



بررسی تجربی و شبیه سازی عددی بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد

فرزاد توکلی فر^{۱*} و محمدمهدی فخاری^۲

^۱ کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

^۲ دانشجوی دکترا، دانشکده مهندسی، دانشگاه بیرجند

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۴/۰۹؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۶/۰۱/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۹/۰۸

چکیده

در پژوهش پیشرو به مطالعه تجربی و عددی رفتار بالستیک داخلی موتور موشک سوخت برای سه گرین متفاوت کف سوز، پهلو سوز حلقوی و پهلو سوز همه طرف سوز پرداخته شده است. به منظور صحت سنجی روش عددی توسعه داده شده برای این شبیه سازی، برخی حالات مورد شبیه سازی به بوته آزمایش گذاشته شده، نتایج شبیه سازی با نتایج تجربی حاصله مقایسه شد. نتایج تجربی و عددی با دقت قابل قبولی منطبق بر یکدیگر بوده، به خصوص روش عددی به کار گرفته شده، رفتار فیزیکی موتور را به خوبی مدل سازی کرد. طبق نتایج حاصل از این پژوهش، با صرف نظر از اثرات جریان گذرا، فشار محفظه احتراق، رابطه مستقیمی با سطح در حال سوزش دارد؛ همچنین با افزایش فشار محفظه احتراق، اثر پدیده سوزش فرسایشی بر عملکرد موتور کاهش می یابد. هرچه فشار محفظه احتراق بیشتر باشد، کارایی موتور و ضربه ویژه آن بیشتر می شود. معمولاً گرین کف سوز مساحت سطح در حال سوزش، ثابت و در نتیجه پروفیل ثابتی را برای فشار محفظه احتراق فراهم می کند. در گرین پهلو سوز حلقوی سطح در حال سوزش، همواره روندی افزایشی و در گرین پهلو سوز همه طرف سوز سطح در حال سوزش، همواره روندی کاهشی دارد.

کلمات کلیدی: گرین؛ پسروی؛ نرخ سوزش؛ سوزش فرسایشی؛ ضربه ویژه.

Experimental Investigation and Numerical Simulation of Solid Fuel Rocket Engine Internal Ballistic

F. Tavakoifar^{1,*}, M. Mahdi Fakhari²

¹ MSc, Department of Mechanical Engineering, Isfahan Univ of Technology, Isfahan, Iran.

² Ph.D. Student, Department of Mechanical Engineering Assoc. Prof., Mech. Eng., Birjand Univ., Birjand, Iran.

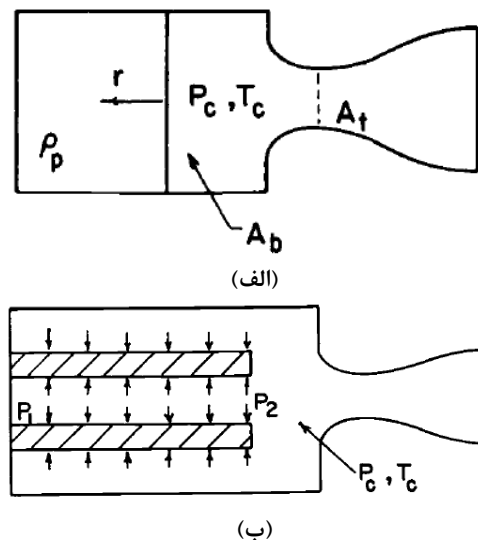
Abstract

The present survey focuses on experimental and numerical investigation of internal ballistic of Solid Fuel Rocket Engine (SFRE) for three different grains: bottom back-burning, annular side back-burning and all-side back-burning. To validate the developed numerical solution some experiments were performed and numerical results were compared to them. Accordingly the numerical results were compatible with that of experimental in an acceptable fashion which means the applied numerical method was appropriate to predict the behavior of SFRE. According to result, ignoring the transient effects, the combustion chamber pressure increased with increasing the area of burning region and vice versa. Also with increasing the combustion chamber pressure the effects of erosion burning declined. The more the combustion chamber pressure, the more the engine performance and the more the specific impulse were. Mostly the bottom back-burning grains provided constant-area burning region and consequently a constant pressure profile. Also area of burning region followed increasing and decreasing patterns for annular side back-burning and all-side back-burning respectively.

Keywords: Grain; Back-Burning; Burning Rate; Erosion Burning; Specific Impulse.

۱- مقدمه

موتور موشک‌های سوخت جامد، از رایج‌ترین انواع موشک‌ها می‌باشند که در موارد نظامی متعددی نظیر، سامانه‌های پدافند واکنش سریع، موشک‌های زمین به هوا، هوا به هوا، خمپاره‌ها و برخی اژدرها کاربرد وسیعی دارند. در این نوع موتورها، سوخت جامد با شکل خاصی که گرین نامیده می‌شود، در محفظه احتراق جاگذاری شده، با شروع احتراق سوخت تا انتها سوخته و تولید رانش می‌کند؛ بنابراین در نوع موتورها توقف احتراق وجود ندارد. شکل ۱- الف و ب دو نوع موتور موشک سوخت جامد با دو گرین متفاوت را نشان می‌دهد.



