

همچنین در این روابط برای تعیین گرادیان دما بر روی وجوه حجم کنترل، یک توزیع تقریبی از خواص بین سلول‌های همسایه بکار گرفته شده است. این تقریب در برخی شرایط می‌تواند منجر به تولید جواب‌های ناپایدار و نوسانی شود. برای جلوگیری از رخداد چنین پدیده‌هایی از طرح تفاضل بالادستی برای تعیین دما بر روی وجوه مرزی سلول‌ها استفاده شده است، در نتیجه برای دماهای بر روی وجه سلول با توجه به جهت جریان گازهای پیرولیز روابط زیر نتیجه می‌شود:

$$\begin{aligned} u = positive &\Rightarrow T_e = T_P \text{ and } T_w = T_W \\ u = negative &\Rightarrow T_e = T_E \text{ and } T_w = T_P \\ u = positive &\Rightarrow T_n = T_P \text{ and } T_s = T_S \\ u = negative &\Rightarrow T_n = T_N \text{ and } T_s = T_P \end{aligned} \quad (14)$$

و نرخ جریان جرمی گازهای پیرولیز بر روی هر وجه سلول به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{m}_e &= (\rho u A)_e \\ \dot{m}_w &= (\rho u A)_w \\ \dot{m}_n &= (\rho u A)_n \\ \dot{m}_s &= (\rho u A)_s \end{aligned} \quad (15)$$

حل معادله پیوستگی به کمک بردار جهت

فرض می‌شود که گاز حاصل از پیرولیز در مواد فناشونده در جهت عمود بر سطح سلول را ترک می‌کند. به دلیل اینکه سلول‌ها الزاماً در جهت جریان گاز خروجی از سلول آرایش نیافته‌اند، جریان گاز بایستی بر اساس شکل (۹) در جهات مختلف بردارهای محوری i و j تجزیه شوند. معادله انتقال جرم به فرم دیفرانسیلی در رابطه (۲) ارائه شد. بنابراین با استفاده از روش حجم محدود، معادله انتقال جرم می‌تواند به صورت زیر نوشته شود.

$$\dot{m}_{pyr} + (\rho u A)_e - (\rho u A)_w + (\rho u A)_n - (\rho u A)_s = 0 \quad (16)$$

در این رابطه \dot{m}_{pyr} گاز پیرولیزی است که سلول را ترک می‌کند (مقدار آن منفی است).

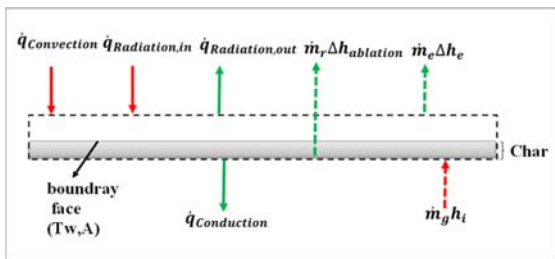
در این پژوهش به جای استفاده از ابزار کنترل‌کننده‌ی جریان مانند فشار از بردارهای جهت استفاده شده است. با فرض اینکه در سلول تجمع گازی وجود ندارد. میزان گازی که به سلول وارد می‌شود، باید برابر باشد با گازی که از سلول خارج می‌شود. بنابراین داریم:

$$\dot{m}_{pyr} + \alpha_1 \dot{m}_e - \alpha_2 \dot{m}_w + \alpha_3 \dot{m}_n - \alpha_4 \dot{m}_s + \dot{m}_{out} = 0 \quad (17)$$

چگالی در گام بعدی محاسبه می‌شود، علت استفاده از روش رانگ- کوتا مرتبه ۴ دقت بالاتر آن نسبت به دیگر روش‌ها مانند روش اولر است.

تبادل سطح

شکل (۱۰) به صورت شماتیک بالانس انرژی و جرم را بر روی سطح ماده فناشونده نشان می‌دهد.



شکل ۱۰- بالانس انرژی و تبادل سطح بر روی سطح ماده فناشونده

بنابراین معادله موازنه انرژی بر روی سطح داخلی عایق (در تماس با جریان گاز داغ درون موتور) به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$h_g (T_g - T_{surface}) + \epsilon \sigma (T_g^4 - T_{surface}^4) - k \frac{dT}{dx} - \dot{m}_g (h_e - h_i) - \dot{m}_r \Delta h_{abl} = 0 \quad (25)$$

در رابطه (۲۵) اگر از پسروی سطح صرف‌نظر شود، عبارت Δh_{abl} یا گرمای فناشوندگی صفر خواهد بود. \dot{m}_r نشان‌دهنده نرخ جرمی زغال است که حجم کنترل را ترک می‌کند. عبارت \dot{m}_g نرخ گاز پیرولیز بوده که از حجم کنترل خارج می‌شود و حاصلضرب آن در عبارت اختلاف آنتالپی $(h_e - h_i)$ بیان‌کننده نرخ انرژی است که توسط گاز پیرولیز جذب می‌شود. مطالعات نشان داده‌اند که این عبارت تأثیر به نسبت کمی بر روی انتقال حرارت کلی داشته و بنابراین قابل صرف‌نظر کردن است اما در عوض در کاهش ضریب انتقال حرارت تأثیر آن لحاظ می‌شود. برای مرز داخلی یکی از دو شرط دمایی ثابت فناشوندگی یا سرعت ثابت فناشوندگی را می‌توان به کار برد. در شرط دمایی فناشوندگی فرض می‌شود که قبل از رسیدن دمایی سطح به دمایی ثابت $T_{ablation}$ ، فناشوندگی نداریم و بعد از آن است که فناشوندگی اتفاق می‌افتد بنابراین داریم:

$$\begin{cases} T < T_{ablation} \rightarrow \dot{m}_r = 0 \\ Q'' = h_g (T_g - T_{surface}) + \epsilon \sigma (T_g^4 - T_{surface}^4) - k \frac{dT}{dx} - \dot{m}_g (h_e - h_i) \\ T_{surface} = T_{ablation} \rightarrow \dot{m}_r = \frac{Q''}{\Delta h_{abl}} \end{cases} \quad (26)$$

معادله تجزیه

در معادله پیوستگی (۲)، جهت دستیابی به شار جرمی گاز، محاسبه تغییر دانسیته نسبت به زمان لازم است. مقدار این ترم، به مدل انتخابی جهت تجزیه ترکیبات ارگانیک در عمق ماده فناشونده وابسته است. ترکیب شیمیایی زغال و گاز به درجه حرارت واکنش معادله (۲۳) بستگی دارد. اغلب محققان واکنش تجزیه را توسط یک معادله به فرم آرنیوس ارائه کرده‌اند. مدل ارائه شده توسط گلدستان، واکنش تجزیه را توسط سه معادله شبیه‌سازی می‌نماید که در آن دانسیته ترکیب با رابطه زیر بیان می‌شود [۱۸]:

$$\rho = \Gamma(\rho_A + \rho_B) + (1 - \Gamma)\rho_C \quad (21)$$

که در آن $(\rho_A + \rho_B)$ دانسیته رزین و ρ_C دانسیته الیاف و Γ کسر حجمی رزین در ترکیب ماده فناشونده می‌باشد. در نتیجه خواهیم داشت:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} \Big|_{x,y} = \Gamma \left(\frac{\partial \rho_A}{\partial t} + \frac{\partial \rho_B}{\partial t} \right) \Big|_{x,y} + (1 - \Gamma) \frac{\partial \rho_C}{\partial t} \Big|_{x,y} \quad (22)$$

که در آن هر واکنش تجزیه، به فرم آرنیوس بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial t} \Big|_{x,y} = -k_i \rho_{Vi} \left(\frac{\rho_{Vi} - \rho_{ii}}{\rho_{Vi}} \right)^{n_i} e^{-\frac{E_i}{RT}} = g(t, \rho) \quad i = A, B, C \quad (23)$$

در معادله فوق ρ_{Vi} و ρ_{ri} به ترتیب چگالی اولیه و نهایی هر جزء می‌باشد. انرژی اکتیواسیون تجزیه و K_i ثابت واکنش جزء هر جزء ترکیبی می‌باشد.

در این پژوهش برای حل معادله واکنش از فرمول رانگ-کوتا مرتبه ۴ استفاده شده است که از دقت قابل قبولی برای حل معادله واکنش برخوردار است. بنابراین معادله (۲۳) با توجه به فرمول رانگ-کوتای مرتبه (۴) به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۸].

$$\begin{aligned} \rho(i+1) &= \rho(i) + \frac{dt}{6} (2m_1 + 2m_2 + m_3 + m_4) \\ m_1 &= g(t(i), \rho(i)) \\ m_2 &= g\left(t(i) + \frac{dt}{2}, \rho(i) + \frac{dt}{2} m_1\right) \\ m_3 &= g\left(t(i) + \frac{dt}{2}, \rho(i) + \frac{dt}{2} m_2\right) \\ m_4 &= g\left(t(i) + dt, \rho(i) + dt m_3\right) \end{aligned} \quad (24)$$

در رابطه (۲۴) ابتدا مقدار m_1 که همان معادله (۲۳) یعنی عبارت $g(t, y)$ است در زمان t محاسبه شده، سپس با در نظر گرفتن رابطه رانگ-کوتا مقادیر m_2, m_3, m_4 محاسبه شده و در نهایت مقدار

همچنین از رابطه (۲۹) که بر اساس عدد استانتون نوشته می‌شود می‌توان ضریب انتقال حرارت را بدست آوردیم.

$$St = \frac{0.0287 Pr^{-0.4} R^{0.25} (T_w - T_{hg})^{0.25} \mu^{0.2}}{\left[\int_0^L R^{1.25} (T_w - T_{hg})^{0.25} \rho_{hg} u_{hg} dL \right]^{-0.2}} \quad (29)$$

در رابطه (۲۹)، St معرف عدد استانتون، T_{hg} دمای حاصل از گازهای احتراق، ρ_{hg} چگالی گاز، u_{hg} سرعت گازهای حاصل از احتراق، Pr عدد پراتل، μ ویسکوزیته گاز می‌باشد. بنابراین ضریب انتقال حرارت را می‌توان از رابطه زیر تعیین نمود [۲۱].

$$h_g = St u_{hg} \rho C_p \quad (30)$$

همچنین می‌توان از روشی که توسط آدمی ارائه شده است استفاده نمود. این روش بدون در نظر گرفتن دمای سطح به محاسبه ضریب انتقال حرارت می‌پردازد [۲۲].

$$h_g = Z_c 0.5 \rho_{comb} V_{flow} C_p \mu^{0.3} pr^{-\frac{2}{3}} = \quad (31)$$

$$Z_c = \frac{\pi R^2_{comb}}{A_{lat}} \quad (32)$$

که در آن، A_{comb} سطح مقطع محفظه احتراق، A_{lat} سطح مقطع کل شامل سطح مقطع نازل، بنابراین در نهایت می‌توان ضریب انتقال حرارت سمت گاز را به صورت زیر بیان نمود. A سطح مقطع جریان ($A^* < A < A_{comb}$)، همچنین Z_c فاکتور تصحیح است که به هندسه محفظه احتراق بستگی دارد.

