

## تحلیل عددی و تجربی فناشوندگی در نازل‌های گرافیتی موتورهای سوخت جامد

عبسی دانش‌فر<sup>۱</sup>، محمد مهدی دوستدار<sup>۲</sup>، محمد امینی<sup>۳</sup>، حمید فاضلی<sup>۴</sup>

۱ دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک، پژوهشگاه مواد و انرژی، تهران

۲ دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، [mdostdar@ihu.ac.ir](mailto:mdostdar@ihu.ac.ir)

۳ استادیار، مهندسی مکانیک، پژوهشگاه مواد و انرژی، تهران

۴ دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۵/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۱۰/۰۶

### چکیده

سپرهای حرارتی نقش مهمی در موتورهای سوخت جامد ایفا می‌کنند. کاربرد زیاد سپرهای حرارتی در گلوگاه این موتورها، به دلیل تأثیر خوردگی این ناحیه بر فشار محفظه احتراق و نهایتاً بازده حرارتی موتور، موجب اهمیت مطالعه سپرهای حرارتی شده است. پیش‌بینی صحیح مقدار پسروی سطح گلوگاه، منجر به طراحی بهینه موتور، به‌ویژه در موتورهایی با زمان سوزش بالا می‌شود. در این پژوهش، خوردگی نازل گرافیتی در موتورهای سوخت جامد برای یک سوخت مرکب با ترکیب خاص مورد بررسی قرار گرفته است. مدل عددی استفاده‌شده شامل حل معادلات ناویر استوکس جریان سیال، معادلات ترمودینامیکی داخل موتور، معادلات ترموشیمی و هدایت حرارتی سطح نازل است. جهت اعتبارسنجی نتایج مدل عددی، یک موتور سوخت جامد کامل از نوع کارتریجی با نازل گرافیتی و سوخت با پایه پلی استری آزمایش و توسط دستگاه اسکنر سه‌بعدی مقدار خوردگی سطح داخلی نازل اندازه‌گیری شده است. مقایسه نتایج بیانگر مطابقت خوب خروجی مدل عددی با داده‌های تجربی (با اختلاف در حدود ۴ درصد) در گلوگاه و حوالی آن است. نتایج تجربی نشان می‌دهد که مقدار فناشوندگی در ناحیه ورودی گلوگاه بیشترین مقدار را دارد و در ناحیه واگرایی نازل، تقریباً ثابت و برای موتور تست‌شده حدود ۰/۲ میلی‌متر است. این نتایج به دلیل تأثیر قابل توجه خوردگی و تغییر هندسه گلوگاه نازل بر بازده حرارتی موتور، حائز اهمیت است و می‌تواند در تحلیل و طراحی موتورهای سوخت جامد استفاده شود.

### واژگان کلیدی

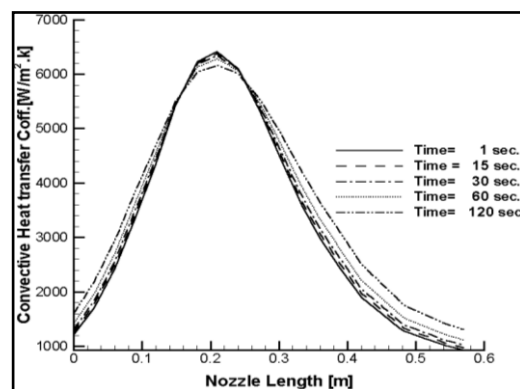
خوردگی، موتور سوخت جامد، گرافیت، سپر حرارتی

## ۱. مقدمه

شده است. از جمله راجینی و کنز با استفاده از یک کد کامپیوتری تأثیر فشار را بر مقدار فناشوندگی گرافیت بررسی کرده‌اند [۲]. در این بررسی دو نوع سوخت جامد مرکب با پایه رزین HTPB مورد بررسی قرار گرفت که یکی آمیخته به فلز و دیگری بدون فلز بود و مقدار فناشوندگی برای این دو سوخت در فشارهای مختلف مورد اندازه‌گیری قرار گرفت. آنها در این پژوهش نتیجه گرفتند که واکنش‌ها در فشارهای زیر ۱۴۰ بار سینتیک می‌باشد و در فشارهای بالای ۱۴۰ بار آهنگ فرسایش توسط دیفیوژن کنترل می‌شود.

لیناپنگ و همکاران [۳] فرسایش و پسروی در کامپوزیت‌های کربن - کربن را با استفاده از روش ریخت‌شناسی (مارفولوژی) بررسی کردند. در این بررسی آنها از دو نوع موتور سوخت جامد با شرایط مختلف که مقدار شار جرمی آنها متفاوت بود استفاده کردند و از طریق دستگاه عکسبرداری دقیق مقدار تغییرات گلوگاه را اندازه گرفتند. دانیل بیانچی و همکاران [۴-۶] برای شبیه‌سازی فرسایش (فناشوندگی) نازل از جنس کربن - کربن (گرافیت) دو مدل عددی مختلف ارائه نمودند و از طریق این دو مدل پدیده فرسایش را از ابعاد مختلف مورد بررسی قرار دادند. مدل اول بر پایه تئوری تعادل ترمودینامیکی در سطح و مدل دوم بر پایه نرخ محدود انجام شد. به این ترتیب که برای دماهای بالا و سوخت‌هایی با درصد بالای آلومینیوم از روابط دیفیوژنی و در سوخت‌هایی با دماهای پایین و درصد پایین آلومینیوم از روابط سینتیکی استفاده کردند. آنها هم مانند سایر محققان، مهمترین عوامل فرسایش سطح گرافیت در نازل را سه گونه اکسیدکننده مشخص؛ یعنی  $\text{CO}_2$ ،  $\text{H}_2\text{O}$ ،  $\text{OH}$  برشمردند که به‌وفور در محصولات احتراق موجود بوده و با گرافیت واکنش می‌دهند و از بقیه گونه‌ها به‌دلیل درصد پائین غلظت و تأثیر بسیار جزیی صرف‌نظر کردند. پیوش تاکرو و دیگر یانگ [۷] مقدار فرسایش خوردگی را در نازل‌هایی با گلوگاه فلزی مورد بررسی قرار دادند. آنها سه فلز را که دارای دمای ذوب بالایی بودند بررسی کردند که عبارت‌اند از: تنگستن (W)، مولیبدن (Mo) و نئوم (Re). جهت احتراز از تأثیر سایش مکانیکی  $\text{Al}_2\text{O}_3$  بر فرسایش کلی نازل، سوخت با بایندر HTPB بدون آلومینیوم در نظر گرفته شد و لذا فرسایش، صرفاً ترموشیمیایی بوده است. آنها در این پژوهش عملکرد این سه نازل را از فشار ۷۰ تا ۴۵۰ بار مورد بررسی قرار

عایق‌های فناشونده در موتور پرتابه‌های پرسرعت به‌ویژه موتورهای سوخت جامد نقش مهمی ایفا دارند. سطوح داخلی این موتورها (به‌ویژه نازل) به‌دلیل احتراق سوخت در معرض گرمای شدید و کوتاه‌مدت قرار دارد. در حین احتراق سوخت در محفظه موتور و افزایش دما، جریان با تلاطم بسیار زیاد و فشار بالا ایجاد می‌شود. این عوامل می‌تواند باعث گسیختن مستحکم‌ترین فلزات و آلیاژهای مقاوم در برابر حرارت شود. از اینرو لازم است از آنها در برابر این شرایط سخت محافظت شود تا به اهداف مورد نظر دست یابند. در نتیجه، تحقیقات در راستای طراحی و ساخت سپرهای حرارتی دارای قابلیت پوشش‌دهی بالا روی سطوح فلزات آلیاژی و دیگر سازه‌های موجود با هدف حفاظت حرارتی و کاهش وزن پرتابه‌ها روبه افزایش است. بدیهی است این مواد در برخورد با گازهای داغ حاصل از احتراق به‌دلیل پدیده فناشوندگی به‌تدریج خورده شوند و از بین بروند. شکل ۱ نحوه تغییرات ضریب انتقال حرارت را در طول یک نازل نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود ضریب انتقال حرارت و در نتیجه شدت نفوذ گرما به داخل دیواره در ناحیه گلوگاه در حالت ماکزیمم قرار دارد.



