

(علمی-پژوهشی)

اثرات ضریب تصحیح دمش بر ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در مدل‌سازی عایق‌های حرارتی

زهیر صبوچی^{۱*} و محمد رزمجوئی^{۱**}

۱- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل: saboohi@ari.ac.ir

** دانشجوی دکتری

در این مقاله، به بررسی انتقال حرارت و فناشوندگی عایق‌های حرارتی مورد استفاده در موتور و نازل پرداخته شده است. معادلات انتقال حرارت و جرم در دو بعد در یک نازل همگرا-واگرا 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 پسروی ارائه شده است. اعتبار-سنجی مدل با نتایج تجربی راینر در عایق سیلیکافنولیک مقایسه شده و نشان از انطباق خوب نتایج حاصل از شبیه‌سازی با مشاهدات تجربی می‌باشد. پس از صحت‌گذاری نتایج بدست آمده به بررسی تأثیر ضریب تصحیح دمش پرداخته شده و نتایج نشان‌دهنده حائز اهمیت بودن این ضریب برای طراحی دقیق عایق‌های فناشونده است. ضریب تصحیح دمش باعث کاهش ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی، کاهش پسروی سطح و در نتیجه کاهش دمای پشت عایق می‌شود. بنابراین، در مواردی که ضخامت عایق قابل توجه یا گرمای فناشوندگی عایق پایین باشد، این پارامتر می‌تواند حائز اهمیت بوده و نتایج نهایی و در نتیجه طراحی نهایی را تحت تأثیر قرار دهد.

واژه‌های کلیدی: فناشوندگی، عایق، معادله تجزیه، ضریب تصحیح دمش، ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی

Effects of Blowing Correction Factor on Convection Heat Transfer Coefficient in Thermal Insulators Modeling

This paper investigates the heat transfers and ablation of thermal insulators used in motors and nozzles. The heat and mass transfer equations are considered in two dimensions in a convergent-divergent nozzle. The finite volume method and the implicit method for time dependence have been used to solve these equations. We used the equations finite volume method with implicit formulation for time dependency to solve equations. The reaction equation, which is written in the form of Arrhenius, is solved using the Runge-Kutta method, and the density and the flux of the gas produced at each step are obtained. Also, we represent a model for the rate of recession. The validation of the model is compared with the experimental results in silica-phenolic ablation insulators and shows a good agreement of the simulation results with the experimental observations. After validation of the obtained results. The effect of the blowing correction coefficient has been investigated, the results show that this coefficient is very important for the accurate design of ablation insulators. The blowing correction factor reduces the convection heat transfer coefficient, reduces the surface recession, and thus, reduces the back temperature of the insulation. Therefore, in cases where the thickness of the insulation is significant or the heat of ablation is low. This parameter can be important and affect the final results and thus the final design.

Keywords: Ablation, Insulator, Reaction Equation, Blowing Correction Factor, Convection Heat Transfer Coefficient

Z. Saboohi^{1*} and M. Razmjooei^{1***}

1- Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

** Assistant Professor (Corresponding Author): Email:

saboohi@ari.ac.ir

** Ph.D. Student

۱- مقدمه

مواد عایق در موتور، نازل و سرچنگی راکت‌ها و موشک‌ها نقش مهمی را ایفا می‌کنند. موشک‌ها و سایر پرتابه‌ها از یک سو در سطح خارجی تحت تأثیر اصطکاک شدید بین هوا و سیستم و از سوی دیگر در سطح داخلی بدلیل احتراق سوخت در معرض حرارت شدید و کوتاه مدت قرار دارند [۱]. همچنین، در حین احتراق سوخت در محفظه موتور، جریان متلاطم بسیار شدید و فشار بالایی ایجاد می‌شود. این عوامل می‌تواند باعث شکسته شدن بهترین آلیاژها شود. از این رو، لازم است که از آن‌ها در برابر دماهای بالا محافظت به عمل آید. در این میان یکی از متداول‌ترین روش‌های محافظت در برابر دماهای بالا فناشوندگی عایق می‌باشد [۲].

به صورت تاریخی اولین دانشمندی که مطالعاتی در زمینه پدیده سایش و فناشوندگی انجام داده است، مربوط به اواخر دهه ۶۰ میلادی می‌باشد که براساس اولین مطالعات فون کارمن و لیز بنا نهاده شد [۳]. چانگ^۲ و همکارانش مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از روش انتگرالی θ-مومنتوم و روش عددی اختلاف محدود در یک میدان با شار حرارتی غیر دائم انجام دادند [۴]. بلکول^۳ به صورت یک‌بعدی فناشوندگی را در حالت دائم مورد بررسی قرار داد [۵]. فن^۴ 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]. دین^۵ با بکارگیری تبدیلات تشابهی، مدل فناشوندگی ساده-ای را در حالت دائم و دوبعدی در ناحیه سکون در نظر گرفت و توانست نرخ فناشوندگی سپرهای حرارتی را بدست آورد [۷]. والبر^۶ 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^۷ 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^۸ یک قالب کاری تئوری-عددی جامع توسعه دادند که شامل جزئیات ترمودینامیکی-سیالاتی برای یک جریان واکنشی، واکنش‌های غیر-متناجس 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^۹ و همکارانش یک شرایط مرزی سایش براساس تعادل شیمیایی غیرمتناجس را توسعه دادند [۱۱]. بیانچی و ناسوتی^{۱۰} 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 که بار بسته‌اند [۱۲]. رایز^{۱۱} به مطالعه عددی رفتار مواد فناشونده در راکت‌های سوخت جامد در عایق سیلیکافنولیک پرداخت [۱۳]. محمدیون^{۱۲} 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 تقویت‌کننده بر خواص حرارتی عایق‌های فناشونده پرداخت و با انجام آزمایش‌های گسترده، خواص و پارامترهای اصلی مانند خاصیت فناشوندگی و خواص گرمایی فیزیکی را بدست آورد [۱۵]. تاکنون تحقیقات بسیار گسترده‌ای به دلیل اهمیت این نوع عایق‌ها انجام شده است، یکی از پارامترهایی که در بررسی این نوع عایق‌ها می‌تواند حائز اهمیت باشد ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی می‌باشد که می‌تواند تحت تأثیر گازهای فناشوندگی و مقدار جرم ذغال تشکیل شده قرار بگیرد. در تحقیقات انجام شده تاکنون کمتر به بررسی این موضوع پرداخته شده است. بنابراین، در این تحقیق یک برنامه کامپیوتری جامع با استفاده از نرم افزار متلب^{۱۳} به صورت دوبعدی در محفظه و نازل راکت سوخت جامد با دقت بالا برای شبیه‌سازی عایق‌های فناشونده ذغال‌ساز ارائه شده است، که با استفاده از آن می‌توان انواع عایق‌های فناشونده را با داشتن مشخصات ورودی عایق‌ها به خوبی مورد تحلیل حرارتی و کارکرد این نوع عایق‌ها را برای استفاده در راکت‌های سوخت جامد مورد بررسی قرار داد. در این تحقیق ابتدا به بررسی انواع نازل‌های عملی پرداخته و سپس مراحل شبیه‌سازی بیان شده است و در نهایت تأثیر پارامتر نفوذ گازهای فناشونده مورد بررسی قرار گرفته است تا

1. Von Carman and Litz
2. Chang
3. BlackWell
4. Fen
5. Zein
6. Walber
7. Kuo and Keswani
8. Thakre and Yang
9. Bianchi
10. Bianchi and Nasuti
11. Riise
12. Mohammadiun
13. Matlab

میزان تأثیر این پارامتر به خوبی بیان شود. در تحقیقات انجام شده تاکنون هیچ‌کدام به طور مشخص به بررسی اثرات ضریب تصحیح دماش پرداخته نشده است در حالیکه اثرات این پارامتر می‌تواند در بعضی عایق‌ها به خصوص در ضخامت‌های بالا قابل توجه باشد.

۲- چگونگی عملکرد مواد فناشونده

مواد فناشونده به موادی می‌گویند که وقتی در معرض شعله قرار می‌گیرند و به آرامی می‌سوزند. عملکرد این مواد فراتر از مواد کندسوز است و در شرایط فرسایشی (مانند محفظهٔ راکت) انرژی حرارتی محیط را جذب می‌کنند. این مواد در واقع سد عبور حرارت بوده و با از بین رفتن و فنا شدن خود مانع انتقال حرارت می‌شوند.