شایان ذکر است که در صورت در دسترس نبودن مقادیر ویسکوزیته و عدد پراتل و گرمای ویژه از روابط زیر می‌توان با تقریب خوبی استفاده نمود [۲۲].

$$\mu = (1.78 \times 10^{-7}) M_g^{0.5} T^{0.6} \quad (33)$$

$$Pr = \frac{4\gamma}{(9\gamma - 1)} \quad (34)$$

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (35)$$

از آنجا که در این معادلات ما دمای سطح را در هر لحظه محاسبه می‌کنیم، در این پژوهش هر سه روش به کار گرفته شده است.

با استفاده از این روابط در معادله موازنه انرژی (۲۵) دمای سطح به روش نیوتن رافسون محاسبه می‌شود. تا زمانی که دمای سطح پایین‌تر از دمای فناشوندگی باشد، انتقال حرارت به صورت معمول انجام می‌گیرد. اما زمانی که دمای سطح به دمای فناشوندگی نزدیک می‌شود، فرض می‌شود که دمای سطح ثابت مانده و انرژی در معادله بیلان انرژی در فرآیند فناشوندگی مصرف می‌شود. بنابراین با محاسبه \dot{m}_r می‌توان نرخ پسروی زغال را با استفاده از رابطه زیر تعیین نمود.

$$\left(\frac{\partial r}{\partial t} \right) = \frac{\dot{m}_r}{\rho_r A} \quad (27)$$

که در رابطه بالا، ρ_r دانسیته زغال و A سطح ماده فناشونده است [۶].

محاسبه ضریب انتقال حرارت سمت گاز

به طور کلی تعیین ضریب انتقال حرارت سمت گاز (h_g) مسئله پیچیده‌ای می‌باشد. نتایج تحلیلی با نتایج تجربی متفاوت بوده که این اختلاف به علت وجود فرضیات اولیه در محاسبات تحلیلی است. لایه‌ی مرزی که کنترل کننده نرخ انتقال حرارت به دیواره می‌باشد، توسط جریان احتراق مغشوش، ترکیب و دمای محلی گاز تحت تأثیر قرار می‌گیرد. این نتایج سبب انحراف از فرض محصولات گازی همگن در محاسبات می‌شود. به طور کلی هدف از تعیین ضریب انتقال حرارت سمت گاز، محاسبه میزان شار حرارتی وارد بر دیواره می‌باشد، مدل‌های متفاوتی تاکنون برای پیش‌بینی ضریب انتقال حرارت ارائه شده است. به عنوان مثال، هازل و همکارانش معادله (۲۸) را برای پیش‌بینی ضریب انتقال حرارت بر اساس معادله بارتز ارائه کردند. این معادله بر اساس عدد ماخ جریان گاز آزاد و فشار محفظه بیان شده است. که در آن D_t قطر گلوگاه نازل، R شعاع انحنای نازل در گلوگاه، A_t سطح مقطع گلوگاه، A سطح مقطع عمومی نازل همچنین C^* بیانگر سرعت مشخصه و مقدار σ بر اساس دمای سکون نازل، دمای محلی دیواره محفظه سمت گاز و عدد ماخ محلی به صورت زیر بدست می‌آید.

که با در نظر گرفتن خواص فیزیکی گاز احتراق و شرایط دمایی و فشاری، این ضریب را با دقت قابل قبولی برآورد می‌کند [۲۰].

$$h_g = \left[\left(\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \right) \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{pr^{0.6}} \right) \left(\frac{P_{c^*g}}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R_{curve}} \right)^{0.1} \right] \sigma \quad (28)$$

$$\sigma = \frac{1}{\left[0.5 \frac{T_w}{T_c} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + 0.5 \right]^{-0.68} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.12}}$$

خواص ماده

به منظور بهبود عملکرد یک عایق، می‌بایست عایق از اجزایی تشکیل شود که ضریب انتقال حرارت هدایتی پایین، ظرفیت گرمایی ویژه بالا، مقداری حالت الاستیکی، گرمای واکنش بالا و نیز دمای پیرولیز بالایی داشته باشند.

به دلیل اینکه فرآیند پیرولیز با گذشت زمان منجر به تحلیل جرم از حجم کنترل می‌شود، لذا خواص ماده نیز با گذشت زمان دچار تغییر می‌شوند. در تحقیق جاری برای لحاظ این موضوع در محاسبات، حالت تجزیه (که معیاری از پیشرفت فرآیند پیرولیز در لایه پیرولیز شونده می‌باشد) به همراه وابستگی خطی بین خواص ماده زغال شده و ماده دست نخورده به کار برده شده است. در این راستا یک ثابت به نام پارامتر کسر جهت نشان دادن میزان این پیشرفت معرفی و به کار برده شده است:

$$\omega = \frac{\rho - \rho_r}{\rho_v - \rho_r} \quad (36)$$

در این رابطه فاکتور خواص حرارتی ماده، یعنی ظرفیت حرارتی ویژه و ضریب هدایت حرارتی به شکل زیر تابعی از پارامتر کسر یا پیشرفت واکنش پیرولیز در نظر گرفته شده است [۲۱]:

$$C_p = \omega C_{p,v} + (1-\omega)C_{p,r} \quad (37)$$

$$k = \omega k_v + (1-\omega)k_r \quad (38)$$

لحاظ نرخ پسروری سطح در مدل مورد نظر

در این بخش از نرخ پسروری بدست آمده استفاده شده تا با لحاظ آن در مدل، تأثیر عقب روی سطح بر روی توزیع دمای درون عایق بررسی شود. به طور کیفی می‌توان انتظار داشت که پسروری سطح عایق منجر به کاهش ضخامت عایق و کوتاه شدن مسیر انتقال حرارت به داخل عایق و در نتیجه کاهش بازده عایق شود.

نرخ عقب‌روی سطح به صورت تابعی از زمان مشخص می‌شود و به صورت عمق تحلیل یافته در واحد زمان تعریف می‌شود (میلی‌متر بر ثانیه). فرض می‌شود که ضمن پسروری، فقط زغال از روی سطح برداشته می‌شود، در نتیجه بایستی سطح پیرولیز سریعتر از سطح فناشونده عقب‌روی کند. در ابتدا با استفاده از بردارهای جهت در سلول، طولی که سطح فناشونده می‌پیماید تا به سلول برسد به صورت $L_{start\ of\ erosion}$ در نظر گرفته می‌شود و در شکل (۱۱) نمایش داده شده است. سپس با استفاده از این طول و نرخ پسروری معلوم، زمانی که پسرورت در سلول آغاز می‌شود بر اساس رابطه (۳۹) محاسبه می‌شود. زمان پایان پسرورت در سلول مورد نظر نیز بر همین مبنا به‌دست می‌آید.

$$t_{start\ erosion} = \frac{L_{start\ of\ erosion}}{\bar{r}_{start\ of\ erosion}} \quad (39)$$

در این رابطه $\bar{r}_{start\ of\ erosion}$ نرخ پسرورت متوسط در بازه زمانی مربوط به طول $L_{start\ of\ erosion}$ می‌باشد. وقتی که زمان شبیه‌سازی به زمان شروع پسرورت سلول برسد. یعنی $t_{current} > t_{start\ erosion}$ ، در این صورت نرخ پسروری سلول براساس رابطه زیر در نظر گرفته می‌شود.

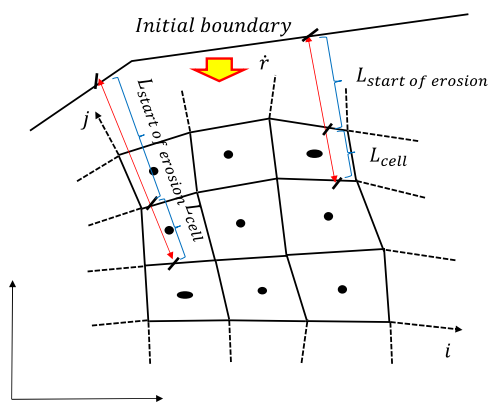
$$\bar{r}_{cell} = \frac{L_{cell}}{t_{end\ of\ erosion} - t_{current}} \quad (40)$$

با در نظر گرفتن این شرایط و فرض برداشت ثابت جرم از سلول، نرخ تغییرات دانسیته سلول (که شامل زغال بوده است) که از پسرورت ماده ناشی شده است، مطابق رابطه (۴۱) محاسبه می‌شود.

$$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t}\right)_{cell} = -\frac{\bar{r}_{cell}}{L_{cell}} \bar{\rho} \quad (41)$$

در این رابطه $\bar{\rho}$ دانسیته سلول در زمان پسرورت سلول بوده که در واقع همان دانسیته زغال در نظر گرفته می‌شود.

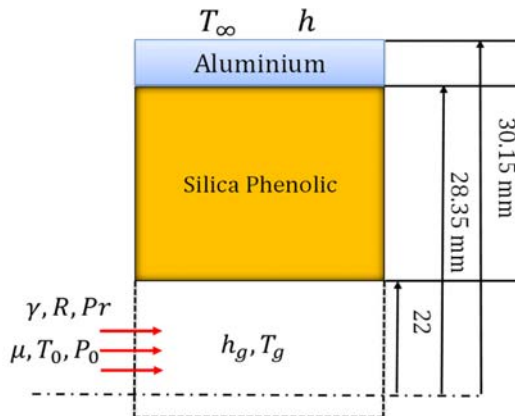
همانطور که قبلاً بیان شد، خواص شامل ماده در حال پیرولیز به صورت تابعی خطی از خواص زغال و ماده دست نخورده در نظر گرفته شده است. تقریب خطی مشابهی برای سلول در حال پسرورت در اینجا هم فرض می‌شود، با این تفاوت که به جای خواص ماده دست نخورده و زغال، به ترتیب خواص زغال و سلول خالی لحاظ می‌شود [۱۳].



شکل ۱۱- طول مورد استفاده جهت محاسبه پسروری در سلول

دیگرام حل کلی معادلات

در شکل (۱۲) می‌توان دیگرام حل کلی معادلات برای بدست آوردن توزیع دما و دیگر خواص را به طور خلاصه مشاهده نمود.