شکل ۱. تغییرات ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی در طول نازل [۱]

در حال حاضر گرافیت یا کامپوزیت‌های کربن - کربن به‌دلیل خواص مکانیکی مناسب مانند نسبت استحکام به وزن بالا، دمای تصعید زیاد و استحکام مکانیکی دارای بیشترین کاربرد در طراحی و ساخت گلوگاه موتورهای سوخت جامد هستند. در این مقاله به‌دلیل علاقمندی به طراحی بهینه پوشش‌دهی روی گلوگاه نازل‌های موتورهای سوخت جامد، پدیده فناشوندگی در نازل‌های گرافیتی بررسی شده است. در سال‌های اخیر، مطالعات گسترده‌ای درباره تأثیر پارامترهای مختلف برای فناشوندگی گرافیت انجام

افزایش دما چندان تند نبوده و فرسایش از نوع سینتیکی می‌باشد [۱۱]. در بسیاری از مراجع [۹-۱۴] به دلیل محدودیت تجهیزاتی و یا مهیا نبودن شرایط آزمایش، مقدار فرسایش نازل فقط در گلوگاه اندازه‌گیری و محاسبه شده و از بررسی سایر نقاط در طول نازل صرف‌نظر شده است.

در تحقیق حاضر بنا به درخواست، از یک سوخت جامد مرکب غیر مبتنی بر رزین HTPB (سوخت پایه پلی‌استر بهینه‌شده) برای مطالعه پدیده فرسایش روی پوشش‌های محافظ نازل استفاده شده و مقدار پسروری در گلوگاه در طول کل نازل به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. از طرفی تحقیقات انجام‌گرفته در سال‌های اخیر بیشتر بر مبنای استفاده از ترکیبات رزین فنولیکی به‌عنوان پوشش محافظ نازل در پدیده فرسایش انجام شده است که این ماده برای دماهای پایین یا نواحی غیر بحرانی مثل ورودی جریان قابل استفاده می‌باشد و برای گلوگاه نازل، که شدت جریان بسیار بالاست، به دلیل پیرولیز سریع، رزین فنولیک قابل استفاده نیست. از طرف دیگر این تحقیق می‌تواند بخشی از نیازهای رو به گسترش صنایع دفاعی در استفاده از پوشش‌های گرافیتی باشد [۱۰-۱۳].

## ۲. مدل‌سازی مسئله و معادلات حاکم

مدل هندسی مورد استفاده برای مسئله در شکل ۲ نمایش داده شده است که شامل معادلات حاکم فاز گاز و فاز جامد (مواد سپر حرارتی) می‌باشد. فاز گاز شامل مخلوطی از گازهای حاصل از احتراق است. دمای سطح نازل به دلیل انتقال حرارت بسیار زیاد از محصولات احتراق به سرعت بالا می‌رود. مابین گونه‌های اکسیدکننده محصولات احتراق و سطح نازل (سپر حرارتی) واکنش شیمیایی رخ داده و سبب پسروری سطح می‌گردد. میزان پسروری سطح را می‌توان توسط سینتیک واکنش شیمیایی در سطح محاسبه کرد.

### ۲-۱. روابط حاکم بر مسئله

برای یک سیستم مختصات متحرک و متصل به سطح ماده فناشونده که در حال پسروری است توزیع دما در فاصله داده شده از سطح از معادله انتقال حرارت ۱ به‌دست می‌آید [۹].

$$\rho_s \frac{\partial h_s}{\partial t} = \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial r} \left( k_s A \frac{\partial T_s}{\partial r} \right) + \rho_s \dot{s} \frac{\partial h_s}{\partial r} \quad (1)$$

فرضیات در نظر گرفته شده در این مدل فیزیکی بدین شکل است:

دادند و مشاهده کردند که نرخ فرسایش با زیاد شدن فشار به‌شدت افزایش می‌یابد.

از دیگر روش‌هایی که می‌تواند در تعیین مقدار پسروری (فرسایش) سپرهای حرارتی مورد استفاده قرار گیرد، روش قوس پلاسماست. از مزایای این روش می‌توان به تنظیم دقیق دمای ورودی سیستم و عدم محدودیت مدت زمان اشاره کرد [۸].

موضوع دیگری که در بحث فناشوندگی توسط محققان مورد بررسی قرار گرفته است صافی سطح سپر حرارتی است. تورچی و همکاران در یک فعالیت مشخص توانستند این موضوع را با استفاده از معادلات دینامیک سیالات شبیه‌سازی کنند. آنها دریافتند که با افزایش ناهمواری سطح در سپر حرارتی، مقدار فرسایش افزایش پیدا می‌کند. این موضوع به دلیل افزایش ضریب کنوکسیون سطح و مقدار نفوذ گونه‌ها به داخل سطح گرافیت می‌باشد. ضمناً این موضوع برای سوخت‌های بدون فلز و دارای فلز رفتار یکسانی دارد. از دیگر نتایج تحقیق آنها، تأثیر ضریب صدور تشعشی توسط ذرات آلومینیوم است. هر قدر مقدار این ضریب بالا باشد، فرسایش نیز بیشتر خواهد بود و بالطبع مقدار فرسایش ناشی از تشعشع ذرات آلومینیوم برای سوخت‌های بدون فلز قطعاً کمتر خواهد بود؛ زیرا این سوخت‌ها فاقد فلز می‌باشند و هر قدر مقدار فلز بیشتر باشد، فرسایش ناشی از تشعشع زیادتر خواهد بود [۱۰].

بعضی از محققان جهت بررسی دقیق پدیده فرسایش در سپر حرارتی به‌ویژه گرافیت، روش‌های خاص را به‌کار برده‌اند. یکی از روش‌های جدید، استفاده از محفظه شبیه‌سازی موتور سوخت جامد کنترل شده است. این محفظه به لحاظ عملکرد مثل موتور استاندارد سوخت جامد عمل می‌کند. به این ترتیب که اتانول به‌عنوان ماده سوختنی و اکسیژن به‌عنوان اکسنده به‌طور کنترل‌شده وارد محفظه شده و مقدار فشار داخل توسط دبی این دو ماده کنترل و گازهای خروجی از یک نازل مشخص خارج می‌شوند. در این روش گازهایی را که نقش اصلی در تخریب سپر حرارتی دارند مشخص می‌گردد.