مواد فناشونده عموماً مرکب از دو جزء اصلی می‌باشند که عبارتند از: زمینه پلیمری و تقویت‌کننده. انتقال حرارت این مواد پایین است و به خاطر جزء پلیمری موجود در آن‌ها نسبت به شوک حرارتی مقاومت می‌کنند. با شروع حرارت دهی، انرژی از سطح بیرونی به سمت داخل انتقال می‌یابد. میزان نفوذ حرارت بستگی به دمای سطح و خواص پلیمر مورد استفاده دارد. سطح ماده آنقدر حرارت می‌بیند تا مواد فرار مانند آب، نرم‌کننده‌ها و یا پلیمرهای با وزن مولکولی پایین از آن خارج می‌شود. سپس، آنقدر دما بالا می‌رود تا ابتدا شاخه‌های جانبی و بعد خود زنجیر پلیمر می‌شکند. در این زمان محصولات پیرولیز پلیمر به صورت گازهای CO ، CO_2 ، H_2 ، C_2H_4 ، CH_4 و H_2O و سایر هیدروکربن‌ها خارج می‌شوند. این گازها با خروج به سمت لایه مرزی، موجب کاهش دمای آن شده و شار حرارتی وارد به بستر مواد را کاهش می‌دهند.

اکثر پلیمرها بویژه پلیمرهای آروماتیک به طور کامل پیرولیز نمی‌شوند و از خود باقیمانده زغالی می‌گذارند. میزان زغال باقیمانده بستگی به دو عامل ترکیب اجزای عنصری پلیمر و میزان بخار حاصل از پیرولیز که از میان زغال تشکیل شده عبور می‌کند، دارد [۱۶]. با تشکیل لایهٔ زغال در سطح، ناحیهٔ پیرولیز به سمت درون ماده تغییر مکان می‌دهد. لایهٔ زغال نقش عمده‌ای در جذب حرارت از طریق واکنش‌های گرماگیر تشکیل آن، ظرفیت گرمایی مربوط به دمای بالا و واکنش‌های گرماگیر مربوط به تشکیل گازهای هیدروکربنی جدید یا مربوط به تقویت‌کننده‌ها دارد. همچنین، این زغال از طریق تشعشع مقداری از حرارت را برمی‌گرداند و سرعت گرمادهی را کاهش می‌دهد. در اغلب شرایط فناشوندگی زغال ایجاد شده، مدت کوتاهی متصل به دیوارهٔ اصلی می‌ماند.

اگر لایهٔ زغال در اثر عوامل محیطی از بین برود، الیاف یا ذرات تقویت‌کننده در معرض حرارت قرار می‌گیرند. آنگاه ذوب شدن به صورت قطرات مایع روی سطح، فیلم نازکی تشکیل می‌دهند. این مواد می‌توانند توسط حرارت بیشتر تبخیر و یا اینکه توسط نیروهای مکانیکی از محیط خارج شوند. مواد مذاب با

ویسکوزیته پایین به سرعت توسط گازهای خروجی از محیط خارج شده ولی مواد مذاب با ویسکوزیته بالا روی سطح باقی مانده و با جذب حرارت تبخیر می‌شود.

حضور الیاف و یا پرکننده‌ها می‌تواند بر مکانیزم فناشوندگی تأثیر بگذارد. به عنوان مثال، الیاف نایلون در ناحیه تخریب دستخوش ذوب و تبخیر می‌شوند. در این حالت منافذی در نواحی حضور الیاف ایجاد و موجب ایجاد تخلخل در زغال و در نتیجه فرسایش مکانیکی سریع آن می‌شود. الیاف شیشه ذوب می‌شوند ولی الیاف کربن طی پیرولیز در زغال باقی می‌مانند و پایداری خوبی به آن داده، سبب ایجاد اتصال محکم آن به بستر می‌شوند [۱۶].

۲-۱- نمونه‌های عملی از نازل‌ها با مواد فناشونده و غیرفناشونده

امروزه تعداد بسیار زیادی از نازل‌ها با هندسه و ساختار و کاربرد مختلف در دسترس قرار دارند. آنچه که در طراحی نازل‌ها اهمیت دارد، بخش همگرای نازل تا گلوگاه نیست. زیرا این بخش هیچ وقت در رسیدن به عملکرد بالا نقش بحرانی و تأثیرگذار ندارد. همچنین، حد فاصل خود گلوگاه نیز در عملکرد نازل تأثیر چندانی ندارد. آنچه که در طراحی‌های مختلف نازل و عملکردهای مختلف آن نقش مهمی دارد بخش واگرایی آن است. سطح دیوار در سراسر نازل برای به حداقل رساندن اصطکاک، جذب نور و انتقال حرارت با توجه به زبری سطح، باید صاف و براق باشد. همچنین از ایجاد شکاف، سوراخ، لبه‌های تیز و یا بیرون زدگی باید اجتناب شود. جدول ۱ خلاصه‌ای از چندین نازل عملیاتی شده را بیان می‌کند [۱۶].

۳- معادلات حاکم و مدل‌سازی سیستم مورد مطالعه

تأثیر حرارتی محصولات حاصل از احتراق سوخت جامد بر سازه موتور با سه روش اصلی همرفتی (جابه‌جایی)، تشعشعی و هدایتی است. مقدار شار حرارتی جابه‌جایی اساساً به میزان سرعت حرکت محصولات حاصل از احتراق بستگی دارد. به این منظور با استفاده از معادلات حاکم بر جریان گاز درون موتور و نازل راکت، پارامترهای جریان گاز بدست آمده که به عنوان ورودی برای مدل انتقال حرارت در بدنه و عایق فناشونده به کار برده می‌شود. از روش صریح مک کورمک برای بدست آوردن مشخصات جریان استفاده شده است. همچنین، شبکه مورد نظر شبکه‌های ساخته شده با استفاده از معادلات دیفرانسیل بیضوی هستند که در اصطلاح به آن‌ها شبکه‌های بیضوی می‌گویند. با این روش می‌توان با داشتن پروفیل مورد نظر، مش یکنواخت با دقت بسیار خوبی بدست آورد. هدف از این روش مش‌بندی، بدنه نازل و عایق حرارتی مورد نظر برای حل معادلات حاکم می‌باشد [۱۷].

(علمی-پژوهشی)

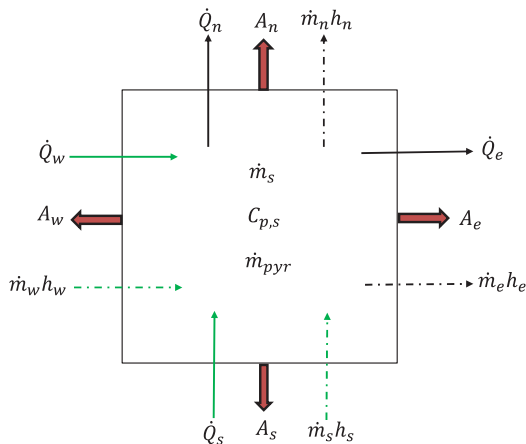
زهیر صبوخی و محمد رزمجوئی

جدول (۱): برخی مشخصات نازل‌های عملیاتی [۱۶].