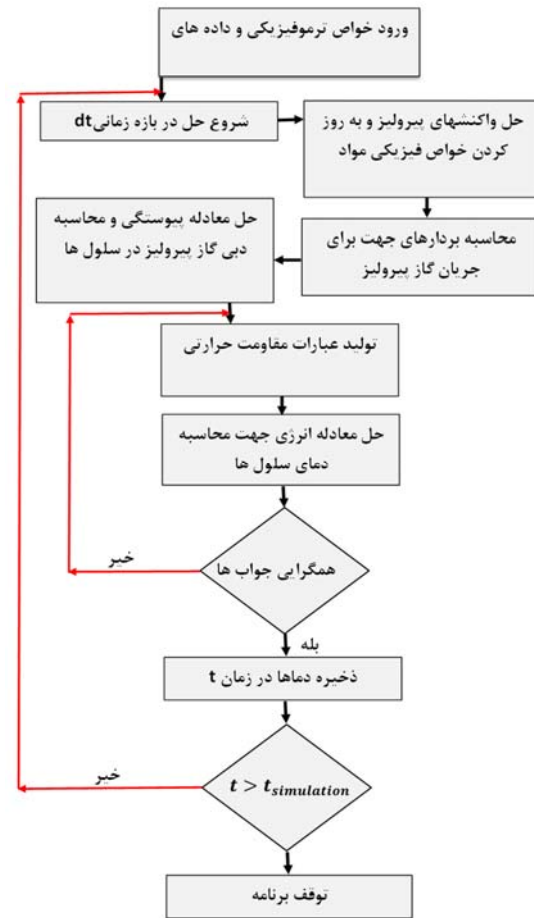
شکل ۱۳- شماتیک هندسه مدل و شرایط مرزی [۱۳]

دمای هوای محیط برابر ۲۸۸/۱۵ کلوین، ضریب انتقال حرارت آزاد برابر ۲۶ وات بر متر مربع درجه کلوین، ضریب تشعشع حرارتی سطح آلومینیوم $\epsilon_{surf} = 0.05$ و سطح فناشونده عایق $\epsilon_{surf} = 0.6$ منظور شده است. همچنین دمای محیط در تماس با سطح فناشونده در بازه زمانی خنک‌شوندگی برابر با ۴۷۳/۱۵ کلوین در نظر گرفته شده است. در بازه زمانی احتراق (۰ تا ۵ ثانیه) یک جریان مادون صوتی از گازهای احتراق جهت محاسبه ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی از گازهای احتراق به سطح عایق فرض شده است. ویژگی‌های گاز احتراقی به همراه فشار و دمای آن در جدول (۲) ذکر شده است.

اما در فاز خنک‌شونده بر اساس هندسه مدل و شرایط حرارتی گازهای احتراقی، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی معادل ۵۰ وات بر متر مربع درجه کلوین بکار برده شده است. همچنین خواص عایق‌های مورد استفاده در این پژوهش در جداول (۳) تا (۶) ذکر شده است.

جدول ۲- خواص گاز حال از احتراق پروپلنت مورد استفاده در محاسبه ضریب انتقال حرارت [۱۳]

Property	Unit	Value
Gas Constant (R)	J/kg.K	313.18
Adiabatic constant (γ)	-	1.1553
Pressure (P0)-times [s]0-4.4	Pa	9.5e6
Pressure (P0)-times [s] 4.4-5	Pa	4.5e6
(T0) Temperature	K	3165.9
Prandtl Number (Pr)	-	0.41
Viscosity (μ)	Ns/m ²	0.76e-4
Radius (Nozzle (r) throat)	m	0.01855



شکل ۱۲- دیاگرام حل معادلات حاکم بر عایق فناشونده

اعتبار سنجی نتایج

مدل مزکور شامل سلیکافنولیک به عنوان عایق فناشونده و آلومینیوم به عنوان بدنه می‌باشد. در جهت شعاعی این لایه‌ها به ترتیب دارای ضخامت ۶/۳۵ و ۱/۸ میلی‌متر هستند. فرض شده است که سمت چپ و راست مدل عایق بوده و انتقال حرارتی ندارند. مدل ابتدا در معرض گرمایش به مدت ۵ ثانیه از سمت عایق قرار گرفته و سپس به مدت ۵۵ ثانیه خنک می‌شود (فاز خاموشی موتور). شرایط مرزی فرض شده در این مدل به این صورت است که مدل در ابتدا دارای دمای یکنواخت ۲۹۹،۱۵ درجه کلوین است. شرایط مرزی در سطح خارجی آلومینیوم به صورت کانوکشن آزاد و تشعشع حرارتی به هوای اطراف است. شرایط مرزی در بخش در تماس با گازهای احتراق به سبب متحرک بودن مرز پیچیده‌تر است [۶]. مدل ارائه شده توسط رایز یک مدل تک بعدی انتقال حرارت در جهت شعاعی است که شماتیک آن در شکل (۱۳) ملاحظه می‌شود. این مدل به عنوان یک برش محوری از یک استوانه طویل که مشابه لوله احتراق یک موتور راکت است، در نظر گرفته شده است [۶].

	Volume fraction	Pyrolysis Temperature(K)
رزین A	0.442	333
رزین B	0.442	550
تقویت کننده	0.578	-
Tablation(K)	2473	

با در نظر گرفتن خواص عایق مورد نظر، ابتدا به بررسی نتایج حاصل از محاسبه ضریب انتقال حرارت به سه روش بیان شده می‌پردازیم. با در نظر گرفتن جدول (۲) و محاسبه ضریب انتقال حرارت با استفاده از روش بارتز، در نظر گرفتن عدد استانتون و همچنین روش ارائه شده توسط آدمی نتایج برای زمان ۰.۱ ثانیه به صورت جدول (۷) ارائه شده است.

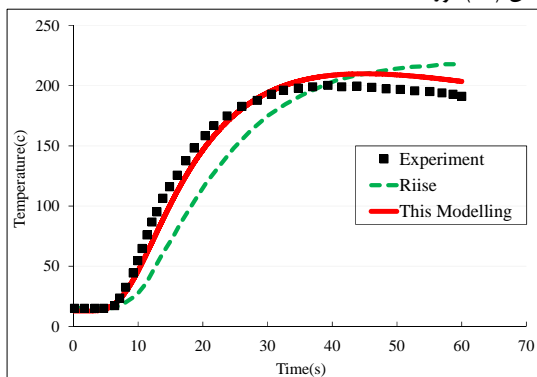
جدول ۷- مقایسه مقادیر ضریب انتقال حرارت بر اساس سه روش انجام شده

$$(h_g [\frac{W}{m^2 K}])$$

$h_{g Stanton} [\frac{W}{m^2 K}]$	$h_{g Bartz} [\frac{W}{m^2 K}]$	$h_{g Adami} [\frac{W}{m^2 K}]$
۱۳۶۵۳	۱۳۹۸۳	۱۳۰۵۹

همانطور که مشاهده می‌شود نتایج دو روش بارتز و استانتون تقریباً نزدیک به هم بدست آمده است از آنجاییکه هدف این پژوهش مقایسه نتایج پژوهش انجام شده با مرجع [۱۳] می‌باشد. در این مرجع از روش بارتز برای بدست آوردن ضریب انتقال حرارت استفاده شده است در اینجا نیز از روش بارتز استفاده شده است.

در ابتدا جهت اعتبار سنجی برنامه نوشته شده، نتایج بدست آمده را با آزمایشات تجربی و شبیه‌سازی راینز مقایسه می‌کنیم. که نتایج در شکل (۱۴) آورده شده است.



شکل ۱۳- تاریخچه دمای پشت در عایق سلیکا-فنولیک و مقایسه با نتایج تجربی و مدل‌سازی راینز [۱۳]

جدول ۳- خواص ترموفیزیکی و تجزیه حرارتی عایق کربن فنولیک [۲۳].

Property	Unit	Value
Temperature	K	-
Cpv (Virgine)	J/kg.K	1249
Cpr (Residue)	J/kg.K	1987
Kv (Virgine)	W/m.K	0.76
Kr (Residue)	W/m.K	2.407
ρ_v (Virgine)	Kg/m ³	1340
ρ_r (Residue)	Kg/m ³	1019
A	1/s	9.9e6
n	-	1
E/R	K	2.3e4
Resin Vol Fraction	-	0.52
Tpyrolysis	K	550
Tablation	K	1700
ΔH_{pyr}	J/kg	7.5e6
Cp-gas	J/kg.K	1300

جدول ۴- خواص ترموفیزیکی و تجزیه حرارتی عایق ایده‌آل [۲۴].

Property	Unit	Value
Temperature	K	-
Cpv (Virgine)	J/kg.K	1500
Cpr (Residue)	J/kg.K	2200
Kv (Virgine)	W/m.K	0.1
Kr (Residue)	W/m.K	1
ρ_v (Virgine)	Kg/m ³	1500
ρ_r (Residue)	Kg/m ³	900
A	1/s	5e7
n	-	1
E/R	K	2.3e4
Resin Vol Fraction	-	0.52
Tpyrolysis	K	550
Tablation	K	1500
ΔH_{pyr}	J/kg	1e7
Cp-gas	J/kg.K	1500

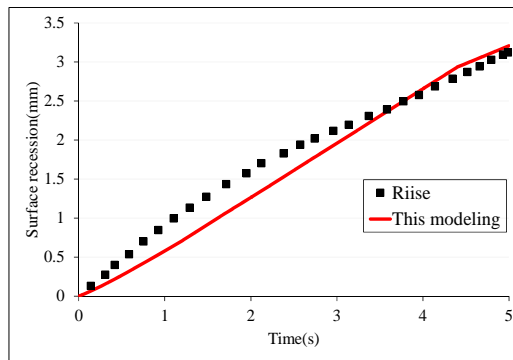
جدول ۵- پارامترهای سینتیکی مربوط به تجزیه گرمایی سلیکافنولیک [۱۳]

	E(j/kmol)	A(1/s)	n
رزین A	71.14e6	1.4e4	
رزین B	169.98e6	9.75e8	
تقویت کننده	-	-	-

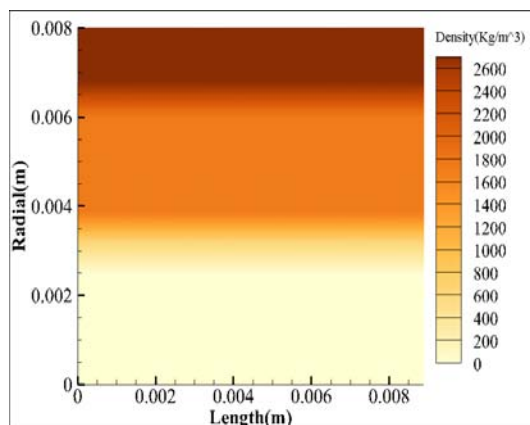
جدول ۶- ویژگی‌های اجزای تشکیل دهنده در عایق سلیکافنولیک [۱۳]