محققان با تغییر F/O (نسبت سوخت به اکسنده) از ۰/۶ تا ۰/۸ فرسایش را از دیدگاه مارفولوژی مورد بررسی قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که در حالتی که مقدار دمای داخل محفظه از ۳۰۰۰ درجه سانتی‌گراد بالاتر رود فرسایش ناشی از دیفیوژن می‌باشد و در دمای پایین‌تر از ۳۰۰۰ درجه سانتی‌گراد شیب نرخ

آن برای محصولات تولیدی در فرایند فناشوندگی مثبت و برای گونه‌های مصرفی منفی است. معادله ۳ نیز در واقع بیانگر بالانس انرژی روی سطح است. جملات سمت چپ معادله ۳ به ترتیب شار حرارتی ورودی به سطح کنترل ناشی از هدایت حرارتی گازهای دیفیوژن و حرکت سطح (جریان دمش جرم ناشی از فناشوندگی) بوده و سمت راست نیز بیانگر شار حرارتی خروجی از سطح کنترل (ناشی از فناشدن سطح) و هدایت حرارت به داخل ماده فناشونده می‌باشد [۹-۱۰].

$$\rho D_{im} \left. \frac{\partial y_i}{\partial \eta} \right|_w + \dot{\omega}_i = (\rho v)_w y_{iw} \quad i=1, \dots, N_c \quad (2)$$

$$k \left. \frac{\partial T}{\partial \eta} \right|_w + \sum_{i=1}^{N_c} h_{iw} \rho D_{im} \left. \frac{\partial h_i}{\partial \eta} \right|_w + \dot{m} h_s =$$

$$(\rho v)_w h_w - k_s \left. \frac{\partial T_s}{\partial r} \right|_s$$

با نوشتن و بسط معادله ۲ برای همه گونه‌ها و جمع آنها می‌توان رابطه ۴ را به صورت زیر نوشت:

$$\sum_{i=1}^{N_c} \dot{\omega}_i = (\rho v)_w \dot{m} = \rho_s \dot{s} \quad (4)$$

با جایگذاری این معادله در معادله ۳ می‌توان این سه رابطه را در معادله ۵ به صورت ساده خلاصه نمود.

$$k \left. \frac{\partial T}{\partial \eta} \right|_w - \dot{m} \Delta H_{abl} = -k_s \left. \frac{\partial T_s}{\partial r} \right|_s \quad (5)$$

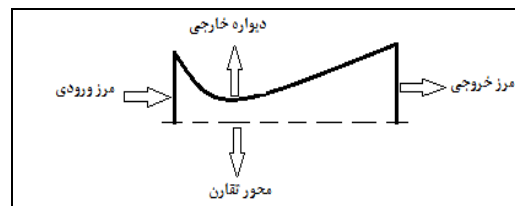
در این رابطه  $\Delta H_{abl}$  گرمای فناشوندگی است و مقدار آن از تفاضل بین مجموع آنتالپی گونه‌ها (ایجاد یا مصرفی) ناشی از فرایند فناشدن و آنتالپی ماده گرافیتی جامد در دمای سطح فناشونده بر واحد جرم فناشونده به دست می‌آید. سایر شرایط مرزی در معادله ۶ آورده شده است که به ترتیب از چپ به راست عدم تغییر فشار در سطح فناشوندگی، سرعت محوری صفر (شرط عدم لغزش) و برابری سرعت فناشوندگی با سرعت محور عمودی رانشان می‌دهد.

$$\left. \frac{\partial P}{\partial \eta} \right|_w = 0 \quad u=0 \quad v = \dot{m} / \rho \quad (6)$$

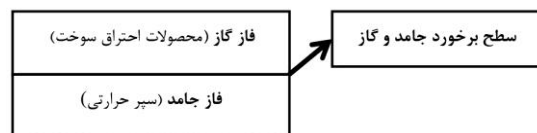
### ۲-۳. واکنش‌های شیمیایی

گرافیت و کامپوزیت کربن - کربن، که به عنوان سپر حرارتی در گلوگاه موتورهای سوخت جامد استفاده می‌شود در حین عبور سیال داغ از گلوگاه با گازهای تولیدی واکنش شیمیایی داده و خورده می‌شود. گازهای حاصل از سوخت جامد شامل موادی چون  $AlCl_3$ ،  $H_2O$ ،  $OH$ ،  $O_2$ ،  $Fl_2O$ ،  $N_2-OH$ ،  $Cl_2$  و جز این‌ها می‌باشند. از بین این مواد  $H_2O$ ،  $OH$  و  $CO_2$  طبق مراجع و مقالات مختلف به عنوان مواد اصلی واکنش‌دهنده با کربن می‌باشند.

۱. خواص حرارتی فقط تابع درجه حرارت است
  ۲. از انتقال حرارت به واسطه تشعشع صرف نظر می‌شود
  ۳. گرافیت به عنوان ماده همگن در نظر گرفته می‌شود
  ۴. انتقال حرارت هدایتی در ماده فناشونده یکبعدی و در امتداد شعاع نازل است
  ۵. تمام آلومینیم موجود در سوخت اکسید می‌شود
  ۶. از تصعید کربن در سطح دیواره نازل صرف نظر می‌شود
- ترم‌های ارائه شده در معادله ۱ به ترتیب از چپ به راست انرژی محسوس ذخیره شده، هدایت حرارتی خالص و انرژی خالص جابه‌جایی ناشی از حرکت سیستم مختصات است. چون پدیده گرمایش در دیواره به سرعت اتفاق می‌افتد و با آدیاباتیک فرض نمودن دیواره بیرونی نازل می‌توان معادله بالا را به صورت غیروابسته به زمان حل کرد و این فرض در مسائل موتورهای سوخت جامد قابل قبول می‌باشد.



شکل ۲. میدان جریان و مرزهای مرتبط



شکل ۳ مدل فیزیکی

### ۲-۲. شرایط مرزی در فصل مشترک گاز / سطح جامد

جهت تکمیل مدل‌سازی فناشوندگی در سطح بین جامد و گاز (گرافیت و گازهای حاصل از سوخت جامد) باید معادلات موازنه جرم و انرژی برای گونه‌ها لحاظ شود. معادلات ۲ و ۳ به ترتیب معادله موازنه جرم و انرژی را نشان می‌دهند. معادله ۲ در واقع معادله بقای جرم روی سطح فناشونده برای گونه  $i$  ام می‌باشد. جملات سمت چپ معادله ۲ به ترتیب شار جرمی گونه‌های  $i$  ورودی به سطح کنترل متصل به سطح فناشونده ناشی از دیفیوژن و واکنش‌های شیمیایی غیرمتجانس است. سمت راست نیز شار جرمی گونه‌های  $i$  خروجی از سطح کنترل ناشی از فناشوندگی سطح را نشان می‌دهد. در این معادله عبارات  $\dot{\omega}_i$  شار تولید جرم گونه‌های ناشی از اندرکنش گاز و سطح فناشونده است که علامت

$$\dot{w}_{CO_2} = -\dot{m}_{CO_2} \left( \frac{w_{CO_2}}{w_c} \right) \quad (12)$$

$$\dot{w}_{H_2O} = -\dot{m}_{H_2O} \left( \frac{w_{H_2O}}{w_c} \right) \quad (13)$$

$$\dot{w}_{OH} = -\dot{m}_{OH} \left( \frac{w_{OH}}{w_c} \right) \quad (14)$$

$$\dot{w}_H = \dot{m}_{OH} \left( \frac{w_H}{w_c} \right) \quad (15)$$

$$\sum \dot{w}_i = \dot{m} = \rho \cdot \dot{s} \quad (16)$$

$$p_i = y_i \cdot p \cdot \left( \frac{w_i}{w_c} \right) \quad (17)$$

### ۳. حل عددی مسئله

شکل ۴ نمای کلی از سیر مراحل مختلف مسئله، اعم از طراحی موتور، تعیین پارامترهای ورودی، اجرای کدهای محاسباتی، محاسبه پارامترهای مورد نیاز جهت تعیین مقدار ماده فناشونده را نشان می‌دهد. این فلوجارت از چهار بخش اصلی تشکیل شده است که شامل تحلیل موتور، حل معادلات جریان داخل نازل در حالت لزج، تعیین واکنش‌های شیمیایی موثر در خوردگی و کدهای محاسباتی است. به دلیل اهمیت فراوان کدهای محاسباتی مهم آنها در ادامه تشریح شده است.