نیروی جلوپرندگی (N)	دمای شعله پیشرانه (K)	زمان کارکرد موتور (S)	بیشینه فشار (bar)	قطر گلوگاه (m)	نوع نازل	موتور
۱,۴۶۸	۳,۱۷۱	۱۴/۶	۷۷/۷۷	۰/۰۱۴	ثابت، مخفی	Orbital boost(C01-1)
۴۴,۴۸۰	۳,۲۵۶ ۳,۴۲۲	۱۰۰-۲۰۰	۴۸/۲۶ ۶۸/۵۹	۰/۰۲۸	ثابت، خارجی	Condor
۱۲,۰۱۰	۳,۰۸۹	۵/۲۱	۱۰۳/۴	۰/۰۴۲	ثابت، مخفی	Sidewinder 1c
۴,۴۴۸ ۲۲,۲۴۱	۳,۲۵۶ ۳,۴۲۲	۲۰-۳۰	۴۸/۲۶ ۶۸/۹۵	۰/۰۵۵	ثابت، خارجی	Phoenix(Model60)
۱۱,۶۵۴	۳,۴۹۸	۱۷.۸	۲۶/۸۲	۰/۰۵۹	ثابت، مخفی	Apogee(HS-303A Satellite)
۳۱,۵۱۶	۳,۲۲۹	۳/۰۴	۸۸/۲۵	۰/۰۵۹	ثابت، خارجی	Sparrow(Mk38 Model)
۲۵,۶۶۶	۳,۷۵۵	۹/۱۵	۳۷/۹۲	۰/۰۷۲	ثابت، مخفی	BE-3 A4
۶۷,۶۱۲	۳,۴۸۱	۹/۰	۹۳/۰۸	۰/۰۸۳	ثابت، مخفی	ASRC
۳۵,۱۳۲	۳,۳۱۸	۴۰/۵	۳۸/۳۳	۰/۰۸۴	ثابت، مخفی	Surveyor Main Retro
۱۳۳,۴۴۶ ۲۶۶,۸۹۲	۳,۵۸۸	۶۰-۱۰۰	۲۷/۵۸	۰/۱۱۴	ثابت، خارجی	Polaris A3
۴۴,۴۸۲ ۱۳۳,۴۴۷	۳,۲۵۶ ۳,۴۲۲	۳۰-۶۰	۲۷/۵۸ ۴۸/۲۶	۰/۱۶۰	ثابت، خارجی	Pershing Staget
۴۴۴,۸۱۲ ۸۸۹,۶۴۴	۳,۴۲۲ ۳,۵۸۸	۶۰-۱۰۰	۴۸/۲۶ ۶۸/۹۵	۰/۱۸۴	متحرک، خارجی	Minuteman Staget
۱۳۳,۴۴۷ ۲۶۶,۸۹۴	۳,۴۲۲ ۳,۵۸۸	۶۰-۱۰۰	۲۷/۵۸ ۴۸/۲۶	۰/۲۴۵	ثابت، مخفی	Minuteman Staget 2
۴۴۴,۸۱۲ ۸۸۹,۶۴۴	۳,۴۲۲ ۳,۵۸۸	۶۰-۱۰۰	۴۸/۲۶ ۶۸/۹۵	۰/۲۷۹	متحرک، مخفی	Poseidon C3

معادله انرژی:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho h u}{\partial x} + \frac{\partial \rho h v}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \bar{S} \quad (1)$$



شکل (۱): پایستگی انرژی برای یک حجم کنترل داخلی [۱۳].

۳-۱- 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. بنابراین، یک سلول حجمی (غیر مرزی) براساس شکل ۱ در نظر گرفته شده است. با در نظر گرفتن حجم کنترل در شکل ۱ فرضیات لحاظ شده در این مدل عبارتند از [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 می‌شود،
- گازی در سلول حجمی تجمع پیدا نمی‌کند،
- گازهای ناشی از پیرولیز واکنش ناپذیرند،
- فشار در سراسر ماده فناشونده ثابت فرض شده است و
- شار گرمی تولید شده در خلاف جهت بردار شار حرارتی است. فرم دیفرانسیلی معادله انرژی در حالت کلی در دو بعد را می‌توان به صورت زیر بیان نمود.

$$\begin{aligned} h_v &= h_v^0 + C_{p,v}(T_{eval} - T_{ref}) \\ h_r &= h_r^0 + C_{p,r}(T_{eval} - T_{ref}) \end{aligned} \quad (7)$$

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:

$$\begin{aligned} Q_e &= \left(k_e \frac{T_E - T_P}{\delta i_{PE}} \right) = \left(k_E \frac{T_E - T_e}{\delta i_{EE}} \right) \\ &= \left(k_P \frac{T_e - T_P}{\delta i_{EP}} \right) \rightarrow \left(\frac{T_E - T_P}{R_{I,e}} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

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 وجوه سلول با توجه به جهت جریان گازهای پیرولیز روابط زیر نتیجه می‌شود:

$$\begin{aligned} u = \text{positive} &\Rightarrow T_e = T_P \text{ and } T_w = T_W \\ u = \text{negative} &\Rightarrow T_e = T_E \text{ and } T_w = T_P \\ u = \text{positive} &\Rightarrow T_n = T_P \text{ and } T_s = T_S \\ u = \text{negative} &\Rightarrow T_n = T_N \text{ and } T_s = T_P \end{aligned} \quad (9)$$

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

$$\begin{aligned} \dot{m}_e &= (\rho u A)_e \\ \dot{m}_w &= (\rho u A)_w \\ \dot{m}_n &= (\rho u A)_n \\ \dot{m}_s &= (\rho u A)_s \end{aligned} \quad (10)$$

۳-۲- پایستگی انرژی برای حجم کنترل و تولید

معادلات حاکم بر سیستم

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 براساس شکل ۲ در جهات مختلف بردارهای محوری i و j تجزیه شوند. معادله انتقال جرم به فرم دیفرانسیلی در رابطه (۱۱) ارائه شد. بنابراین، با استفاده از روش حجم محدود معادله انتقال جرم می‌تواند به صورت زیر نوشته شود:

$$\dot{m}_{pyr} + (\rho u A)_e - (\rho u A)_w + (\rho u A)_n - (\rho u A)_s = 0 \quad (11)$$

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

برای حل معادله (۱) میزان شار گرمی گاز پیرولیز در هر سلول مورد نیاز است که از طریق معادله بقای جرم (پیوستگی) می‌تواند بدست آید و داریم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

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]. با گسسته‌سازی بعد زمان به روش ضمنی و در نظر گرفتن روابط مربوط به ترم چشمه در نهایت رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} a_C T_C &= a_e T_E + a_w T_W + a_n T_N + a_s T_S + \\ &\frac{\rho C_p \Delta V}{\Delta t} T_C^0 + \dot{m}_{pyr} \Delta h_{pyr} + S_u \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن داریم:

$$\begin{aligned} a_C &= \left(\frac{\rho C_p \Delta V}{\Delta t} + a_e + a_w + a_n + a_s - S_p \right) \\ a_e &= \left(\frac{A_e}{R_{I,e}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_e) \right) \\ a_w &= \left(\frac{A_w}{R_{I,w}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_w) \right) \\ a_n &= \left(\frac{A_n}{R_{I,n}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_n) \right) \\ a_s &= \left(\frac{A_s}{R_{I,s}} + \max(0, -C_{p,g} \dot{m}_s) \right) \end{aligned} \quad (4)$$

همچنین، نرخ تولید گازهای پیرولیز از ماده فناشونده به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{m}_{pyr} = \frac{(\rho_C - \rho_C^0) \Delta V}{\Delta t} \quad (5)$$

در رابطه (۳) Δh_{pyr} گرمای پیرولیز (تجزیه) در واحد جرم گاز تولیدی و در دمای محلی است و از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$\Delta h_{pyr} = h_{g,s} - \frac{(\rho_v h_v - \rho_r h_r)}{(\rho_v - \rho_r)} \quad (6)$$

در رابطه (۶) آنتالپی تشکیل ماده دست‌نخورده h_v و زغال باقیمانده h_r در دمای مرجع به همراه اختلاف آنتالپی ویژه می‌تواند تعیین‌کننده آنتالپی در دماهای دیگر باشد. با فرض فشار ثابت در ماده، اختلاف آنتالپی ویژه می‌تواند بر حسب ظرفیت گرمای ویژه و اختلاف دما به صورت روابط زیر بیان شود [۱۸]:

$$\begin{aligned} \dot{m}_{out} &= \alpha_2 \dot{m}_w - \alpha_1 \dot{m}_e + \alpha_4 \dot{m}_s - \alpha_3 \dot{m}_n \\ &\quad - \dot{m}_{pyr} \\ \dot{m}_e &= \alpha_1 \dot{m}_e + \alpha_2 \beta_i \dot{m}_{out} \\ \dot{m}_w &= \alpha_2 \dot{m}_w + \alpha_1 \beta_i \dot{m}_{out} \\ \dot{m}_n &= \alpha_3 \dot{m}_n + \alpha_4 \beta_j \dot{m}_{out} \\ \dot{m}_s &= \alpha_4 \dot{m}_s + \alpha_3 \beta_j \dot{m}_{out} \end{aligned} \quad (15)$$

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 [۱۳].