	ρ_v (Virgine) (kg/m ³)	ρ_r (Virgine) (kg/m ³)
رزین A	325.015	0.0
رزین B	973.926	518.998
تقویت کننده	2066.380	2066.380

از گره‌ها جریان می‌یابند. بنابراین معادله دیفرانسیل انرژی نیازمند تغییر به یک سیستم مختصات متحرک است تا یک مدل مناسب جهت حل معادلات دیفرانسیل را بتواند ارائه کند [۲۵]. مدلی که در این پژوهش به کار گرفته شده است، به این صورت است که سطح متحرک با سلول‌های خالی جایگزین می‌شوند یعنی سلول‌هایی که از بین می‌روند مقدار ضریب هدایت حرارتی بسیار بالا و گرمای ویژه بسیار پایینی دارند، به طوری که سلول‌های خالی با دمای سطح هم‌دمای شوند به این صورت حرارت مستقیماً به سلول‌های پشتی انتقال پیدا می‌کند. مزیت این روش نسبت به روش‌های دیگر سادگی حل و کاهش خطای ناشی از محاسبات می‌باشد. در شکل (۱۵) توزیع چگالی درون مدل مورد نظر ارائه شده است، مشاهده می‌کنیم که تقریباً تا طول ۳٫۱ میلی‌متر تمامی سلول‌ها از بین رفته است. و چگالی این سلول‌ها که سلول خالی می‌باشند نزدیک به صفر بدست آمده است. و قسمت‌های دیگر عایق شامل سلول دست نخورده و زغال می‌باشند. همچنین در شکل (۱۶) توزیع دما درون سلول‌ها را مشاهده می‌کنیم که سلول‌های خالی به دمای سطح که در اینجا ۲۴۷۳ کلوین می‌باشد، رسیده است که این موضوع نیز نشان دهنده صحت مدل استفاده شده می‌باشد.



شکل ۱۴ - مقایسه نرخ عقب رفت مدل ارائه شده با آزمایش تجربی رایز [۱۳]

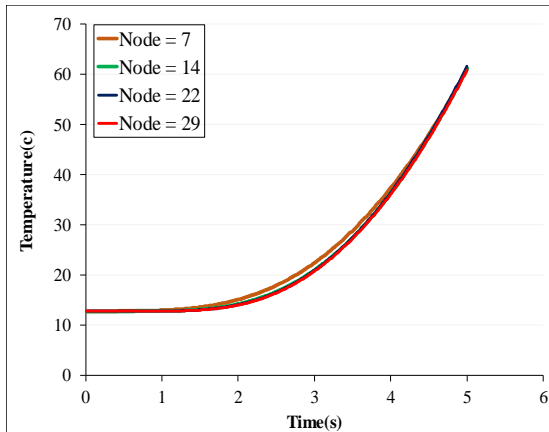


شکل ۱۵ - توزیع چگالی در عایق سلیکا فنولیک با پیرولیز و پسروری در مدت زمان احتراق (۵ ثانیه)

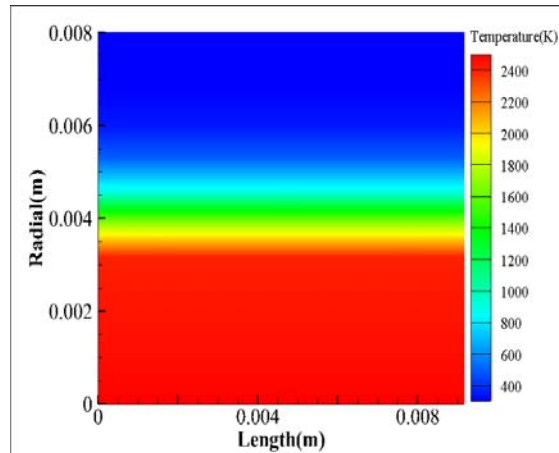
همانطور که در شکل (۱۴) مشاهده می‌شود، شبیه‌سازی انجام شده روند کلی تغییرات دما را مطابق با نتایج تجربی پیش‌بینی می‌کند. با مقایسه نتایج بدست آمده می‌توان مشاهده نمود که مدل‌سازی انجام شده در این تحقیق نسبت به مدل ارائه شده توسط رایز از دقت بالاتری برخوردار است که این دقت می‌تواند به علت روش‌های عددی به کار برده شده در این تحقیق اعم از: حل معادلات انرژی و پیوستگی در حالت دو بعدی، استفاده از روش رانگ-کوتا در حل معادله واکنش تجزیه (در مدل رایز از روش اولر استفاده شده است) و بدست آوردن استقلال حل از شبکه که باعث افزایش دقت نتایج نسبت به مدل رایز شده است.

اما یکی دیگر از عوامل بسیار مهم و تعیین کننده در بهبود عملکرد یک عایق، میزان پسروری سطح آن در شرایط عملیاتی می‌باشد. اهمیت این موضوع به ویژه در قسمت‌هایی از سازه مانند گلوگاه نازل، که عدم تغییر ابعاد در مدت زمان عملکرد ضرورت دارد، نمود بیشتری پیدا می‌کند. با استفاده از مدل ارائه شده در تحقیق میزان پسروری سطح عایق بدست آمده است همانطور که در شکل (۱۴) مشاهده می‌کنیم نتایج بدست آمده تطابق بسیار خوبی با نتایج تجربی دارد. مشاهده می‌کنیم که در مدت زمان احتراق سطح عایق تقریباً حدود ۳٫۱ میلی‌متر پسروری کرده است. شایان ذکر است که علت شکستگی کمی که در ثانیه ۴٫۵ وجود دارد این است که در این زمان فشار از ۹۵ بار به ۴۵ بار کاهش پیدا می‌کند و به طبع میزان ضریب انتقال حرارت نیز کاهش می‌یابد بنابراین نمودار در این نقطه دچار تغییر می‌شود زیرا طبق رابطه (۲۶) که نرخ زغال کنده شده محاسبه می‌شود، به میزان ضریب انتقال حرارت وابسته است. بنابراین طبیعی است که رفتار نمودار در این ناحیه دچار تغییر شده است.

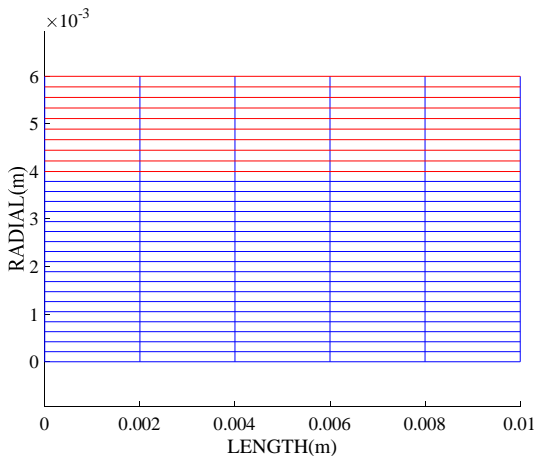
به‌طور کلی تاکنون روش‌های متعددی برای شبیه‌سازی پسروری در عایق‌های فناشونده به کار گرفته شده است. به عنوان مثال، در یک روش به گره‌های سطحی اجازه حرکت داده می‌شود، در حالی که گره‌های داخلی ثابت نگه داشته می‌شود و گره‌های سطحی زمانی که به نزدیکی گره‌های داخلی هم‌سایه می‌رسند حذف می‌شوند. یکی دیگر از رویکردهای یک‌بعدی، که تحت عنوان Landau transformation شناخته می‌شود، مختصات فضایی را به ضخامت دامنه انتقال می‌دهد، به طوری که مختصات انتقال یافته بین صفر و یک باقی می‌ماند. رویکرد دیگر از مفهوم اتصال یک شبکه به سطح فناشونده استفاده می‌کند، به طوری که nodal network به سطح پسروری گره زده می‌شود. رویکرد بعدی شامل انتقال معادلات دیفرانسیل انرژی به یک مختصات متحرک می‌باشد. اما سبب پیچیدگی معادلات دیفرانسیل مدل‌سازی می‌شود. مرتب کردن گره‌ها از سطح جلویی، اغلب منجر به نوسانات نامطلوب می‌شود. بنابراین مناسب است که فرمول‌بندی دیفرانسیلی بر یک Nodal Network فیکس شده بر سطح گرم شده بنا کرد. از آنجا که سطح به عقب پسروری می‌کند، به نظر می‌رسد مواد به داخل و خارج



شکل ۱۷- بررسی استقلال حل از شبکه در عایق سیلیکافنولیک



شکل ۱۶- توزیع دما در عایق سلیکا فنولیک با پیرولیز و پسروی در مدت زمان احتراق (۵ ثانیه)



شکل ۱۸- شبکه بندی برای ضخامت ۴ میلی متر عایق و ۲ میلی متر بدنه آلومینیومی (۲۹ گره در راستای شعاعی)

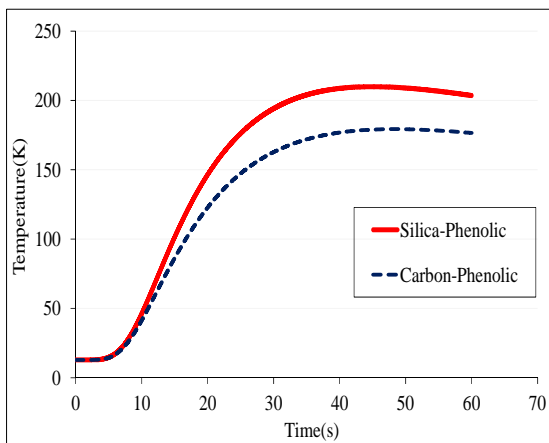
بررسی استقلال حل از شبکه

برای بررسی استقلال حل از شبکه تعداد گره‌ها در راستای شعاعی را در نظر می‌گیریم. تمامی شرایط همان جدول (۲) و سیلیکافنولیک به عنوان عایق می‌باشد. همچنین ضخامت عایق مورد نظر در اینجا ۴ میلی متر و ضخامت آلومینیوم ۲ میلی متر در نظر گرفته شده است. با توجه به نمودار شکل (۱۷) مشاهده می‌شود که تقریباً بعد از در نظر گرفتن ۱۴ گره حل از تعداد شبکه مستقل می‌شود و نتایج تقریباً مشابه می‌شود.