#### ۳-۱. کد اصلی فناشوندگی

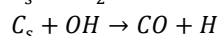
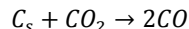
کد محاسباتی ablation-b اصلی‌ترین کد در این تحقیق است و بقیه کدها به‌عنوان ورودی این کد ایفای نقش می‌کنند. از ورودی‌های این کد می‌توان به دمای محیط، آنتالپی فناشوندگی، چگالی سپر حرارتی، درصد گونه‌ها، ضریب هدایت حرارتی سپر حرارتی، دمای فناشوندگی گرافیت، مشخصات تشعشعی گاز، درصد آلومینیوم سوخت، زمان سوزش موتور، دمای دیواره، فشار سیال، ماخ جریان، گام زمانی و دقت محاسبات اشاره کرد. مهمترین خروجی‌های این کد، مقدار فناشوندگی، ضریب انتقال حرارت در طول نازل و تغییرات دما در عمق دیواره می‌باشد.

جدول ۱. داده‌های سنتیکی واکنش سطحی

	n	b	E <sub>i</sub> Kcal/mole	A <sub>i</sub>
CO <sub>2</sub>	۰/۵	۰	۶۸/۸	۴۸۰۰۰۰
H <sub>2</sub> O	۰/۵	۰	۶۸/۱	۹۰۰۰
OH	۱	-۰/۵	۰	۳۶۱

#### ۳-۲. کد تحلیل بالستیک داخلی موتور

جهت تحلیل بالستیک داخلی موتور از یک کد صفربعدی، که توسط خود مولف تدوین شده است، استفاده می‌شود. این کد ضمن محاسبات سوزش گرین سوخت و سطح سوزش کلی موتور قادر



واکنش این مواد در سپر حرارتی از جنس کربن در بیشتر مراجع از نوع سینتیکی است و کمتر در حالت دیفیوژنی می‌باشد.

در حالت کلی نرخ انجام یک واکنش به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

$$1/\tau = 1/\tau_d + 1/\tau_k \quad (8)$$

که  $\tau_d$  نرخ واکنش دیفیوژنی و  $\tau_k$  نرخ واکنش سینتیکی است. اگر نرخ سینتیکی خیلی بیشتر از دیفیوژنی باشد، واکنش از طریق دیفیوژن و اگر نرخ واکنش دیفیوژنی خیلی بیشتر از سنتیکی باشد، واکنش به‌صورت سینتیکی کنترل می‌شود. طبق گزارش مراجع [۳]، [۵] و [۶] که در موضوع فناشوندگی گرافیت تحقیق کرده‌اند، در اغلب موارد اگر دمای گازها پایین‌تر از ۲۸۰۰ درجه سانتی‌گراد باشد واکنش از نوع سینتیکی است و اگر دما بیشتر از این باشد حالت دیفیوژن غالب می‌باشد. گفتنی است نتایج حاصل از آزمایشات نیز این موضوع را تأیید می‌کند. نظر به اینکه دماهای سوخت‌های مورد نظر در عبور از گلوگاه از مقدار حد (۲۸۰۰ درجه سانتی‌گراد) کمتر است، می‌توان شرایط واکنش را سینتیکی در نظر گرفت، لذا مقدار دبی پسروی سطح کربن طبق رابطه آرنیوس به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۱۲]:

$$\dot{m}_i = p_i^n \cdot A_i \cdot T_w^b \cdot \exp\left(-\frac{E_i}{RT_w}\right) \quad (9)$$

در این رابطه  $\dot{m}_i$  مقدار دبی پسروی سطح کربن،  $p_i$  مقدار فشار جزئی گونه‌ها،  $E_i$  انرژی فعال‌سازی واکنش‌های غیرمتجانس و  $n$ ،  $A_i$  و  $b$  ثابت‌های بدون بعد است که برای واکنش‌های مختلف محاسبه شده و در جداول موجود می‌باشد. همچنین  $T_w$  دمای سطح کربن برحسب کلونین و نهایتاً  $R$  ثابت عمومی گازهاست. تمامی پارامترهای سنتیکی معادله ۹ در جدول ۱ آورده شده است. خوردگی کلی برای گرافیت را با توجه به محصولات خروجی احتراق می‌توان از طریق معادله ۱۰ محاسبه نمود.

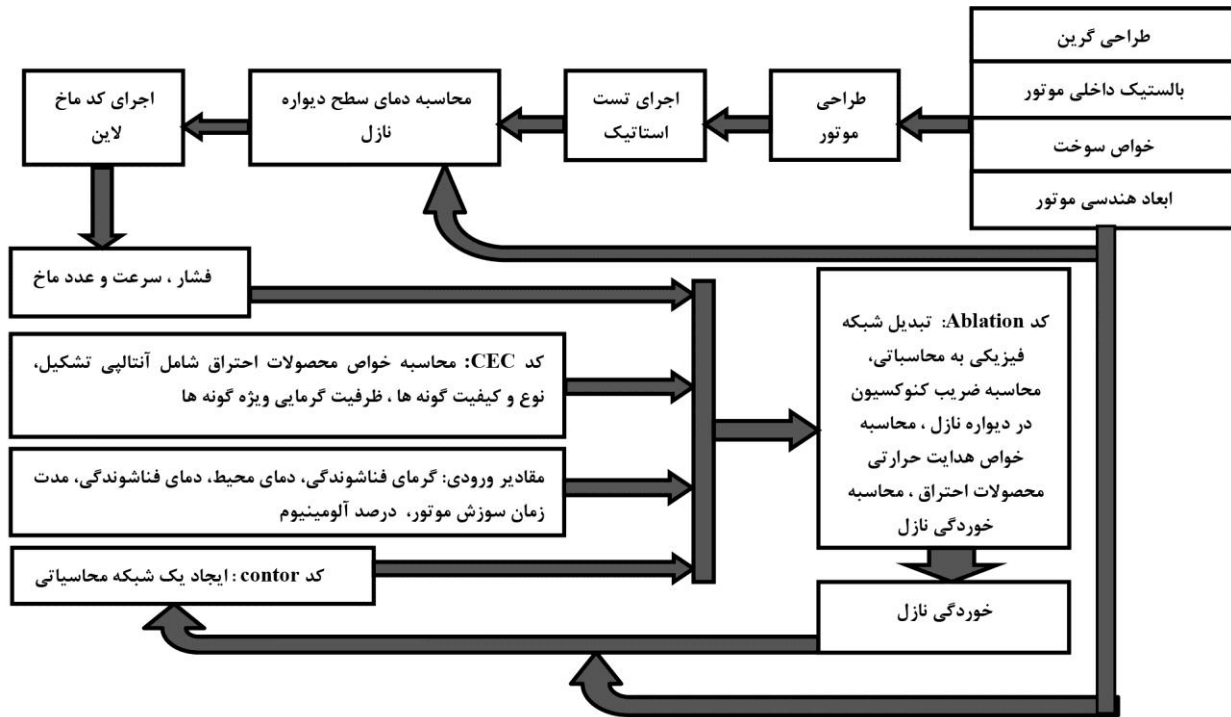
$$\dot{m}_i = \dot{m}_{H_2O} + \dot{m}_{CO_2} + \dot{m}_{OH} = \rho_s \cdot \dot{s} \quad (10)$$

$\rho_s$  دانسیته گرافیت و  $\dot{s}$  نرخ فرسایش برحسب متر بر ثانیه می‌باشد. جملات تولید جرم  $\dot{w}_i$  برای گونه‌های مختلف حاصل از محصولات گوناگونی که در حین خوردگی سپر حرارتی تولید می‌شوند در معادلات ۱۱ تا ۱۷ آورده شده است.

$$\dot{w}_{CO} = \dot{m}_{H_2O} \left( \frac{w_{CO}}{w_c} \right) + \dot{m}_{CO_2} \left( \frac{2w_{CO}}{w_c} \right) + \dot{m}_{OH} \left( \frac{w_{CO}}{w_c} \right) \quad (11)$$

موتور و همچنین تراست خروجی و مدت زمان سوزش موتور در حالت تئوریک قابل محاسبه است. این کد جهت اجرای تست استاتیک به جهت پیش‌بینی صحیح فشار محفظه احتراق ضروری می‌باشد.