۳-۳- معادله تجزیه آرنیوس

در معادله پیوستگی 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 معادله واکنش بستگی دارد. اغلب محققین واکنش تجزیه را توسط یک معادله به فرم آرنیوس ارائه کرده‌اند. مدل ارائه شده واکنش تجزیه را توسط سه معادله شبیه‌سازی می‌نماید که در آن دانسیته ترکیب با رابطه زیر بیان می‌شود [۱۹]:

$$\rho = \Gamma(\rho_A + \rho_B) + (1 - \Gamma)\rho_C \quad (13)$$

که در آن، $(\rho_A + \rho_B)$ دانسیته رزین و ρ_C دانسیته الیاف و Γ کسر حجمی رزین در ترکیب ماده فناشونده می‌باشد. با توجه به مشاهدات، اگر واکنش تجزیه در دو حالت A و B انجام گرفته باشد، خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial \rho}{\partial t} \right|_{x,y} &= \Gamma \left(\left. \frac{\partial \rho_A}{\partial t} + \frac{\partial \rho_B}{\partial t} \right|_{x,y} \right) \\ &\quad + (1 - \Gamma) \left. \frac{\partial \rho_C}{\partial t} \right|_{x,y} \end{aligned} \quad (14)$$

که در آن، هر واکنش تجزیه به فرم آرنیوس بیان می‌شود و داریم:

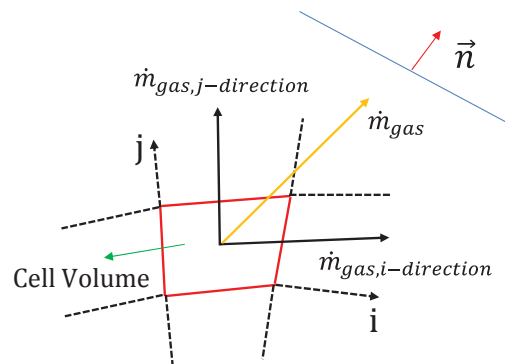
$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial \rho_i}{\partial t} \right|_{x,y} &= -k_i \rho_{Vi} \left(\frac{\rho_{Vi} - \rho_{ri}}{\rho_{Vi}} \right)^{n_i} e^{\frac{E_i}{RT}} \\ &= g(t, \rho) \quad i = A, B, C \end{aligned} \quad (15)$$

در معادله (۱۸) ρ_{ri} و ρ_{Vi} به ترتیب چگالی اولیه و نهایی هر جزء می‌باشد. انرژی اکتیواسیون تجزیه و K_i ثابت واکنش جزء هر جزء ترکیبی می‌باشد. در اینجا برای حل معادله واکنش از فرمول رانگ-کوتا مرتبه ۴ استفاده شده است که از دقت قابل قبولی برای حل این معادله برخوردار است. بنابراین، معادله (۱۸) با توجه به فرمول رانگ-کوتای مرتبه ۴ به صورت معادله (۱۹) نوشته می‌شود [۱۹].

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

$$\begin{aligned} \dot{m}_{pyr} + \alpha_1 \dot{m}_e - \alpha_2 \dot{m}_w + \alpha_3 \dot{m}_n \\ - \alpha_4 \dot{m}_s + \dot{m}_{out} = 0 \end{aligned} \quad (12)$$

در این رابطه مقادیر α_1 ، α_2 ، α_3 و α_4 توسط بردار جهت گاز در سلول کنترل می‌شوند. مقادیر این پارمترها در جدول ۲ بیان شده است.



شکل (۲): تجزیه بردار جهت گاز پیرولیز به مؤلفه‌های محوری i و j.

جدول (۲): متغیرهای تعیین جهت گاز پیرولیز [۱۳].

β_j	β_i	α_4	α_3	α_2	α_1	زاویه
۰	۱	۱	۱	۱	۰	0
۱	۰	۱	۰	۱	۱	90
۰	۱	۱	۱	۰	۱	180
۱	۰	۰	۱	۱	۱	270
(+)	(+)	۱	۰	۱	۰	$0 < \text{Angle} < 90$
(+)	(-)	۱	۰	۰	۱	$90 < \text{Angle} < 180$
(-)	(-)	۰	۱	۰	۱	$180 < \text{Angle} < 270$
(-)	(+)	۰	۱	۱	۰	$270 < \text{Angle} < 360$

میزان گازی که در جهت‌های i و j سلول را ترک می‌کند به صورت زیر نشان داده می‌شود:

$$\dot{m}_{out} = \dot{m}_{out} \beta_i + \dot{m}_{out} \beta_j \quad (11)$$

$$|\beta_i| + |\beta_j| = 1 \quad (12)$$

براساس روابط فوق، انتقال جرم برای یک حجم کنترلی توسط روابط زیر محاسبه می‌شود.

ضریب انتقال حرارت تأثیر آن لحاظ می‌شود. برای مرز داخلی یکی از دو شرط دمای ثابت فناشوندگی یا سرعت ثابت فناشوندگی را می‌توان به کار برد. در شرط دمای فناشوندگی فرض می‌شود که قبل از رسیدن دمای سطح به دمای ثابت $T_{ablation}$ فناشوندگی نداریم و بعد از آن است که فناشوندگی اتفاق می‌افتد، بنابراین داریم:

$$\begin{cases} T < T_{ablation} \rightarrow \dot{m}_r = 0 \\ Q'' = h_g(T_g - T_{surface}) + \varepsilon\sigma(T_g^4 - T_{surface}^4) - k\frac{dT}{dx} - \dot{m}_g(h_e - h_i) \quad (18) \\ T_{surface} = T_{ablation} \rightarrow \dot{m}_r = \frac{Q''}{\Delta h_{abl}} \end{cases}$$

با استفاده از این روابط در معادله موازنه انرژی (۲۱)، 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 پسروری زغال را با استفاده از رابطه زیر تعیین نمود:

$$\left(\frac{\partial r}{\partial t}\right) = \frac{\dot{m}_r}{\rho_r A} \quad (19)$$

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

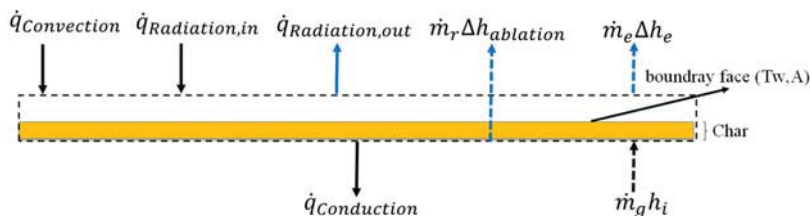
$$\begin{aligned} \rho(i+1) &= \rho(i) + \frac{dt}{6}(m_1 + 2m_2 + 2m_3 + m_4) \\ m_1 &= g(t(i), \rho(i)) \\ m_2 &= g\left(t(i) + \frac{dt}{2}, \rho(i) + \frac{dt}{2}m_1\right) \quad (16) \\ m_3 &= g\left(t(i) + \frac{dt}{2}, \rho(i) + \frac{dt}{2}m_2\right) \\ m_4 &= g(t(i) + dt, \rho(i) + dtm_3) \end{aligned}$$

۳-۴- تعادل سطح بر روی ماده فناشونده

شکل ۳ به صورت شماتیک بالانس انرژی و جرم را بر روی سطح ماده فناشونده نشان می‌دهد. بنابراین، معادله موازنه انرژی بر روی سطح داخلی عایق (در تماس با جریان گاز داغ درون موتور) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} h_g(T_g - T_{surface}) + \varepsilon\sigma(T_g^4 - T_{surface}^4) \\ - k\frac{dT}{dx} - \dot{m}_g(h_e - h_i) \quad (17) \\ - \dot{m}_r\Delta h_{abl} = 0 \end{aligned}$$

در رابطه (۲۰)، اگر از پسروری 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



شکل (۳): بالانس انرژی و تعادل سطح بر روی سطح ماده فناشونده.

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. از این رو، مدل‌های مختلفی تاکنون برای پیش‌بینی این ضریب ارائه شده است. به عنوان مثال، هازل^۱ و همکارانش معادله (۲۳) را برای پیش‌بینی ضریب انتقال حرارت براساس معادله بارتز^۲ ارائه کردند. این معادله براساس عدد ماخ جریان گاز آزاد و فشار محفظه بیان شده است

۳-۵- 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. لایه مرزی که کنترل‌کننده 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

1. Huzel
2. Bartz

(علمی-پژوهشی)

زهیر صبوخی و محمد رزمجوئی

در رابطه (۲۹) Ω_{blow} اثر نفوذ گازهای فناشوندگی (گازهای تجزیه شده، گازهای ناشی از اکسیداسیون و تصعید سطح) به داخل لایه مرزی بوده که باعث کاهش مقدار ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی می‌شود. بنابراین، $\Omega_{blow} \leq 1$ می‌باشد که از رابطه (۳۰) بدست می‌آید [۲۴].