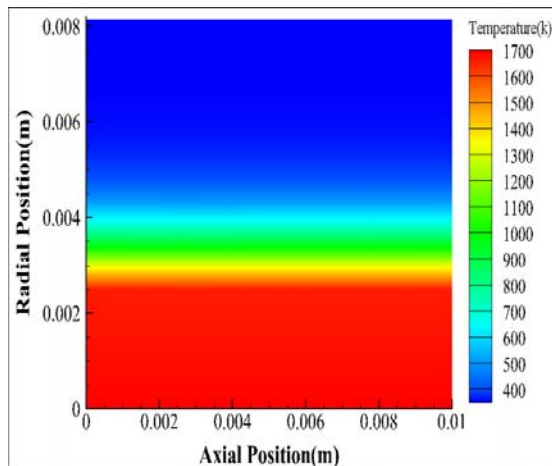
نوع شبکه بندی آلومینیوم و عایق مورد نظر در شکل (۱۸) نشان داده شده است. (خطوط قرمز بدنه فلزی، خطوط آبی عایق سیلیکافنولیک)

مقایسه عایق کربن فنولیک و سلیکا فنولیک

در این بخش کربن فنولیک به عنوان عایق فناشونده و آلومینیوم به عنوان بدنه مورد نظر قرار گرفته است. نکته قابل توجه در این شبیه‌سازی، ثابت فرض شدن خواص ترمودینامیکی لایه‌ها مانند ظرفیت حرارتی ویژه، ضریب هدایت گرمایی و گرماهای تجزیه و فناشوندگی در مدل‌سازی بر اساس داده‌های مرجع مربوطه می‌باشد. در این شبیه‌سازی نیز فرض تعادل حرارتی میان زغال و گاز پیرولیز لحاظ شده است. کسر رزین به کار برده شده در عایق ۰/۴۸ می‌باشد. شرایط مرزی و اولیه در نظر گرفته شده دقیقاً مشابه فرضیات به کار برده شده در عایق سلیکا فنولیک است. شکل (۱۹) مقایسه‌ای بین این دو عایق انجام شده است.



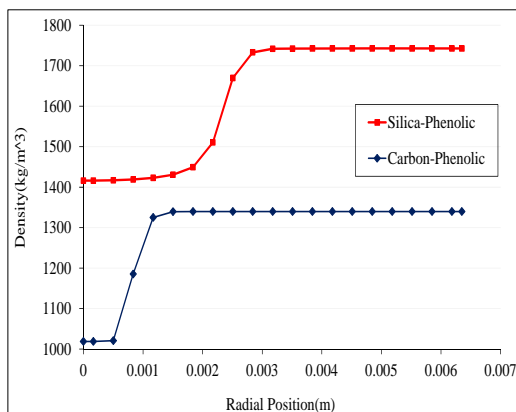
شکل ۱۹- مقایسه تاریخچه دمایی پشت در عایق سلیکا-فنولیک و کربن فنولیک



شکل ۲۲- کانتور دما در مدت زمان احتراق ۵ ثانیه در عایق کربن فنولیک با در نظر گرفتن میزان پسروی

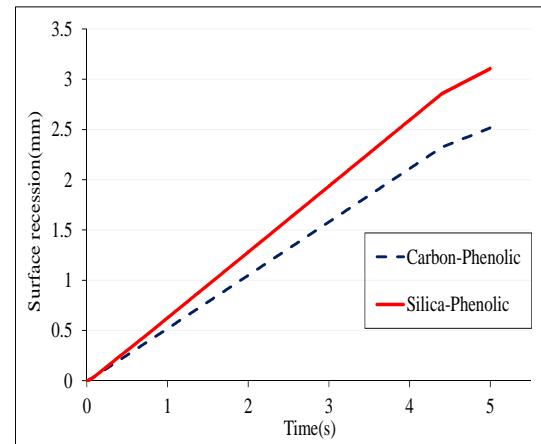
در ادامه از اثرات پسروی سطح صرف نظر شده است یعنی در معادلات مربوطه اثر پسروی سطح در نظر گرفته نشده است تا بتوان تغییرات چگالی و دما را در این حالت نیز مشاهده نمود. در شکل (۲۳) مقایسه‌ای بین توزیع چگالی در این دو عایق بدون در نظر گرفتن اثرات پسروی سطح عایق نشان داده شده است، همانطور که مشخص است عایق کربن فنولیک تحت شرایط کاملاً یکسان نسبت به سیلیکافنولیک مقدار کمتری از عایق به زغال تبدیل شده است، بنابراین انتقال حرارت دیرتر به ناحیه پشتی عایق می‌رسد و سطح ناحیه پیرولیز سیلیکافنولیک سریع‌تر به سمت عقب پسرفت کرده است.

در شکل (۲۴) توزیع دما درون نمونه عایق در راستای شعاعی بدون در نظر گرفتن اثرات پسروی در مدت زمان ۵ ثانیه نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود با توجه به اینکه دمای ثابت فناشوندگی در عایق کربن فنولیک مقدار کمتری دارد توزیع دما در راستای شعاعی مقادیر کمتری نسبت به سیلیکافنولیک دارد.



شکل ۲۳- توزیع چگالی در مدت زمان ۵ ثانیه (زمان احتراق) در عایق سیلیکا فنولیک و کربن فنولیک در راستای شعاعی

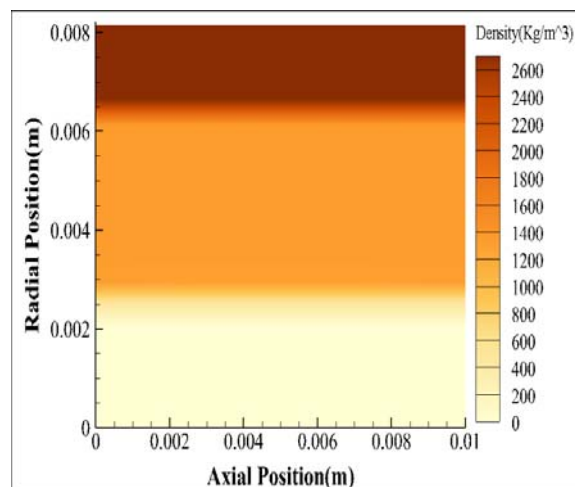
همان‌طور که ملاحظه می‌شود بر اساس نتایج شبیه‌سازی در مدت زمان ۶۰ ثانیه در شرایط کاملاً یکسان، سطح پشتی عایق کربن فنولیک در مقایسه با عایق سیلیکافنولیک دمای کمتری را تجربه کرده است.



شکل ۲۴- مقایسه میزان پسروی دو عایق کربن فنولیک و سیلیکافنولیک

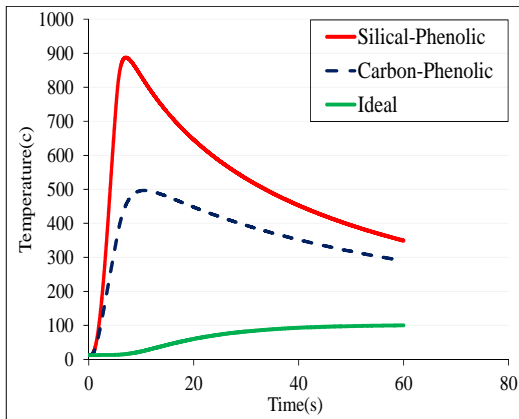
همچنین با توجه به شکل (۲۰) مشاهده می‌کنیم که کربن- فنولیک میزان پسروی کمتری نسبت به عایق سیلیکافنولیک داشته است، زیرا کربن فنولیک گرمای فناشوندگی بیشتری نسبت به سیلیکافنولیک دارد، بنابراین طبق رابطه (۲۶) می‌توان نتیجه گرفت که هر چه میزان گرمای فناشوندگی (h_{abl}) بیشتر باشد نرخ زغال کنده شده از روی سطح کمتر خواهد بود و در نهایت میزان پسروی عایق کمتر خواهد شد.

همچنین کانتور چگالی و دما در مدت زمان احتراق برای عایق کربن فنولیک در شکل‌های (۲۱) و (۲۲) نشان داده شده است.

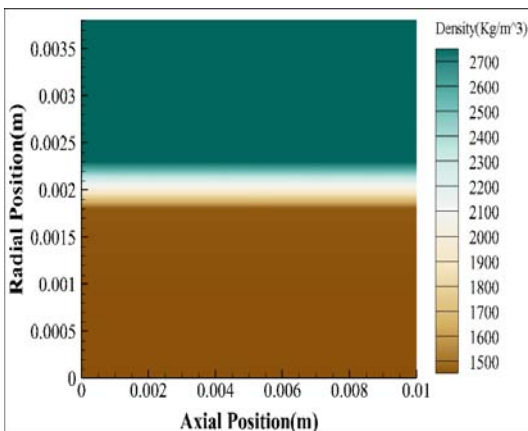


شکل ۲۴- توزیع چگالی در مدت زمان احتراق ۵ ثانیه در عایق کربن فنولیک با در نظر گرفتن پسروی عایق

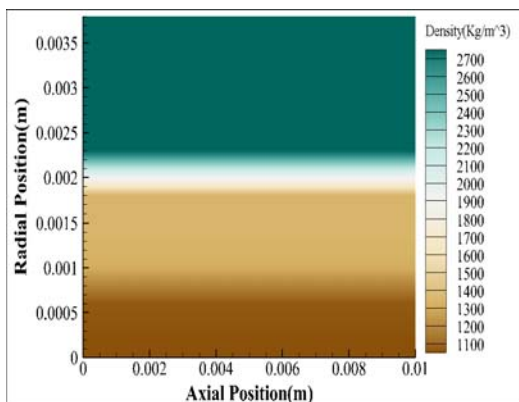
نسبت به نمودارهای قبل ضخامت عایق‌هاست که ۲ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. همچنین کانتور چگالی و نمودار چگالی در عایق و بدنه، و مقایسه چگالی عایق در مدت زمان ۶۰ ثانیه در هر سه مورد نیز رسم شده است که در شکل‌های (۲۶) تا (۲۸) نشان داده شده است.