به محاسبه منحنی‌های فشار، تراست، سطح سوزش، ماخ خروجی نازل، سرعت خروجی نازل و جز این‌ها می‌باشد. با وارد کردن مشخصات سوخت و مشخصات هندسی موتور و مشخصات ترمودینامیکی مورد نیاز با استفاده از کد مزبور مقدار فشار محفظه



شکل ۴. فلوجارت کلی حل مسئله

تولید شبکه به دلیل پیچیده بودن توسط تابع تبدیل (ژاکوبین)، به شکل ساده‌ای درمی‌آید [۱۶-۱۷].

#### ۴. مشخصات موتور سوخت جامد

برای این تحقیق یک موتور با هندسه مشخص جهت تست استاتیک استفاده شده است (شکل ۵). سوخت‌ها از سطح بیرون عایق بوده (درونسوز - پیشانی سوز) و به صورت کارتریجی در داخل موتور قرار گرفته‌اند. این موتور دارای ۶ گریز سوخت است. مشخصات ابعادی و ترمودینامیکی موتور در جدول‌های ۲ و ۳ و ترکیب گونه‌ها برای این سوخت خاص در جدول ۴ ذکر شده است.

#### ۵. نتایج عددی و بحث

با اجرای کدهای محاسباتی برای مسئله‌ای که مشخصات آن در بخش قبلی اشاره شده، نتایج برای کدهای مختلف بدین شرح می‌باشد: شکل ۶ منحنی تغییرات فشار را برحسب زمان برای موتور مزبور نشان می‌دهد.

#### ۳-۳. کد محاسبه دما، فشار و ماخ در نازل

برای محاسبه دما، فشار و ماخ در محور نازل می‌توان از تحلیل یک‌بعدی و صفر بعدی جریان گاز در طول نازل استفاده کرد. با توجه به اینکه دمای دیواره نازل نسبت به دمای محور نازل اختلاف زیادی دارد، محاسبه دمای دیواره، جریان سیال در داخل نازل به صورت دوی بعدی متقارن و لزج حل شده است. به دلیل اهمیت دمای دیواره در نازل و تأثیر چشمگیر آن بر فناشوندگی، در حل معادلات ناویر استوکس از شبکه‌بندی ریز استفاده شده تا نتایج خروجی به واقعیت نزدیک باشد. ضمناً فشار و عدد ماخ محور نازل جز خروجی‌های این کد است و به‌عنوان ورودی برای کد اصلی فناشوندگی استفاده می‌شوند.

#### ۳-۴. کد کانتور جهت تولید شبکه در بدنه نازل

کد کانتور جهت تولید شبکه در نازل به کار می‌رود و طول نازل (X) را به N قسمت و شعاع (r) را به M قسمت تقسیم می‌کند و به تعداد  $N \times M$  سلول تولید می‌شود. البته گفتنی است که این روش

جدول ۳. مشخصات ترمودینامیکی سوخت

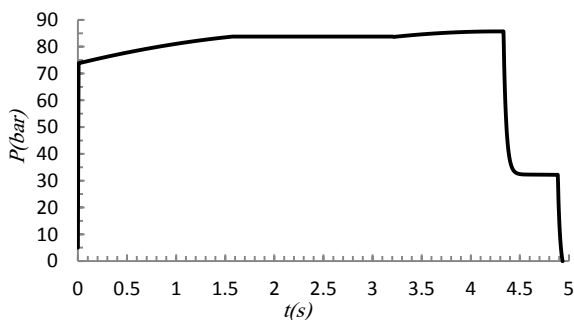
مقدار	مشخصه
۳۴۷ kJ/kgK	R
۱۷۰۰ kg/m <sup>3</sup>	$\rho$
۱/۲۳	$\gamma$
۲۶۹۰ کلوین	T

جدول ۲. پارامترهای هندسی موتور

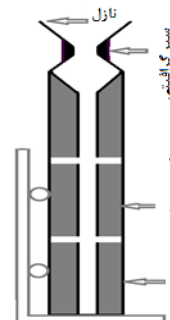
مقدار	مشخصه
استوانه‌ای	نوع گرین
۶۰ میلی‌متر	قطر داخلی گرین
درونسوز - پیشانی‌سوز	نوع سوزش
B2	نوع سوخت
۱۶۰ میلی‌متر	کالیبر موتور

جدول ۴. درصد جرمی گونه‌ها در ورودی نازل

مقدار y	نوع گونه
۰/۲۹۰۷۵	CO
۰/۰۱۴۰۵	CO <sub>2</sub>
۰/۱۱۵۹	HCl
۰/۳۵۴۸	H <sub>2</sub>
۰/۱۰۹۰۱	H <sub>2</sub> O
۰/۰۵۹۹۲	N <sub>2</sub>
۰/۰۵۰۳۸	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>



شکل ۶. تغییرات فشار در موتور



شکل ۵. موتور سوخت جامد

شکل ۸ تغییرات فشار و عدد ماخ را در طول نازل نشان می‌دهد [۲۱-۲۲]. در حالت کلی تغییرات فشار در طول نازل کاهشی و تغییرات عدد ماخ افزایشی است. چون گلوگاه نازل در پروژه‌های عملی بر خلاف مسائل تئوری یک نقطه نبوده و دارای طول است، افزایش جزئی در منحنی‌های دما و فشار و کاهش جزئی در عدد ماخ در طول گلوگاه به دلیل اصطکاک سطح، ایجاد خواهد شد (خط فانو) [۲۹-۲۳].