$$\Omega_{blow} = \frac{\zeta}{e^\zeta - 1} \quad (27)$$

$$\zeta = \frac{2\lambda(\dot{m}_g'' + \dot{m}_c'')}{g_{H0}} \quad (28)$$

در رابطه (۳۱) مقدار λ با توجه به اثرات دمش^۴ بر روی لایه‌های مرزی آرام و آشفته بدست می‌آید. با توجه به بررسی‌های انجام شده مقدار این پارامتر برای لایه مرزی آرام ($\lambda = 0.5$) و برای لایه مرزی آشفته ($\lambda = 0.4$) می‌باشد. همچنین، \dot{m}_g'' نرخ جریان گازهای پیرولیز و \dot{m}_c'' نرخ زغال تشکیل شده بر روی سطح می‌باشد. همچنین، برای بدست آوردن مقدار g_{H0} داریم:

$$g_{H0} = \rho_e u_e St \quad (29)$$

که در آن، St عدد استانتون گاز درون محفظه بوده و روش محاسبه آن همان معادله (۲۴) می‌باشد [۲۴]. همچنین، برای تعیین نرخ کلی انتقال حرارت تشعشی بین توده جریان گاز و دیواره نازل از رابطه زیر استفاده می‌شود.

$$\dot{q}_{rad} = \sigma \varepsilon_{eff} (T_g^4 - T_w^4) \quad (30)$$

$$\varepsilon_{eff} = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_g} + \frac{1}{\varepsilon_g} - 1} \quad (31)$$

ضریب صدور توده گاز-ذره ε_g از درصد ذرات آلومینیوم، چگالی ترکیبی و قطر در هر مقطع نازل به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\varepsilon_g = 1 - e^{-c\left(\frac{n}{16}\right)\rho D} \quad (32)$$

که در آن، D قطر در هر مقطع نازل، n درصد ذرات آلومینیوم در سوخت، ρ چگالی ترکیبی و $C=0.808$ ضریب ثابت تجربی می‌باشد. مثلاً در نازل موشک سوخت جامد، اگر پوسته داخلی دیواره از پوشش ماده مرکب کربن فنولیک باشد، به دلیل دارا بودن سطح زغالی در طی فرآیند فناشوندگی، ضریب جذب چنین سطحی $\alpha_g = 0.95$ می‌باشد [۲۴].

۳-۶- ضریب خواص حرارتی عایق

به منظور بهبود عملکرد یک عایق، می‌بایست عایق از اجزایی تشکیل شود که ضریب انتقال حرارت هدایتی پایین، ظرفیت

که در آن، D_t قطر گلوگاه نازل، R شعاع انحنای نازل در گلوگاه، A_t سطح مقطع گلوگاه، A سطح مقطع عمومی نازل، C^* بیانگر سرعت مشخصه و مقدار σ براساس دمای سکون نازل، دمای محلی دیواره محفظه سمت گاز و عدد ماخ محلی است. بنابراین، مقدار ضریب انتقال حرارت براساس رابطه زیر بدست می‌آید [۲۰]:

$$h_g = \left[\left(\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \right) \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{P_c g}{C^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R_{curve}} \right)^{0.1} \right] \sigma \quad (20)$$

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

همچنین، از رابطه (۲۴) که براساس عدد استانتون نوشته می‌شود، می‌توان ضریب انتقال حرارت را بدست آورد.

$$St = \frac{0.0287 Pr^{-0.4} R^{0.25} (T_w - T_{hg})^{0.25} \mu^{0.2}}{\left[\int_0^L R^{1.25} (T_w - T_{hg})^{0.25} \rho_{hg} u_{hg} dL \right]^{0.2}} \quad (21)$$

در رابطه (۲۴)، 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].

$$h_g = St u_{hg} \rho C_p \quad (22)$$

همچنین، می‌توان از روشی که توسط آدمی^۳ و همکارانش ارائه شده است استفاده نمود. این روش بدون در نظر گرفتن دمای سطح به محاسبه ضریب انتقال حرارت می‌پردازد [۲۲]. لازم به 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 [۲۳].

$$\mu = (1.78 \times 10^{-7}) M_g^{0.5} T^{0.6} \quad (23)$$

$$Pr = \frac{4\gamma}{(9\gamma - 1)} \quad (24)$$

$$C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad (25)$$

در این پژوهش از روش بارتز برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی استفاده شده است. در حالت کلی، به دلیل وجود پدیده فناشوندگی در سطح و نفوذ گازهای تجزیه شده به لایه مرزی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در سطح نازل از رابطه (۲۹) زیر محاسبه می‌شود [۲۴].

$$h_g = h_{g0} \Omega_{blow} \quad (26)$$

3. Adami

4. Blowing

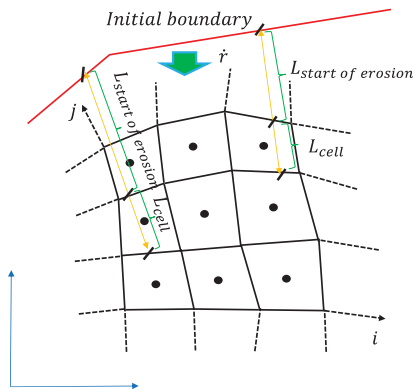
در رابطه (۳۹)، $\bar{r}_{start\ of\ erosion}$ نرخ پسرفت متوسط در بازه زمانی مربوط به طول $L_{start\ of\ erosion}$ می‌باشد. وقتی که زمان شبیه‌سازی به زمان شروع پسرفت سلول برسد، یعنی $t_{current} > t_{start\ erosion}$ ، نرخ پسروری سلول براساس رابطه زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\bar{r}_{cell} = \frac{L_{cell}}{t_{end\ of\ erosion} - t_{current}} \quad (37)$$

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

$$\left(\frac{\partial \rho}{\partial t}\right)_{cell} = -\frac{\bar{r}_{cell}}{L_{cell}} \bar{\rho} \quad (38)$$

در رابطه (۴۱)، $\bar{\rho}$ دانسیته سلول در زمان پسررفت 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 دست‌نخورده در نظر گرفته شد. تقریب خطی مشابهی برای سلول در حال پسررفت در اینجا هم فرض می‌شود، با این تفاوت که به جای خواص ماده دست‌نخورده و زغال، به ترتیب خواص زغال و سلول خالی لحاظ می‌شود [۱۳].



شکل (۴): طول مورد استفاده جهت محاسبه پسروری در سلول.

۴- تحلیل نتایج

در ابتدا جهت اعتبار سنجی برنامه نوشته شده نتایج آن را با تحقیقات تجربی رایز^۷ در مرجع [۱۳] مقایسه شده است. مدل مذکور شامل سیلیکافنولیک به عنوان عایق فناشونده که خواص

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، بنابراین خواص ماده نیز با گذشت زمان دچار تغییر می‌شوند. در پژوهش حاضر برای لحاظ این موضوع در محاسبات، حالت تجزیه^۵ که معیاری از پیشرفت فرآیند پیرولیز در لایه پیرولیز شونده می‌باشد، به همراه وابستگی خطی بین خواص ماده زغال شده و ماده دست‌نخورده 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:

$$\omega = \frac{\rho - \rho_r}{\rho_v - \rho_r} \quad (33)$$

در رابطه (۳۶)، ضریب 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 [۲۳]:

$$C_p = \omega C_{p,v} + (1 - \omega) C_{p,r} \quad (34)$$

$$k = \omega k_v + (1 - \omega) k_r \quad (35)$$

۳-۷- محاسبه نرخ پسروری

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 پسروری سطح به صورت تابعی از زمان مشخص و به صورت عمق تحلیل یافته در واحد زمان تعریف می‌شود (متر 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 ۴ نمایش داده شده است. با استفاده از این طول و نرخ پسروری معلوم، زمانی که پسررفت در سلول آغاز می‌شود براساس رابطه (۳۹) محاسبه می‌شود. زمان پایان پسررفت در سلول مورد نظر نیز بر همین مبنا به دست می‌آید.

$$t_{start\ erosion} = \frac{L_{start\ of\ erosion}}{\bar{r}_{start\ of\ erosion}} \quad (36)$$

5. Decomposition State

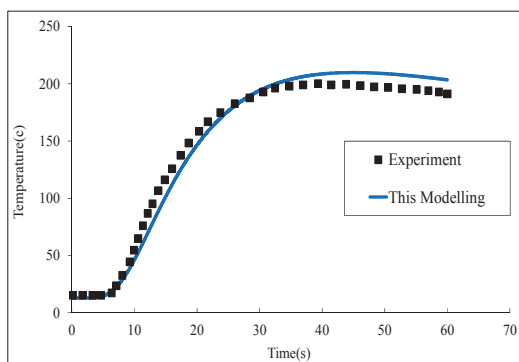
6. Fraction Parameter

7. Riise

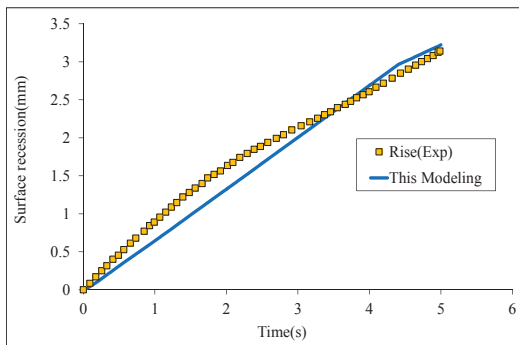
(علمی-پژوهشی)

زهیر صبوخی و محمد رزمجوئی

[۱۳]. با استفاده از مدل ارائه شده در این تحقیق میزان پسروری سطح عایق بدست آمده است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می شود نتایج بدست آمده تطابق بسیار خوبی با نتایج تجربی دارد. همچنین، مشاهده می شود که در مدت زمان احتراق، سطح عایق تقریباً حدود ۱/۳ میلی متر پسروری کرده است. لازم به 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 می کند و به طبع میزان ضریب انتقال حرارت نیز کاهش می یابد. بنابراین، نمودار در این نقطه دچار تغییر می شود زیرا طبق رابطه (۲۱)، نرخ زغال کنده شده به میزان ضریب انتقال حرارت وابسته است. از این رو، طبیعی است که رفتار نمودار در این ناحیه دچار تغییر شده است.