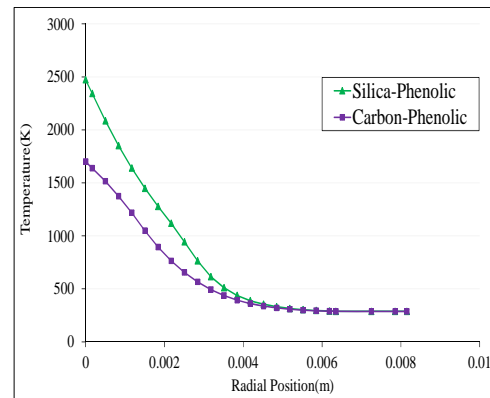
شکل ۲۴- مقایسه تاریخچه دمای پشت در سه عایق سلیکا-فنولیک، کربن فنولیک و عایق ایده آل در ضخامت ۲ میلی‌متر



شکل ۲۵- کانتور چگالی در عایق سلیکافنولیک و بدنه در مدت زمان ۶۰ ثانیه



شکل ۲۶- کانتور چگالی عایق کربن فنولیک و بدنه در مدت زمان ۶۰ ثانیه

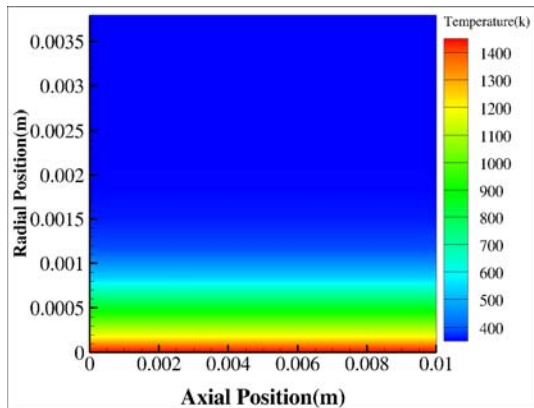


شکل ۲۴- توزیع دما در مدت زمان ۵ ثانیه (زمان احتراق) در عایق سلیکا فنولیک و کربن فنولیک در راستای شعاعی

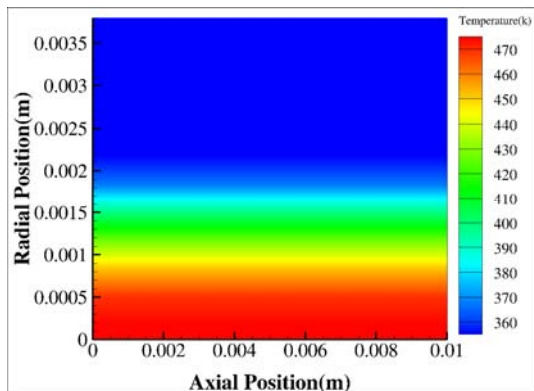
به طور کلی جهت مقایسه عملکرد انواع عایق‌ها نیاز به یک معیار مناسب می‌باشد. این معیار غالباً بر مبنای محدود کردن دما در سطح تعریف می‌شود. به عبارت دیگر حداقل ضخامت لازم برای ثابت نگه داشتن دمای یک نقطه تعیین شده از عایق در یک دمای معین در پایان دوره حرارت‌دهی بیان می‌شود. ضخامت عایق مهمترین پارامتر طراحی در انتخاب عایق بوده و به عنوان فاکتور محدودکننده در طراحی می‌باشد. بر همین اساس در مقایسه عملکرد انواع عایق‌ها، در یک ضخامت مشخص، عایقی عملکرد و بازده بهتری در ممانعت از انتقال حرارت دارد که تحت شرایط یکسان عملیاتی و نیز در زمان برابر، سطح خارجی عایق دمای کمتری را تجربه کند. بدیهی است رفتار حرارتی یک عایق به شدت وابسته به شرایط عملیاتی همچون دمای گازهای داغ احتراقی، زمان حرارت‌دهی، فشار محفظه، ضخامت عایق، خواص فیزیکی مخلوط گاز احتراق، نوع عایق و از طرفی مدت زمان عملکرد عایق می‌باشد. بنابراین مقایسه عملکرد عایق‌های حرارتی در یک حالت کلی امکان‌پذیر نبوده و فقط با تعیین شرایط عملیاتی مذکور و سپس محاسبه دما در سطح خارجی عایق، می‌توان بهترین عایق را تحت هر شرایط خاص انتخاب نمود. لذا در این تحقیق چندین نمونه از این شرایط مانند: نوع عایق، ضخامت عایق و مدت زمان احتراق مورد بررسی قرار گرفته و یک عایق ایده‌آل نسبت به دو عایق دیگر معرفی شده است که این عایق تحت شرایط عملیاتی یکسان عملکرد بهتری نسبت به دو نوع دیگر داشته است. همچنین در ادامه عایق کربن‌اپوکسی در تست تجربی در محفظه مورد بررسی قرار گرفته است، هدف از بیان این تست این است که نشان داده شود عایق طراحی شده در تست‌های مورد نظر یک عایق مناسب و نزدیک به عایق ایده‌آل معرفی شده می‌باشد و یک عایق مناسب جهت استفاده در راکت‌های سوخت جامد می‌باشد.

به عنوان مثال در شکل (۲۵) سه نوع عایق در نظر گرفته شده تحت شرایط عملیاتی یکسان مطابق جدول (۲) می‌باشند و تنها تفاوت در اینجا

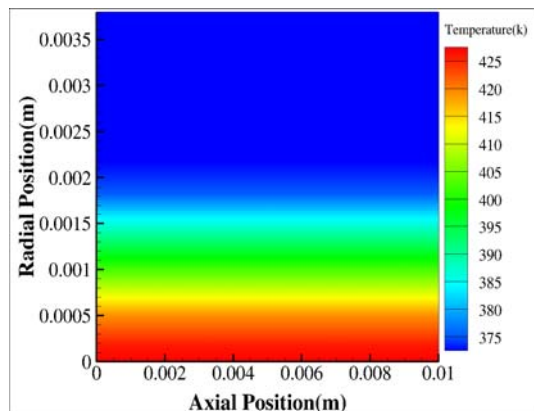
برسد و در نهایت در مدت زمان ۶۰ ثانیه عایق و بدنه شروع به سرد شدن می‌کند و دمای آن کاهش پیدا می‌کند. بنابراین می‌توان مشاهده نمود که تحت شرایط کاملاً یکسان می‌توان عایقی طراحی نمود که با توجه به ضخامت آن کمترین میزان دما در سطح خارجی خود را تجربه کند. بنابراین در ادامه به بررسی اثراتی چون ضخامت عایق و مدت زمان عملکرد موتور می‌پردازیم.



Time=5(S)

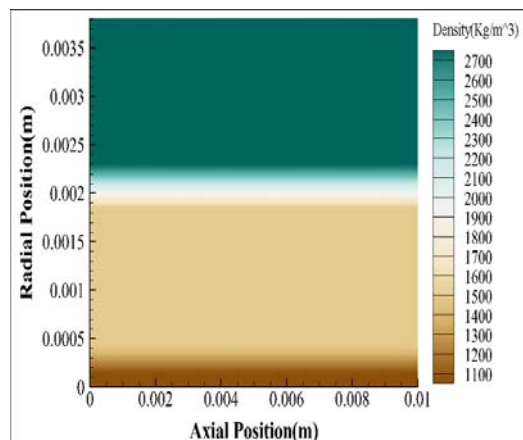


Time=30(S)

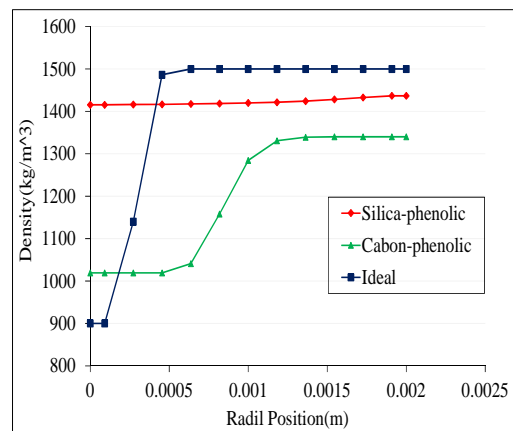


Time=60(S)

شکل ۳۰- کانتور دما در مدت زمان ۶۰ ثانیه در عایق ایده‌آل



شکل ۲۸- کانتور چگالی عایق ایده‌آل و بدنه در مدت زمان ۶۰ ثانیه

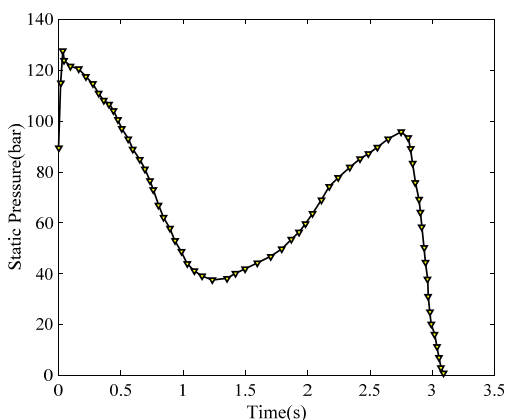


شکل ۲۹- توزیع چگالی در راستای شعاعی در سه دعایق بعد از ۶۰ ثانیه

با مقایسه دمای پشت هر سه عایق در شکل (۲۵) مشاهده می‌کنیم که عایق‌های سیلیکا فنولیک و کربن فنولیک تحت این شرایط عملیاتی عملکرد مناسبی در این ضخامت ندارند، چنانچه در شکل (۲۶) مشاهده می‌شود در این ضخامت تقریباً تمام عایق سیلیکا فنولیک به زغال تبدیل شده است و عایق عملکرد خود را از دست داده است، عایق کربن فنولیک عملکرد بهتری نسبت به سیلیکا فنولیک داشته و مقدار کمتری از عایق به زغال تبدیل شده است اما باز هم مقدار دمای پشت عایق افزایش قابل توجهی دارد و نمی‌تواند عایق مناسبی در این ضخامت باشد. اما می‌توان گفت که عایق ایده‌آل عملکرد بسیار مناسب‌تری نسبت به دو عایق دیگر داشته و مقدار بسیار کمی از این عایق به زغال تبدیل شده است، در شکل (۳۰) می‌توان کانتور توزیع دما را در مدت زمان ۵ ثانیه، ۳۰ و ۶۰ ثانیه در عایق ایده‌آل را مشاهده نمود. همانطور که در شکل (۳۰) مشخص است ابتدا در زمان احتراق دما افزایش پیدا می‌کند تا به دمای فناشوندگی عایق ایده‌آل

آزمون عملکرد حرارتی عایق کربن-اپوکسی در محفظه احتراق در تست تجربی انجام شده

در این بخش به بررسی نتایج حاصل از تست تجربی انجام شده در محفظه احتراق یک موتور سوخت جامد می‌پردازیم. این تست در یکی از معتبرترین صنایع سازمان هوافضا در داخل کشور توسط نویسندگان انجام شده است. عایق مورد استفاده در این تست عایق کربن اپوکسی و آلومینیوم به عنوان بدنه می‌باشد. رزین اپوکسی به دلیل داشتن ویسکوزیته مناسب آغشته‌پذیری را به خوبی امکان-پذیر می‌کند، و پس از پخت در دمای محیط خواص مکانیکی مناسبی از خود نشان می‌دهد. همچنین استفاده از این نوع رزین چسبندگی لازم به سطوح بدنه را فراهم می‌نماید. این رزین مشکلات رزین فنولیک را ندارد و با تدابیری می‌تواند جایگزین خوبی برای آن باشد. اپوکسی معمولاً با الیاف و پرکننده‌های مختلف همراه می‌گردد. پرکننده مورد استفاده در اپوکسی یا باید خنثی باشد یا به مقدار جزئی بازی بوده، با رزین و عامل پخت واکنش ندهد. مثلاً اگر میکا در مقادیر زیاد به همراه رزین اپوکسی از نوع DGEBA مورد استفاده قرار گیرد، در دمای بالا بین آنها واکنش نامطلوبی انجام می‌شود (خصوصاً اگر پخت آن انیدریدی باشد). آزمون نیز گاهی واکنش نامطلوب با سیستم اپوکسی - عامل پخت می‌دهد. گرین مورد استفاده در این تست از نوع گرین-های درون‌سوز بوده، نمودار فشار-زمان بدست آمده از تست تجربی در شکل (۳۳) نشان داده شده است.