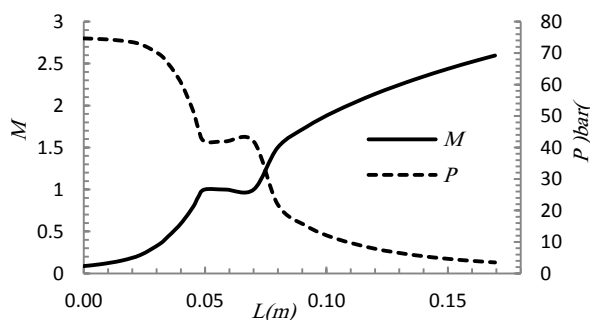
شکل ۹ منحنی تغییرات ضریب انتقال حرارت را در طول نازل نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، ضریب انتقال حرارت در ورودی نازل افزایشی و در بخش واگرایی نازل به صورت کاهشی است و در گلوگاه و مجاورت آن به مقدار ماکزیمم می‌رسد. ضریب انتقال حرارت مهمترین پارامتر تأثیرگذار بر مقدار فناشوندگی است؛ زیرا این پارامتر شدت انتقال حرارت به دیواره را مشخص می‌کند. منحنی بعدی (شکل ۱۰) مقدار فناشوندگی در

چنانکه مشاهده می‌شود، فشار موتور از ۷۰ بار تا ۸۵ بار متغیر است. در تست موتور به دلیل وجود پدیده سوزش فرسایشی این رفتار دچار تغییرات کوچکی خواهد شد، اما در مجموع فشار متوسط محفظه تغییرات چندانی نخواهد کرد. در محاسبات فشار متوسط ملاک بوده و در حدود ۷۵ بار می‌باشد. شکل ۷ تغییرات دمای دیواره را در طول نازل نشان می‌دهد. دمای دیواره نازل جز ورودی اصلی جهت محاسبه معادله هدایت حرارتی است و به طور مستقیم در مقدار فناشوندگی تأثیرگذار می‌باشد. دمای دیواره از دمای آدیباتیک شعله داخل موتور شروع شده و تا خروجی نازل، حدود ۳۰۰ کلوین، کاهش پیدا می‌کند؛ زیرا تمام نقاط دیواره نقاط سکون بوده و دمایشان باید نزدیک به دمای آدیباتیک شعله باشد. دمای دیواره به طور کلی، به غیر از طول گلوگاه نازل، رفتار کاهشی دارد. در ناحیه همگرایی دارای تغییرات جزئی و در ناحیه واگرایی تغییرات قابل توجه می‌باشد [۲۰-۱۴].

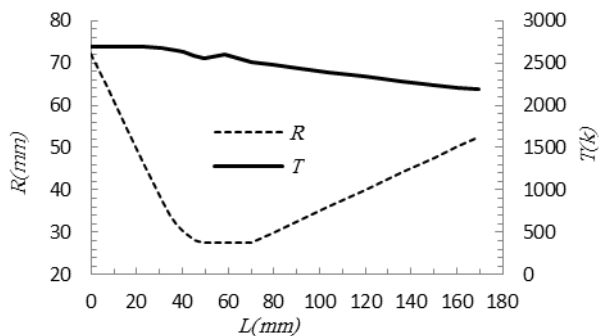


واگر اکاهشی است و در گلوگاه مقدار ماکزیمم دارد. مقدار فناشوندگی در طول گلوگاه نازل به دلیل ثابت بودن قطر مقدار ثابتی دارد.

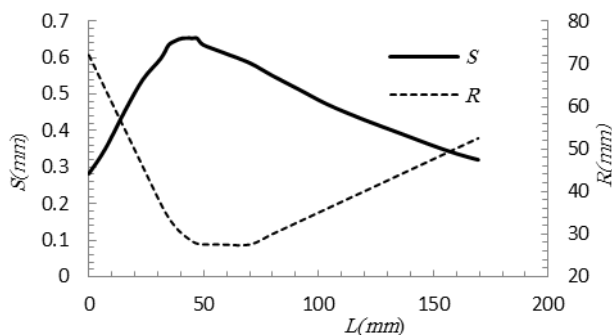
طول نازل را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که رفتار آن مشابه ضریب انتقال حرارت است، در بخش همگرا افزایشی و در بخش



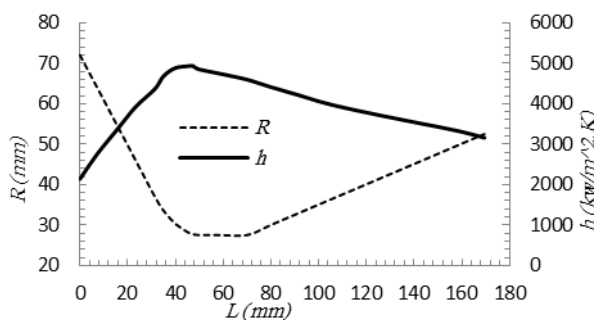
شکل ۸. تغییرات فشار و عدد ماخ در طول نازل



شکل ۷. تغییرات دمای دیواره در طول نازل



شکل ۱۰. منحنی تغییرات مقدار فناشوندگی در طول نازل



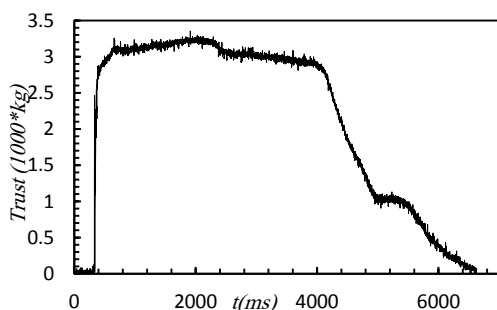
شکل ۹. منحنی تغییرات ضریب انتقال حرارت در دیواره نازل

برای فشار میلی‌بار، برای تراست کیلوگرم و برای دما یک‌دهم کلوبین است. فرکانس داده‌برداری این دستگاه ۱۰۰۰ هزار هرتز می‌باشد. جهت تثبیت نتایج حاصله و تأیید کارکرد صحیح و پایدار موتور در شرایط مطلوب، باید تست چند بار تکرار شود. شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به ترتیب منحنی‌های فشار و تراست را نشان می‌دهند.

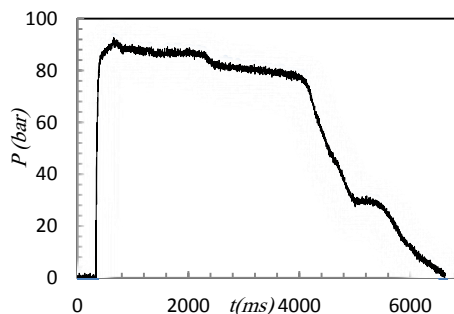
## ۶. تست‌های تجربی

### ۶-۱. تست استاتیک موتور - سیستم داده‌برداری

برای انجام تست‌های تجربی از یک سامانه ویژه تست استاتیک موتور سوخت جامد، جهت نصب موتور به‌همراه تجهیزات اندازه‌گیری فشار و تراست استفاده شده است. دقت این سامانه



شکل ۱۲. منحنی تغییرات تراست موتور (تست موتور)



شکل ۱۱. منحنی تغییرات فشار موتور (تست موتور)

بعد از تست، توسط دستگاه اسکنر سه‌بعدی با دقت یک‌مصدم میلی‌متر اندازه‌گیری و مقدار تغییرات آن در تمام نقاط به‌دقت سنجیده می‌شود. در شکل ۱۴ توزیع فناشوندگی در طول نازل نمایش داده شده است. مقدار فناشوندگی در ناحیه ورودی گلوگاه

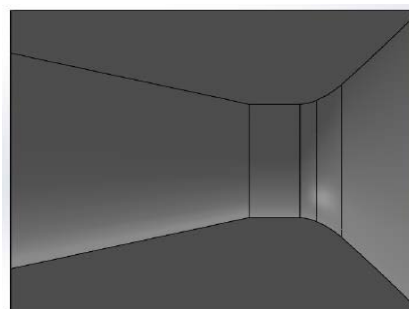
### ۶-۲. اندازه‌گیری مقدار فناشوندگی

قطعه گرافیتی (شکل ۱۳)، که قرار است به‌عنوان سپر حرارتی استفاده شود، در داخل پوسته نازل قرار می‌گیرد. قبل از تست و



مقدار فناشوندگی در نواحی گلوگاه و نواحی نزدیک به آن تطابق خوبی دارند و این اختلاف در حدود ۴ درصد است و در بقیه نواحی اختلاف قابل توجه است. به طور کلی روند تغییرات فناشوندگی در ناحیه همگرایی افزایشی، در گلوگاه ماکزیمم و در ناحیه واگرایی تقریباً ثابت است. گفتنی است در بخش عددی این تحقیق فقط فرسایش ترموشیمیایی (فناشوندگی) بررسی شده است و از سایش مکانیکی ناشی از ذرات جامد سوخت صرف نظر شده است. البته طبق تحقیقات مقالات معتبر، سایش مکانیکی فقط در ناحیه همگرایی نازل اتفاق می افتد و در ناحیه گلوگاه و واگرایی به دلیل اینرسی بالای جریان، ذرات جامد ( $Al_2O_3$ ) به دیواره سیال برخورد نمی کنند و فرسایش مکانیکی ایجاد نمی شود. لذا در ناحیه همگرایی (به ویژه در ورودی سطح) فرسایش مجموع فرسایش مکانیکی و ترموشیمیایی است و در گلوگاه و واگرایی فرسایش از نوع ترموشیمیایی خالص است [۱۳].