شکل (۵): تاریخچه دمای پشت در عایق سلیکافنولیک و مقایسه با نتایج تجربی رایز [۱۳].



شکل (۶): مقایسه نرخ عقب رفت مدل ارائه شده با آزمایش تجربی رایز [۱۳].

۴-۱- اثرات ضریب تصحیح دمشی (Blowing Correction Factor)

در این بخش یک نازل مخروطی در نظر گرفته شده است، فشار درون محفظه احتراق ۱۰۰ بار و دمای شعله ۳۲۶۵ کلوین است. بنابراین، با استفاده معادلات جریان گاز تمامی پارامترهای مورد نیاز مانند عدد ماخ، فشار، چگالی و توزیع دمای گاز در راستای طولی نازل بدست آمده است. با داشتن پارامترهای موجود می توان ضریب انتقال حرارت سمت گاز را به عنوان ورودی برای کد ضریب انتقال حرارت محاسبه نمود. سایر مشخصات عایق نیز در جدول های ۳-۴ بیان شده است. لازم به ذکر

آن در جداول ۳-۴ آورده شده است و آلومینیوم به عنوان بدنه می باشد. در جهت شعاعی این لایه ها به ترتیب دارای ضخامت ۶/۳۵ و ۱/۸ میلی متر 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 می شود (فاز خاموشی موتور). شرایط مرزی فرض شده در این مدل به این صورت است که مدل در ابتدا دارای دمای یکنواخت ۳۰۰ 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 پیچیده تر است. 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 خنک شوندگی برابر با ۴۷۳/۱۵ کلوین در نظر گرفته شده است. ضریب انتقال حرارت جابه جایی معادل ۵۰ وات بر متر مربع درجه کلوین بکار برده شده است. همچنین، خواص عایق مورد استفاده در این پژوهش در جدول ۳ ذکر شده است.

جدول (۳): پارامترهای سینتیکی مربوط به تجزیه گرمایی سلیکافنولیک [۱۳].

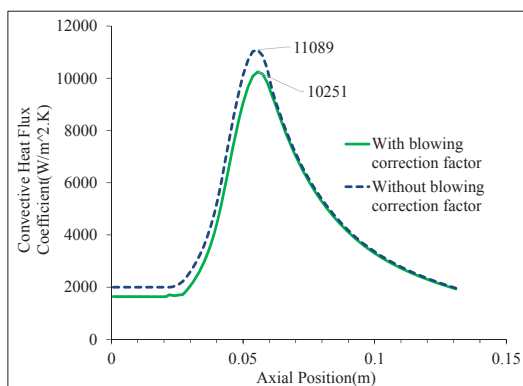
	E(j/kmol)	A(1/s)	n
رزین A	71.14e6	1.4e4	
رزین B	169.98e6	9.75e8	
تقویت کننده	-	-	-

جدول (۴): ویژگی های اجزای تشکیل دهنده در عایق سلیکافنولیک [۱۳].

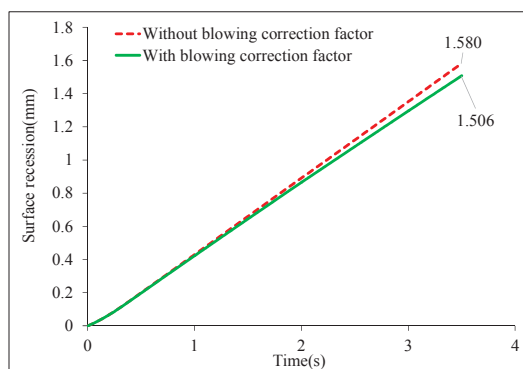
	ρ_v (Virgine) (kg/m ³)	ρ_r (Virgine) (kg/m ³)
رزین A	325.015	0.0
رزین B	973.926	518.998
تقویت کننده	2066.380	2066.380
	Volume fraction	Pyrolysis Temperature(K)
رزین A	0.442	333
رزین B	0.442	550
تقویت کننده	0.578	-
Tablation(K)		2473

همانطور که در شکل ۵ مشاهده می شود، شبیه سازی انجام شده روند کلی تغییرات دما را مطابق با نتایج تجربی پیش بینی می کند

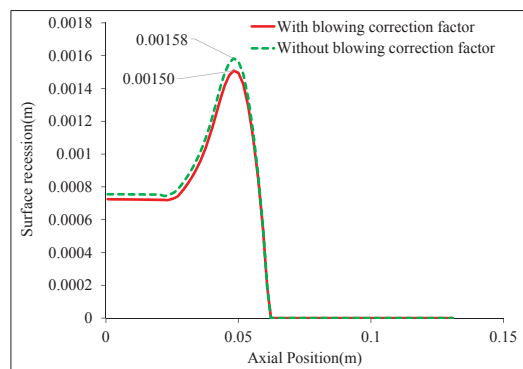
در راستای طولی نازل و در مدت زمان فاز احتراق کمتر می‌شود. با توجه به اینکه با گذشت زمان ضخامت زغال تشکیل شده افزایش می‌یابد، در نتیجه بیشترین تأثیر این ضریب در پایان فاز احتراق می‌باشد. شکل ۸ نشان می‌دهد که با توجه به اینکه لایه زغال تشکیل شده قابل توجه نیست، بخاطر همین در طول زمان تأثیر قابل توجهی بر دمای پشت آلومینیوم ندارد.



شکل ۸: ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمشی.



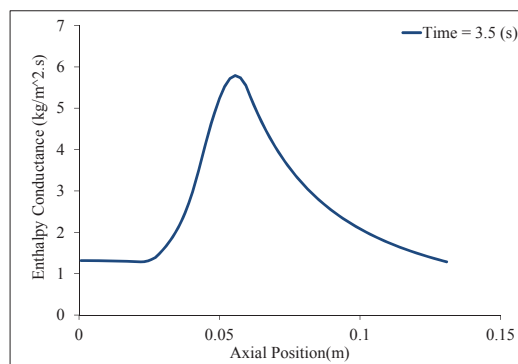
شکل ۹: پسروی سطح در مدت زمان احتراق با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمشی.



شکل ۱۰: پسروی سطح در راستای طولی در زمان ۳،۰۸ ثانیه با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمشی.

است که برای محاسبات پسروی در این مرحله، گرمای فناشوندگی عایق $\Delta H_{ablation} = 1.27e7$ می‌باشد. همچنین، ضخامت عایق و بدنه آلومینیومی به ترتیب ۴ و ۵ میلی‌متر می‌باشد. مدت زمان فاز احتراق ۳/۵ ثانیه در نظر گرفته شده است.

با محاسبه مقدار Ω_{blow} ، می‌توان با توجه به رابطه (۳۰) تأثیر آن را بر ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی و سایر پارامترها محاسبه نمود. به همین منظور مقدار آنتالی رسائایی با توجه به رابطه (۳۲) محاسبه می‌شود. در نمودار شکل ۷ زیر مقدار این پارامتر محاسبه شده با توجه به سرعت جریان گاز، چگالی و عدد استانتون، نشان داده شده است. با توجه به این شکل ماکزیمم مقدار آن در ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد.