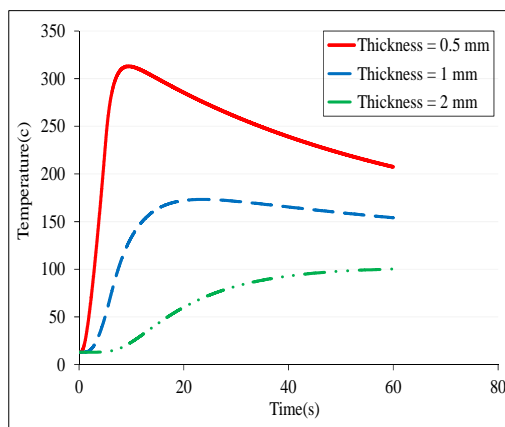


شکل ۳۳- نمودار فشار-زمان تست تجربی انجام شده

همچنین توزیع عدد ماخ درون محفظه موتور نیز از یک کد بالستیک داخلی بدست آمده است. بنابراین با داشتن توزیع فشار و توزیع عدد ماخ و سایر پارامترهای مورد نیاز ضریب انتقال حرارت در هر لحظه درون لوله موتور می‌تواند با استفاده از رابطه (۲۹) بدست آید.

اثرات ضخامت عایق

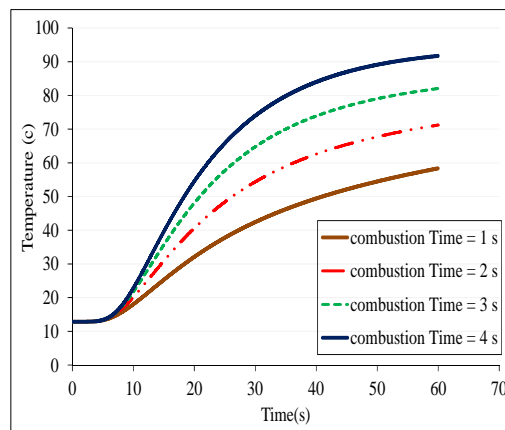
به عنوان مثال در شکل (۳۱) اثرات ضخامت در عایق ایده‌آل بررسی شده است. با توجه به شکل (۳۱) مشاهده می‌کنیم که ضخامت عایق تأثیر قابل ملاحظه‌ای در توزیع دمای پشت عایق دارد. هر چه ضخامت عایق کمتر باشد، شار حرارتی بیشتری در مدت زمان معلوم به درون عایق نفوذ کرده بنابراین شیب افزایش دما با کاهش ضخامت عایق در مدت زمان احتراق افزایش می‌یابد.



شکل ۳۱- مقایسه تاریخچه دمای پشت در عایق ایده‌آل، در ضخامت‌های ۰.۵، ۱ و ۲ میلی‌متر

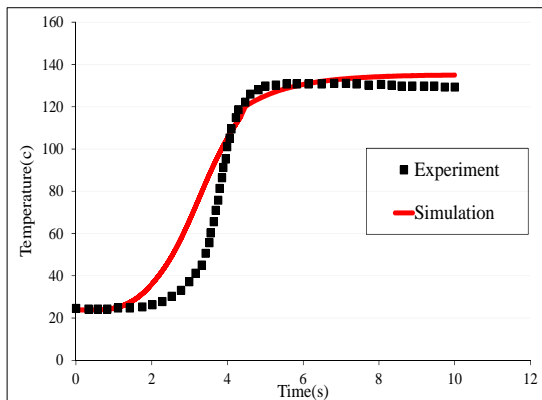
اثرات مدت زمان فاز احتراق

در شکل (۳۲) اثرات مدت زمان احتراق نشان داده شده است. لازم به ذکر است که تمامی شرایط به جز فشار و مدت زمان احتراق مشابه جدول (۲) می‌باشد (فشار ۹۵ بار در نظر گرفته شده است). همانطور که مشاهده می‌کنیم با افزایش مدت زمان احتراق افزایش بیشتری در دمای پشت عایق مشاهده می‌کنیم.



شکل ۳۲- مقایسه تاریخچه دمای پشت در عایق ایده‌آل، در ضخامت ۲ میلی‌متر در مدت‌زمان متفاوت فاز احتراق

از آنجاکه ترموکوپل تنها در قسمت بدنه موتور قرار گرفته است، بنابراین شبیه‌سازی انجام شده بر روی محفظه موتور تمرکز دارد و این تست به صورت استاتیکی انجام شده است و موتور مورد نظر در دمای محیط قرار داشته است. بنابراین با نصب ترموکوپل در پشت بدنه آلومینیومی موتور در مدت زمان احتراق و فاز خاموشی موتور دمای پشت بدنه آلومینیومی به صورت تابعی از زمان در مدت زمان ۱۰ ثانیه ثبت و در رایانه ذخیره شده است. در شکل (۳۵) می‌توان تاریخچه دما در تست تجربی و شبیه‌سازی انجام شده را مشاهده نمود.



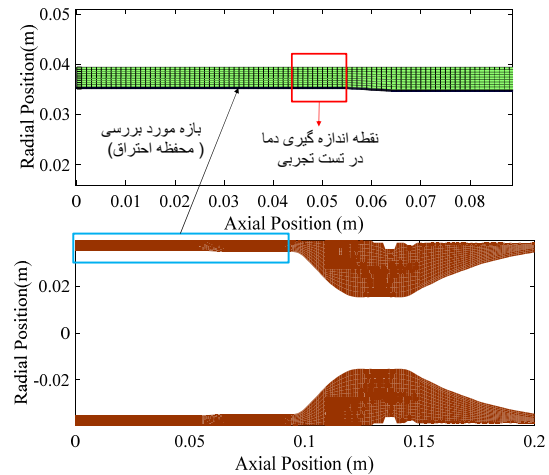
شکل ۳۵- تاریخچه دمای پشت آلومینیوم محفظه احتراق در تست تجربی و مقایسه با نتایج شبیه‌سازی انجام شده

همانطور که مشاهده می‌کنیم این عایق یک عایق بسیار مناسب می‌باشد زیرا تا زمان حدود ۲ ثانیه تقریباً تغییری در دمای پشت عایق ایجاد نشده است و همچنین در مدت زمان ۱۰ ثانیه با اینکه عایق ضخامت کمی دارد اما عملکرد بسیار مناسبی داشته است. لازم به ذکر است که در شبیه‌سازی انجام شده فرضیاتی لحاظ شده است که اعمال آن‌ها این فرضیات می‌تواند منجر به خطا شود و اختلاف مشاهده شده در دو نمودار تجربی و شبیه‌سازی می‌تواند ناشی از این فرضیات باشد، از جمله این خطاها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد.

- مقادیر خواص حرارتی به کار برده شده به صورت ثابت وارد شده است در حالی که خواص حرارتی تابعی از دما هستند.
- شرایط مرزی محدود به کار برده شده است.
- فرضیات استفاده شده برای تخمین میزان پسروری عایق مورد نظر در دسترس نبودن اطلاعاتی مانند، دمای فناشوندگی، تخمین ناکافی برای ظرفیت حرارتی گاز پیرولیز
- تخمین دمای فاز خنک‌کاری موتور در حدود ۴۷۳ کلوین که می‌تواند مقادیری کمتر یا بیشتر از این مقدار داشته باشد.

در نهایت در شکل (۳۶) الگوریتم شبیه‌سازی کلی جهت تعیین ضخامت عایق بیان شده است. با توجه به موارد بالا می‌توان اختلاف ایجاد شده بین شبیه‌سازی و تست تجربی انجام شده را منطقی دانست.

در این بررسی ضخامت عایق کربن اپوکسی ۴۰۰ میکرون و ضخامت آلومینیوم به عنوان بدنه ۴ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. مدت زمان فاز احتراق ۳,۰۸ ثانیه و از ۳,۰۸ تا ۱۰ ثانیه فاز خنک‌کاری (موتور خاموش) می‌باشد. نقطه اندازه‌گیری دما در پشت آلومینیوم و مش‌بندی بدنه و عایق در شکل (۳۴) نشان داده شده است.

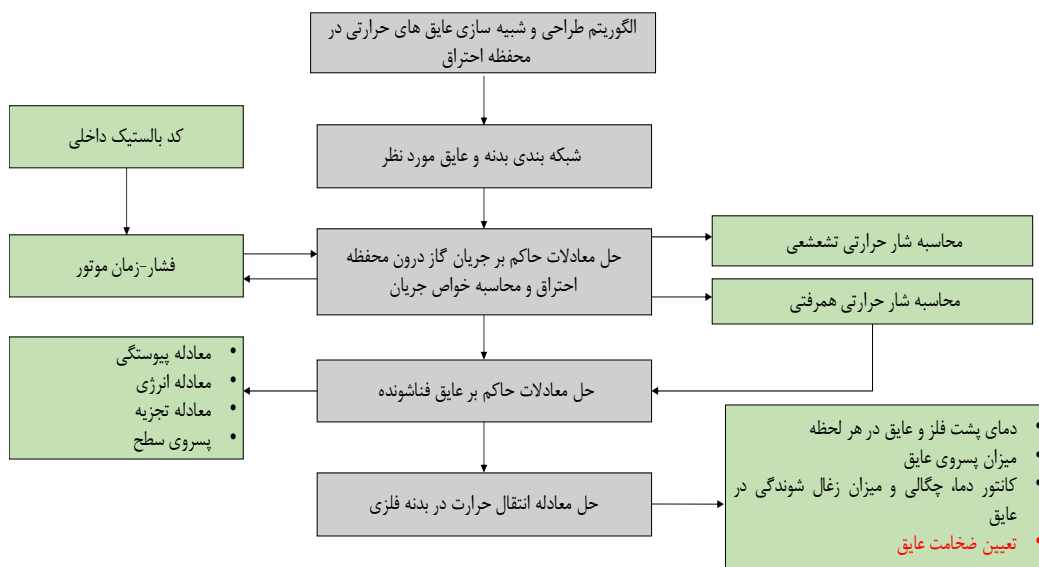


شکل ۳۴- محفظه احتراق و نازل همگرا- واگرا و نقطه اندازه‌گیری دما و مش بندی دیواره موتور و عایق کربن اپوکسی

طول ناحیه‌ای از موتور مورد بررسی در شکل (۳۴) نشان داده شده است، از آنجاییکه در این تست ناحیه گلوگاه نازل گرفتاری بوده است و عایق تنها در قسمت بدنه محفظه احتراق مورد استفاده قرار گرفته است، کدنویسی نیز تنها برای ناحیه بدنه موتور نوشته شده است یعنی تمامی فرضیات و خواص در نظر گرفته شده همچنین ضریب انتقال حرارت تنها برای ناحیه‌ای از موتور محاسبه شده است و در اینجا نازل همگرا-واگرا در برنامه نوشته شده اعمال نشده است زیرا نازل همگرا-واگرا در اینجا بدون عایق بوده و گلوگاه نازل نیز گرفتاری بوده که یک ماده با سایش بسیار کم می‌باشد و حل این مسئله خود کار متفاوت از پژوهش حال حاضر می‌باشد. خواص گاز حاصل از احتراق سوخت در جدول (۸) نشان داده شده است.