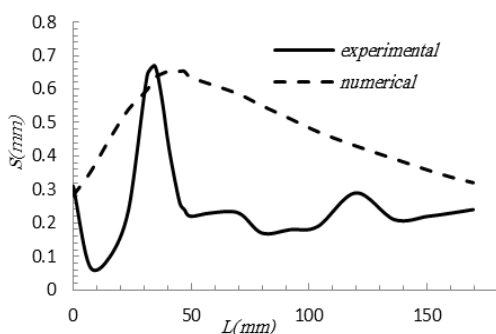
بیشترین مقدار را داراست و در ناحیه واگرایی نازل به غیر از یک محدوده مشخص تقریباً ثابت و در حدود ۰/۲ میلی متر است. در ناحیه ورودی همگرایی مقدار فناشوندگی قابل توجه است، اما در طول همگرایی دچار افت شدیدی می شود.



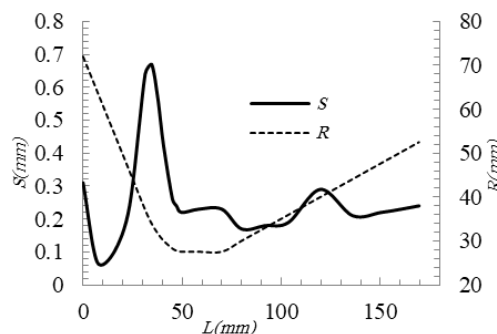
شکل ۱۳. گرافیت مورد استفاده در تست

### ۷. اعتبارسنجی حل عددی

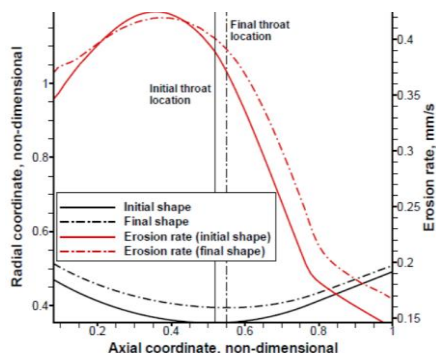
شکل ۱۵ مقدار فناشوندگی محاسبه شده توسط کد را با نتایج حاصل از تست مقایسه می کند. همان گونه که مشاهده می شود،



شکل ۱۵. منحنی مقایسه فناشوندگی تجربی و تئوری در طول نازل



شکل ۱۴. منحنی تغییرات مقدار فناشوندگی تجربی در طول نازل



شکل ۱۶. منحنی تغییرات فناشوندگی (مدل عددی) در طول نازل [۶]

جریان سیال به طور کامل با هندسه تطابق ندارند؛ بنابراین مقدار فناشوندگی کاهش می یابد. سپس با تماس خطوط جریان با هندسه نازل میزان فناشوندگی افزایش پیدا می کند. سپس در

در توجیح اختلاف مابین نتایج تجربی و تئوری غیر از گلوگاه می توان گفت که در ابتدای ورود، مخلوط گازی به داخل فضای نازل، به خاطر همگرایی هندسه و اثر جمع شونده سیال، خطوط

در طراحی موتور تغییرات فشار موتور مستقیماً با تغییرات قطر گلوگاه در ارتباط است و در بیشتر موارد مقدار فناشوندگی گلوگاه مورد نظر می‌باشد (حتی در بعضی از مراجع فقط این نقطه از گلوگاه بررسی شده است) و از طرفی به دلیل اختلاف ۴ درصدی نتایج عددی و تست در ناحیه گلوگاه، لذا از نتیجه این تحقیق می‌توان برای طراحی قطر گلوگاه استفاده کرد؛ زیرا مساحت گلوگاه، مقدار فشار و نهایتاً بازده موتور را تعیین می‌کند.

### ۸. نتیجه‌گیری

با بررسی معادلات و نتایج تجربی و عددی مربوط به فناشوندگی در گرافیت مشاهده می‌شود که مقدار فناشوندگی در گلوگاه با توجه به غالب بودن پدیده جابه‌جایی با ضریب جابه‌جایی رابطه مستقیم دارد. اگر ضریب جابه‌جایی کاهش یابد، مقدار فناشوندگی کاهش می‌یابد و اگر افزایش یابد، فناشوندگی افزایش پیدا خواهد کرد. با مقایسه منحنی‌های عددی و تجربی مشاهده می‌شود که در ناحیه گلوگاه مطابقت خوبی بین نتایج تجربی و عددی در تعیین مقدار فناشوندگی برقرار است و اختلاف بین این نتایج در ناحیه گلوگاه در حدود ۴ درصد است. لذا در طراحی موتور می‌توان از نتایج این تحقیق استفاده کرد. از مقایسه نتایج این تحقیق با نتایج مقالات دیگر می‌توان دریافت که علاوه بر دمای آدیاباتیک شعله، نوع و مقدار ترکیب سوخت بر مقدار فناشوندگی تأثیر دارد. روند تغییرات فناشوندگی در طول نازل بیانگر آن است که این تغییرات با جدایش جریان از روی سطح در ارتباط است. پس در هر نقطه جریان از روی دیواره جدا شده فناشوندگی کاهش یا بعضاً به صفر میل کرده است و هر نقطه جریان به سطح چسبیده باشد فناشوندگی با توجه به شرایط جریان دارای مقدار مشخصی می‌باشد.