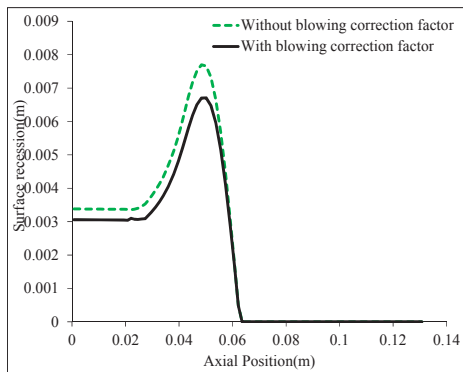


شکل ۷: آنتالی رسائایی در راستای طولی نازل در زمان ۳/۵ ثانیه.

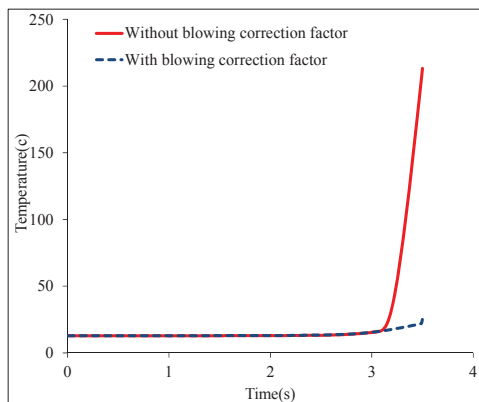
در ادامه تأثیرات این ضریب بر ضریب انتقال حرارت، پسروی و دمای پشت آلومینیوم در ناحیه گلوگاه را مشاهده می‌کنیم (شکل‌های ۸-۱۱). بعد از فرآیند فناشوندگی عایق با تشکیل لایه زغال در سطح، ناحیه پیرولیز به سمت درون ماده تغییر مکان می‌دهد. لایه زغال نقش عمده‌ای در جذب حرارت از طریق واکنش‌های گرماگیر تشکیل آن، ظرفیت گرمایی مربوط به دمای بالا و واکنش‌های گرماگیر مربوط به تشکیل گازهای هیدروکربنی جدید یا مربوط به تقویت‌کننده‌ها دارد. زغال به صورت زیر لایه بیرونی مانند یک لایه گرافیت سخت بوده که برداشتن آن مشکل است. این زغال تشکیل شده در بعضی مواقع به طور قابل ملاحظه مقاومت حرارتی سمت گاز را افزایش می‌دهد. همانطور که مشخص است، این ضریب باعث کاهش ضریب انتقال حرارت سمت گاز می‌شود. اما از آنجاکه ضخامت عایق کم و میزان تشکیل زغال به دلیل بالا بودن گرمای فناشوندگی کمتر است، بنابراین میزان جرم گاز و زغال تولید شده قابل توجه نبوده و تأثیرات این ضریب کمتر می‌باشد. با توجه به اینکه بیشترین میزان تولید گاز و زغال در ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد، بنابراین بیشترین تأثیرات این پارامتر بر پسروی و ضریب انتقال حرارت نیز در ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد. از این رو، هر چه مقدار Ω_{blow} بیشتر باشد ضریب انتقال حرارت بیشتر کاهش می‌یابد. با توجه به کاهش ضریب انتقال حرارت میزان پسروی

(علمی-پژوهشی)

زهیر صبوخی و محمد رزمجوئی

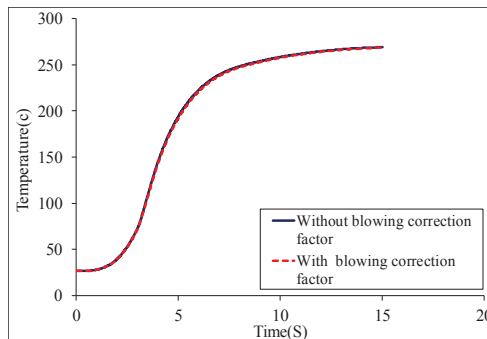


شکل (۱۴): پسروی سطح عایق در راستای طولی نازل با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمش با در نظر گرفتن ضخامت ۸ میلی‌متر.



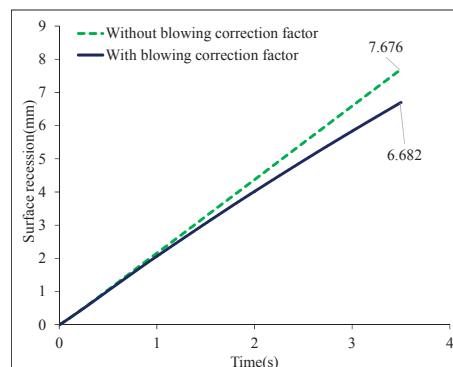
شکل (۱۵): تاریخچه دمای پشت در گلوگاه نازل با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمش با در نظر گرفتن ضخامت ۸ میلی‌متر در مدت زمان فاز احتراق.

با توجه به نتایج ارائه شده در شکل‌های ۱۲-۱۵ مشاهده می‌شود که تأثیر پارامتر ضریب تصحیح دمش بسته به خواص عایق می‌تواند بسیار قابل توجه باشد که بدون در نظر گرفتن این پارامتر پسروی عایق می‌تواند تا ۱ میلی‌متر خطا نیز در محاسبات انجام شده به وجود آید. همانطور که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود که لحاظ نشدن تأثیر ضریب تصحیح دمش در محاسبات می‌تواند باعث خطای قابل توجهی در محاسبه دمای پشت عایق در گلوگاه نازل در پایان فاز احتراق شود. زیرا در پایان فاز احتراق با توجه به شکل‌های ۱۶-۱۷ مشاهده می‌شود که تقریباً ۰/۳ میلی‌متر از عایق در ناحیه گلوگاه نازل باقی مانده است. این ضخامت کم تحمل بار حرارتی ایجاد شده را نداشتن و دما به سرعت در مدت زمان کمی افزایش می‌یابد. بنابراین، با توجه به میزان پسروی عایق و خواص عایق مورد استفاده محاسبه پارامتر ضریب تصحیح دمش می‌تواند از اهمیت قابل توجهی برخوردار باشد که این پارامتر در بسیاری از پژوهش‌های قبلی نادیده گرفته شده است.

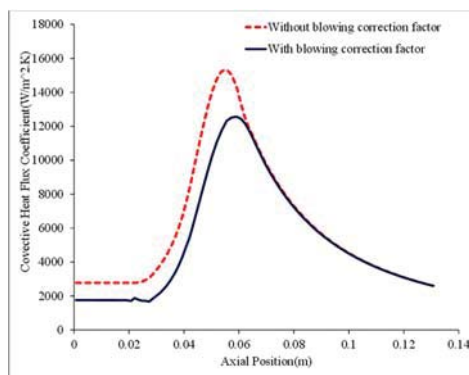


شکل (۱۱): تاریخچه دمای پشت در گلوگاه نازل با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمش.

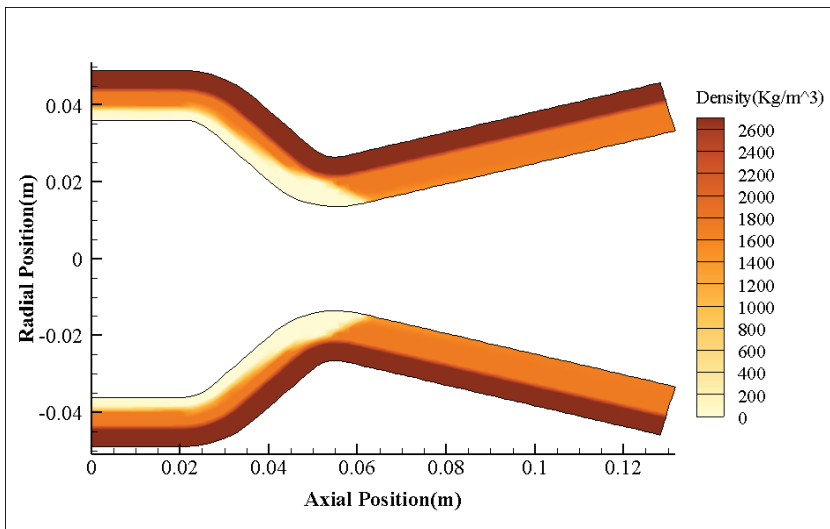
همانطور که بیان شده، یکی از مهمترین پارامترها در میزان پسروی و تشکیل زغال گرمای فناشوندگی می‌باشد. با توجه به بررسی‌های انجام شده گرمای فناشوندگی عایق سیلیکافنولیک $\Delta H_{ablation} = 1.27e7$ می‌باشد. در اینجا هدف بررسی میزان اثر این ضریب بر پسروی عایق و تشکیل زغال و در نهایت تأثیر آن بر ضریب تصحیح دمش می‌باشد. بنابراین، مقدار این پارامتر $\Delta H_{ablation} = 0.34e7$ ضخامت بدنه آلومینیومی ۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.