جدول ۸- خواص گاز حال از احتراق پروپلنت مورد استفاده در محاسبه ضریب انتقال حرارت

Property	Unit	Value
Gas Constant(R)	J/kg.K	348
Adiabatic constant(γ)	-	1.233
Temperature(T0)	K	2378
molecular weight	kg/kmol	22



شکل ۳۷- الگوریتم کلی طراحی و شبیه‌سازی عایق‌های فناشوند

هر چه زمان عملکرد موتور بیشتر باشد افزایش دمای بیشتری را در پشت عایق می‌توان مشاهده نمود. بنابراین زمان عملکرد عایق حرارتی حتما باید متناسب با بار گرمایی وارده، جنس مواد و ضخامت انتخابی باشد و همچنین برای هر بار گرمایی و زمان عملکرد مورد نظر، باید ماده مرکب و سپر متناسب با آن را انتخاب نمود. با افزایش ضخامت عایق دمای کمتری در پشت عایق مشاهده شد اما افزایش ضخامت عایق باید متناسب با طراحی انجام شده باشد، زیرا افزایش ضخامت عایق می‌تواند با افزایش وزن موتور شود و گاهی اوقات باعث می‌شود که در موتورهای سوخت جامد نتوان سوخت مورد نظر را درون موتور قرار داد و ممکن است طراحی انجام شده برای گرین سوخت دچار مشکل شود. همچنین هر چه ضخامت عایق کمتر باشد، شار حرارتی بیشتری در مدت زمان معلوم به درون عایق نفوذ کرده بنابراین شیب افزایش دما با کاهش ضخامت عایق در مدت زمان احتراق افزایش می‌یابد. افزایش کارایی یک عایق فناشونده به واسطه افزایش ضخامت لایه‌ها، گرمای تجزیه و فناشوندگی، شدت واکنش و نیز کاهش ضریب نفوذ گرمایی، چگالی زغال و دمای فناشوندگی حاصل می‌شود. همچنین باید کمترین میزان خوردگی و عقب‌روی سطح را داشته باشد. به طور کلی عایق حرارتی مطلوب آن است که دمای مرز پشتی آن کمترین افزایش را داشته باشد. بنابراین با در نظر گرفتن موارد گفته شده یک عایق ایده‌آل ارائه شد، که نتایج قابل قبول‌تری را نسبت به عایق‌های مورد بررسی را در شرایط یکسان دارد. در نهایت نتایج حاصله از تست تجربی انجام شده با برنامه کامپیوتری نوشته شده مقایسه شد، با اینکه خواص حرارتی عایق

نتیجه‌گیری

با بررسی نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی، ملاحظه شد که نتایج حاصله، انطباق خوبی با نتایج تجربی رایز در عایق سیلیکافنولیک و عایق کربن‌اپوکسی در تست تجربی انجام شده داشته و این موضوع صحت اعتبار برنامه کامپیوتری نوشته شده را تضمین می‌کند. در ادامه، مدل ارائه شده در این تحقیق برای سه نوع عایق به کار گرفته شد و رفتار حرارتی و فناشوندگی عایق‌های منتخب توسط برنامه نوشته شده پیش‌بینی شد. همانطور که ذکر شد، رفتار حرارتی عایق‌های فناشونده نسبت به شار حرارتی وارده، در شرایط متفاوت یکسان نبوده، بنابراین جهت تعیین عایق مناسب تحت شرایط عملیاتی مختلف، نیاز به شبیه‌سازی تحت همان شرایط خاص می‌باشد. لذا در صورت لزوم با ورود خواص ترموفیزیکی مورد نیاز برای هر عایق و نیز تعیین شرایط عملیاتی گازهای داغ احتراقی در برنامه کامپیوتری، می‌توان عملکرد عایق‌های حرارتی مختلف را پیش‌بینی و با یکدیگر مقایسه نمود و برای یک شرایط خاص عملیاتی، بهترین عایق را انتخاب نمود. به طور کلی در عملکرد یک عایق حرارتی، مهمترین عامل ماده مرکب و فناشونده بکار رفته در آن است که با تعویض جنس و ضخامت ماده و ایجاد شرایط کاری مناسب، می‌توان عایق حرارتی مطلوب را ایجاد نمود.

به عنوان نمونه مشاهده شد که در شرایط کاملاً یکسان عایق کربن فنولیک با شرایط داده شده عملکرد بهتری نسبت به سیلیکافنولیک با شرایط داده شده دارد. همچنین نشان داده شده که

- [14] Mohammadiun, H. and M. Mohammadiun, Numerical Modeling of Charring Material Ablation with Considering Chemical-Reaction Effects, Mass Transfer and Surface Heat Transfer. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 2013. 38(9): p. 2533-2543.
- [15] Ghaderi Dehkordi, Y., "Investigation of the Effect of Reinforcement on Thermo-Physical Properties of Ablative Heat Shields," Vol. 3, No. 2, *Journal of Aerospace Research Technology*, summer 2010, pp. 55-65.
- [16] Turchi, Alessandro. A gas-surface interaction model for the numerical study of rocket nozzle flows over pyrolyzing ablative materials. Diss. PhD thesis, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2013.
- [17] Cross PG, Boyd ID. Two-Dimensional Modeling of Ablation and Pyrolysis with Application to Rocket Nozzles. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2016 Oct 21;54(1):212-24.
- [18] Kato, Sumio, Keiichi Okuyama, Kenta Gibo, Takuma Miyagi, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, Takeharu Sakai, Seiji Nishio, and Akihiro Watanabe. "Thermal Response Simulation of Ultra Light Weight Phenolic Carbon Ablator by the Use of the Ablation Analysis Code." *TRANSACTIONS of the Japan N Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan* 10, No. ists 28, 2012, pp. 31-39.
- [19] Bae, J. "Development of Equilibrium Flow CFD Code Using CEA Database and Prediction on Ablation of SiC Coating Nozzle." PhD diss., Master Dissertation, Seoul National University, 2017.
- [20] Bucchi, Andrea, Claudio Bruno, and Alessandro Congiunti. "Investigation of transpiration cooling performance in LOX/Methane liquid rocket engines." *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 42, no. 3, 2005, pp. 476-486.
- [21] Kuzenov, V. V., and S. V. Ryzhkov. "Approximate method for calculating convective heat flux on the surface of bodies of simple geometric shapes." *In Journal of Physics: Conference Series*, vol. 815, no. 1, p. 012024. IOP Publishing, 2017.
- [22] Amirhossein Adami, Mahdi Mortazavi and Mehran Nosratollahi, "Heat Transfer Modeling of Bipropellant Thrusters for using in Multidisciplinary Design Optimization Algorithm", *Journal of Fluid Flow, Heat and Mass Transfer*, Volume: 2, 2015.
- [23] Kanevce, Ljubica P., Gligor H. Kanevce, and Zore Z. Angelevski. "Comparison of two kinds of experiments for estimation of thermal properties of ablative composite." *In Proceedings of the 3rd International Conference on Inverse Problems in Engineering*, Port Ludlow, USA. 1999.
- [24] Ahmadi, A., "One-dimensional Investigation of Ablatin in The Nozzle Throat", *9th Conference on Fluid Dynamics*, 1383.
- [25] Bianchi, Daniele. "Modeling of ablation phenomena in space applications." 2008.
- استفاده شده به طور کامل در دسترس نبود اما با تخمین‌های به کار برده شده نتایج شبیه‌سازی آن قابل قبول می‌باشد.

منابع

- [1] Yakimov, A.S. "Calculation of Heat Exchange Characteristics Transpiration Cooling Systems." *Applied Mechanics & Materials*. 2015, 756, 365-371.
- [2] Turner, M. J. "Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments"; Springer Science & Business Media. 2008, 3, 153-228.
- [3] Swann, R.T. and C.M. Pittman, Numerical analysis of the transient response of advanced thermal protection systems for atmospheric entry 1962: National Aeronautics and Space Administration.
- [4] Chung, B., et al., Heat transfer with ablation in a half space subjected to time-variant heat fluxes. *Journal of heat transfer*, 1983. 105(1): p. 200-203.
- [5] Blackwell, B., Numerical prediction of one-dimensional ablation using a finite control volume procedure with exponential differencing. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 1988. 14(1): p. 17-34.
- [6] Ren, F., H. Sun, and G. Deng, A theoretical calculation method of local ablation in region of shock-boundary layer interaction, in 6th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference 1994, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [7] Zien, T.-F. and C.-Y. Wei, Heat transfer in the melt layer of a simple ablation model. *Journal of thermophysics and heat transfer*, 1999. 13(4): p. 450-459.
- [8] Braga, W.F., M.B. Mantelli, and J.L.F. Azevedo. Approximate analytical solution for onedimensional ablation problem with time-variable heat flux. in *AIAA Thermophys. Conference*. 2003.
- [9] Kuo, K. K. and Keswani, S. T., "A Comprehensive Theoretical Model for Carbon-Carbon Composite Nozzle Recession," *Combustion Science and Technology*, Vol. 42, No. 3-4, 1985, pp. 145-164.
- [10] Thakre, P. and Yang, V., "Chemical Erosion of CarbonCarbon/Graphite Nozzles in Solid-Propellant Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 4, 2008, pp. 822-833.
- [11] Bianchi, D., Nasuti, F., and Martelli, E., "Coupled Analysis of Flow and Surface Ablation in Carbon-Carbon Rocket Nozzles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 3, 2009, pp. 492-500.
- [12] Bianchi, D. and Nasuti, F., "Analysis of Carbon-Carbon Nozzle Erosion with Shape-Change Effects in Full-Scale Solid-Rocket Motors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 4, 2012, pp. 820-830.
- [13] Riise, J.A.K., Computer Code for Thermal Analysis of Rocket Motors. 2008.