ناحیه واگرا باز خطوط جریان سیال از دیواره جدا می‌شود (به دلیل اینرسی جریان)؛ بنابراین میزان فناشوندگی کم می‌شود. سپس با همراستا شدن خطوط جریان با هندسه نازل، فناشوندگی با نرخ تقریباً ثابتی ادامه می‌یابد. در توجیح عوامل خطا در گلوگاه می‌توان به فرضیات ارائه شده در حل مسئله اشاره کرد. در این تحقیق فرض شده است که آلومینیم موجود در سوخت به‌طور کامل اکسید می‌شود؛ اما در عمل بخش خیلی کوچکی از این فلز به‌صورت مایع یا گاز نازل را ترک می‌کند. از دیگر عوامل خطا می‌توان به پدیده تشعشع در موتور اشاره کرد. انتقال حرارت سیال در طول نازل ترکیبی از جابه‌جایی و تشعشع است که سهم تشعشع در طول نازل به دلیل افزایش عدد ماکس می‌شود در صورتی دارای مقدار بوده، اما در فرضیات مسئله صفر در نظر گرفته شده است. از دیگر منابع خطا می‌توان به اختلاف در ترکیب رزین فرض شده در محاسبات و رزین استفاده شده در تولید سوخت و ترکیب گرافیت مورد استفاده و گرافیت فرض شده اشاره نمود. جهت صحه‌گذاری مدل عددی به‌کار رفته در این پژوهش، از نتایج مدل عددی مراجع دیگر نیز استفاده شده است. شکل ۱۶ تغییرات نرخ فناشوندگی (خوردگی سطح نازل) را برای یک موتور با سوخت HTPB نشان می‌دهد [۶]. مقایسه این منحنی با منحنی شکل ۱۵ به‌وضوح بیانگر مطابقت روند تغییرات فناشوندگی در دو مدل عددی مزبور می‌باشد. گفتنی است سوخت و هندسه موتور مورد استفاده در دو تحقیق متفاوت است و بالطبع ترکیبات، دمای آدیاباتیک شعله، دمای دیواره نازل و زمان سوزش و جز این‌ها نیز متفاوت خواهند بود. لذا مقدار فناشوگی نهایی بعد از اتمام زمان سوزش موتور نیز متفاوت می‌باشد. اما روند تغییرات دو منحنی شبیه بوده و از الگوی مشخصی تبعیت می‌کنند. با توجه به اینکه

### ۱۰. مأخذ

- [1] A. Agazadeh, M. Adami, Evaluation of ablation and transient heat transfer analysis in ablative insulatur, *14 Annual Conference (International) Mechanical Engineering*, 2006, Isfahan University of Technology. (in Persian)
- [2] A. Ragini, K. Kenneth, Effect of Pressure and Propellant Composition on Graphite Rocket Nozzle Erosion Rate, *Journal of propulsion and power*, Vol. 23, No. 6, November – December 2007.
- [3] P. Li-na and et.al, Effect of combustion gas mass flow rate on carbon/carbon composite nozzle ablation in a solid rocket motor, *CARBON* 50, pp. 1554-1562, 2012.
- [4] D. Bianchi, Numerical Simulation of Chemical Erosion in VEGA Launcher Solid-Propellant Rocket Motor Nozzles, *Propulsion and Energy Forum, Orlando, FL 51<sup>st</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference* July 27- 29, 2015.
- [5] D. Bianchi, F. Nasuti, Thermochemical Erosion analysis for Carbon-Carbon Rocket Nozzles, *45<sup>th</sup>*

- AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference & Exhibit Denver, Colorado, 2-5 August 2009.
- [6] D. Bianchi, F. Nasuti, Thermochemical Erosion Analysis of Carbon-Carbon Nozzles in Solid-Propellant Rocket Motors, 46<sup>th</sup> IAA/ ASME/ SAE/ ASEE joint propulsion conference &, Nashville , TN Exhibit 25-28 July 2010.
- [7] T. Piyush and Y. Vigor, Chemical Erosion of Refractory Metal Nozzle Inserts in Solid-Propellant Rocket motors, 46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Ren Nevada, 7-10 January, 2008.
- [8] K. Suresh, J. Kushwaha, M. Mondal, A. Kumar, R. K. Jain, G. Rohini, Fabrication and ablation testing of 4D C/C composite at 10 MW/m<sup>2</sup> heat flux under a plasma arc heater, *Material Science Engineering A* 566, pp. 102 -111, 2013.
- [9] F. Nasuti, et. Al, A numerical approach for the study of the gas-surface interaction in carbon-phenolic solid rocket nozzles, *Aerospace Science and Technology*, pp. 25-31, 27, 2013.
- [10] A. Turchi, D. Bianchi, P. Thankre, F. Nasuti, V. Yang., Radiation and Roughness Effects on Nozzle Thermochemical Erosion in Solid Rocket Motors, *Journal of propulsion and power* Vol. 30, No. 2, March-April 2014.
- [11] C. Bo, Z. Li-Tong, C. Lai-Fei, L. Xin-Gang, Ablation of pierced C/C composite nozzles in an oxygen/ethanol combustion gas generator, *CARBON* 47, pp. 545-550, 2009.
- [12] H. Mohammadiun, M. Mohammadiun, E. Poorshaban, Numerical analysis of thermal conductivity of carbon-carbon Considering the effects of chemical reactions, *mass transfer and heat transfer surfac, 8 Annual Conference (International)*, Iran Air and Space Association Shahin Shahr Isfahan, Malek Ashtar University, 29 February - 1 March 2009. (in Persian)
- [13] L. RE, *Pyrolysis kinetics of char forming polymers*, Polym Degrad Stab, 1998.
- [14] Y. I. Dimitrienko, I.D. mitrienkov, Effect of Thermomechanical erosion on heterogeneous combustion of composite materials in high-speed flows, *Combustion and Flame*, pp.122-211, 2000.
- [15] K.A .Hoffmann, S. T. Chiang, *Computational fluid dynamics for engineers*, engineering education system, 1993.
- [16] H. K. Versteeg, W. Malasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*, the finite volume method, 2000.
- [17] S.V. Patankar, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, New York, Hemishere, 1980.
- [18] J. Anderson, *computational Fluid Dynamics*, the basics with applications, McGraw-Hill ewyork, 2002.
- [19] *Marks standard Handbook for mechanical engineers*, Tenth edition, McGraw-Hill, New York, 1997.
- [20] H.G. Landa, Heat conduction in a melting solid, *Quarterly Applied Mathematics*, Vol.8, No.1, pp. 312-319, 1970.
- [21] J. E. Sunderland, R. J. Groush, Transient Temperature in a melting solid, *Transactions of the ASME*, Vol. 83, pp. 409- 414, 1961.
- [22] G. P. sutton, O. Biblarz, *Rocket propulsion elements*, 7<sup>th</sup> edition, John Wiley & Sons, 2001.
- [23] A. Davenas, *Solid rocket propulsion technology*, pergamon, vol. 1, 2003.
- [24] B. T. Chang, T. Y Chang, J. S. Hsiao, C. I. Chang, Heat Transfer with Ablation in a Half-Space Subjected to Time Variant Heat Fluxes, Presented at ASME Winter Annual Meeting, Washington, D. C, Papar No.81-WA/HT-34, 1981.
- [25] R. L. Potts, Hybrid Integral/Quasi-Steady Solution of Charring Ablation, AIAA Paper 80-1688, 1990.
- [26] L. Torre, J. M. Kenny, A. M. Maffezzoli, Degradation behaviour of a composite material for thermal protection systems Part Process simulation, *J Mater Sci*, pp. 33-3145, 1998.
- [27] B. Yan, Z. Chen, J. Zhu, J. Zhang, Y. Jiang, Effects of ablation at different regions in three-dimensional orthogonal C/sic composites ablated by oxyacetylene torch at 1800°C, *Journal of materials processing technology* 209, pp.3438-3443, 2009.
- [28] S. Xue-Tao, L. Lei, W. Li, K. Li, Ablation behavior for C/C-zrc composites in a solid

- rocket motor environment, *Ceramics International* 41, pp.11793 – 11803, 2015.
- [29] P. Karthikeyan, V.K. Ravindran, S. Hari Krishna, N. Narayanankutty, K.M. Usha, Prediction of erosion characteristics for ablative throat insert liners using ultrasonic velocity measurement, Proceedings of the National Seminar & Exhibition on Non-Destructive Evaluation NDE, December 8- 10, 2011.
- [30] Piyush Thakre, Rajesh Rawat and Richard Clayton, Graphite Nozzle in Solid Propellant Rocket Motor, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, paper 615, 2012.