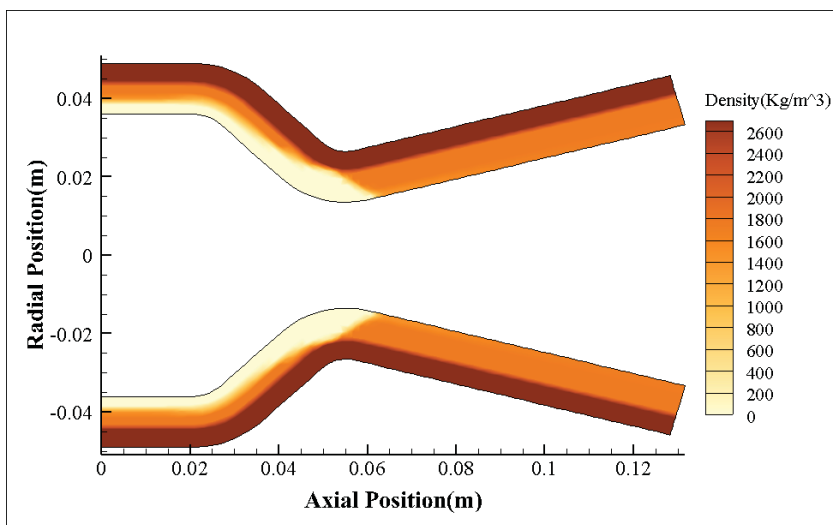
شکل (۱۲): پسروی سطح عایق در مدت زمان احتراق با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمش با در نظر گرفتن ضخامت ۸ میلی‌متر.



شکل (۱۳): ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در راستای طولی نازل با و بدون اثرات ضریب تصحیح دمش با در نظر گرفتن ضخامت ۸ میلی‌متر.



شکل (۱۶): کانتور چگالی در پایان فاز احتراق بدون اثرات ضریب تصحیح دممش.



شکل (۱۷): کانتور چگالی در پایان فاز احتراق با در نظر گرفتن اثرات ضریب تصحیح دممش.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله به بررسی و شبیه‌سازی عددی انتقال حرارت در محفظه و نازل موتورهای سوخت جامد با مواد فناشونده پرداخته شد. برای حل معادلات انتقال حرارت و جرم در یک شبکه دو-بعدی از روش حجم محدود استفاده شد. با استفاده از این روش بر خلاف روش تفاضل محدود دیگر نیازی نیست معادلات مربوطه به فضای محاسباتی انتقال پیدا کند. با بررسی نتایج بدست آمده مشخص شد که پسروری سطح در نقاط مختلف متفاوت است و در ناحیه گلوگاه نازل بیشترین پسروری دیده می‌شود. یعنی بحرانی‌ترین نقاط اطراف گلوگاه نازل می‌باشد. بنابراین، براساس زمان عملکرد ضخامت عایق فناشونده در طول

نازل بدست می‌آید. همچنین، اثر پارامتر مهمی به نام ضریب تصحیح دممش مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که ضریب تصحیح دممش باعث کاهش ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی و به دنبال آن کاهش پسروری در طول نازل و در مدت زمان احتراق می‌شود. بیشترین تأثیر این پارامتر در ناحیه گلوگاه نازل می‌باشد. علاوه‌براین، نشان داده شد که با توجه به خواص حرارتی عایق، ضخامت و گرمای فناشوندگی عایق پارامتر ضریب تصحیح دممش می‌تواند بسیار حائز اهمیت باشد. به گونه‌ای که در مواردی نادیده گرفتن این اثر می‌تواند باعث خطای قابل توجهی در محاسبات دمایی پشت عایق شود. از این رو، ضروری است که این پارامتر در محاسبات لحاظ شده تا در طراحی عایق به کمترین میزان خطا دست پیدا کرد.

۶- مراجع

- [1] Cross, P.G. and Boyd, I.D., "Reduced Reaction Mechanism for Rocket Nozzle Ablation Simulations", *47th AIAA Thermophysics Conference*, Denver, Colorado, USA, 2017.
- [2] Hui, W., Bao, F., Wei, X., and Liu, Y., "Ablation Performance of a 4D-braided C/C Composite in a Parameter-variable Channel of a Laval Nozzle in a Solid Rocket Motor", *New Carbon Materials*, Vol. 32, No. 4, pp. 365-373, 2017.
- [3] Swann, R.T. and Pittman, C.M., "Numerical Analysis of the Transient Response of Advanced Thermal Protection Systems for Atmospheric Entry", *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*, NASA-TN-D-1370, 1962.
- [4] Chung, B.T.F. and Hsiao, J.S. "Heat Transfer With Ablation in a Half Space Subjected to Time-variant Heat Fluxes", *Journal of heat transfer*, Vol. 105, No. 1, pp. 200-203, 1983.
- [5] Blackwell, B., "Numerical Prediction of One-Dimensional Ablation Using a Finite Control Volume Procedure with Exponential Differencing", *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, Vol. 14, No. 1, pp. 17-34, 1988.
- [6] Ren, F., Sun, H., and Deng, G., "A Theoretical Calculation Method of Local Ablation in Region of Shock-boundary Layer Interaction", *6th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Colorado Springs, CO, USA, 1994.
- [7] Zien, T.-F. and Wei, C.-Y., "Heat Transfer in the Melt Layer of a Simple Ablation Model", *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 13, No. 4, pp. 450-459, 1999.
- [8] Braga, W.F., Mantelli, M.B., and Azevedo, J.L.F., "Approximate Analytical Solution for Onedimensional Ablation Problem with Time-Variable Heat Flux", *36th AIAA Thermophysics Conference*, Orlando, Florida, USA, 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, pp. 145-164, 1985.
- [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, pp. 822-833, 2008.
- [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, pp. 492-500, 2009.
- [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, pp. 820-830, 2012.
- [13] Riise, J.A.K., *Computer Code for Thermal Analysis of Rocket Motors*, LAMBERT Academic Publishing (LAP), Chisinau, Republic of Moldova, 2008.
- [14] Mohammadiun, H. and Mohammadiun, M., "Numerical Modeling of Charring Material Ablation with Considering Chemical-Reaction Effects, Mass Transfer and Surface Heat Transfer", *Arabian Journal for Science and Engineering*, Vol. 38, No. 9, pp. 2533-2543, 2013.
- [15] Ghaderi Dehkordi, Y., "Investigation of the Effect of Reinforcement on Thermo-Physical Properties of Ablative Heat Shields", *Journal of Space Science & Thechnology*, Vol. 3, No. 2, pp. 2533-2543, 2010 (In Persian).
- [16] Mohan Kumar, L., Usha, K.M., Anandapadmanabhan, E.N., and Chakravarthy, P., "Development of a Novel Ablative Composite Tape Layup Technology for Solid Rocket Motor Nozzle and Liquid Engine Liners", *Materials Science Forum*, Vol. 830, pp. 417-420, 2015.
- [17] Hauser, J. and Xia, Y., "Modern Introduction to Grid Generation", *COSMASE Shortcourse Notesk EPF Lausanne*, Salzgitter, Deutschland, 1996.
- [18] Cross, P.G., and Boyd, I.D., "Two-Dimensional Modeling of Ablation and Pyrolysis with Application to Rocket Nozzles", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 1, pp. 212-224, 2016.
- [19] Kato, S., Okuyama, K., Gibo, K., Miyagi, T., Suzuki, T., Fujita, K., Sakai, T., Nishio, S., and Watanabe, A., "Thermal Response Simulation of Ultra Light Weight Phenolic Carbon Ablator by the Use of the Ablation Analysis Code", *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Space Technology Japan, No. 10, pp. 31-39, 2012.
- [20] Kulhanek, S.L., "Design, Analysis, and Simulation of Rocket Propulsion System", PhD Dissertaion, University of Kansas, Kansas, USA, 2012.
- [21] Anderson, J.D., *Computational Fluid Dynamics the Basic with Applications*, McGraw-Hill, New York, USA, 1995.
- [22] Kargar, A., "Numerical Analysis of Supersonic-Subsonic Flow in the Convergent-Divergent Nozzle Along with the Shock and Comparison with Analytical Results", *Department of Mechanical Engineering, Quchan Branch, Islamic Azad University*, Quchan, Iran, 2013.
- [23] Ewing, M.E., Laker, T.S., Walker, D.T., "Numerical Modeling of Ablation Heat Transfer", *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 27, No. 4, pp. 615-32, 2013.