شکل ۱- موتور موشک سوخت جامد الف) کف‌سوز [۱] و ب) پهلوسوز [۱]

در موتورهای سوخت جامد کف سوز، سوخت از یک انتها می‌سوزد و به انتهای دیگر گرین پیشروی می‌کند و لذا جهت سوختن محوری است. در این نوع موتورها، چون سطح مقطع سوزش کم است، برای دستیابی به رانش مطلوب باید سرعت واکنش بالا باشد. در موشک‌های سوخت جامد پهلوسوز، سوختن در جهت شعاعی است. در این نوع موتورها بر عکس موتورهای سوخت جامد کف سوز، سطح مقطع سوزش بسیار بالاست، لذا برای دستیابی به مدت زمان مطلوب پرواز، سوخت مورد استفاده باید سرعت سوختن پایینی داشته باشد.

بنا به کاربرد وسیع موشک‌ها در صنایع مختلف اعم از نظامی و غیر نظامی، بسیاری از محققان به تحلیل، طراحی و شبیه‌سازی قسمت‌های مختلف موشک‌ها پرداخته‌اند. بالستیک داخلی موتور موشک، پیشرانش، آئروپنایمیک بدنه، سیستم کنترل، بهینه‌سازی و... از جمله موضوعات مورد مطالعه محققان بوده است. در این بخش از گزارش، مروری بر پیشینه مهم‌ترین تحقیقات انجام شده در زمینه‌های یاد شده می‌شود. توکلی فر و همکاران [۲]، به بررسی تجربی و عددی اثر افزودن اجکتور بر رانش راکت سوخت جامد پرداخته‌اند. اجکتور مجرای استوانه‌ای یا مخروطی شکل است که در انتهای نازل نصب شده، ممنوم سیال خروجی از نازل را صرف شتاب دادن هوای محیط در این مجرا کرده، بازده پیشرانشی را به کمک این پدیده افزایش می‌دهد. همچنین توکلی فر و همکارانش [۳]، به بررسی تجربی اثر اجکتور بر پرواز راکت سوخت جامد پرداخته‌اند.

بهینه‌سازی موتور موشک سوخت جامد به روش‌های مختلف بهینه‌سازی، یکی از زمینه‌های پر طرفدار میان محققان است. بدین منظور برای هر کاربری خاصی لازم است، توابع هدف که همان پارامترهای موشک است، به نحوی انتخاب شوند تا عملکرد مطلوب موشک حاصل شود. بسته به کاربرد موشک، روش‌های مختلف بهینه‌سازی و طراحی در مراجع مختلف انجام شده است. نیسار و همکارانش [۴]، به طراحی و بهینه‌سازی دانه‌بندی سه بعدی FCG پرداخته‌اند. برای این کار، از روش بهینه‌سازی ترکیبی HO و الگوریتم ژنتیک استفاده شده است و با رانش، زمان سوختن و هندسه مشخص، جرم پیشران کمینه شده است. کامران و همکارانش [۵]، یک موتور راکت سوخت جامد را با استفاده از یک روش فراابتکاری بهینه‌سازی کرده‌اند. گوبیا و همکارانش [۶]، به طراحی و بهینه‌سازی دانه‌بندی موتور موشک هیبریدی به روش ژنتیک الگوریتم چند زمینه‌ای^۳ پرداخته‌اند. در این پژوهش، چند نوع دانه‌بندی مختلف از جمله ستاره‌ای، حلقوی، چرخی شکل و چند لوله‌ای، مورد مطالعه قرار گرفته است. در برخی مطالعات، بهینه‌سازی روی هندسه سه بعدی گرین صورت گرفته است [۷]. برخی دیگر بهینه‌سازی را بر اساس فاز حرکت موشک انجام داده، برای هر فاز حرکت یک دانه‌بندی بهینه طراحی کرده‌اند [۸] و [۹].

[۱۷]. در این روش مراحل پسروری گرین به چند فاز تقسیم شده، در هر فاز سطح سوزش توسط روابطی با فرم بسته محاسبه می‌شود.

برخی محققان نیز به بررسی و شبیه‌سازی فرایندهای گذرا در موتور موشک سوخت جامد پرداخته‌اند. مستوفی زاده و عباسی [۱۸]، به مدلسازی عددی فرایند روشن شدن گرین موتور موشک سوخت جامد در حالت گذرا پرداخته‌اند. روش ارائه شده توسط ایشان، امکان تخمین محل مناسب برای آتش زنه را برای طراح موتور فراهم می‌کند. گیانستیو و سراجلیا [۱۹]، به بررسی عددی رفتار موتورهای سوخت جامد طویل در فرایند احتراق گذرا با استفاده از یک مدل غیر دائم یک بعدی پرداخته‌اند. کالمایر و همکاران [۲۰] نیز، تغییرات فشار داخل موتور سوخت جامد را در طی فرایند گذار موتور بررسی کرده‌اند؛ همچنین جانستون [۲۱]، به شبیه‌سازی و بررسی جریان محصولات احتراق در طول موتور موشک سوخت جامد در طی فرایند شروع سوزش پرداخته و نتایج حاصل از شبیه‌سازی را با نتایج تجربی مقایسه کرده‌اند.

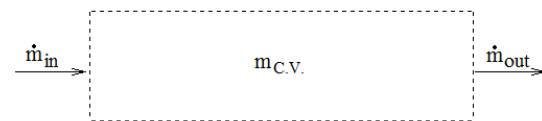
همانطور که از نظر گذشت، اکثر روش‌های به کار گرفته شده برای تحلیل پس روی گرین، روش‌های ابتکاری و فرا ابتکاری بوده، غالباً برای گستره وسیعی از گرین‌ها عمومیت ندارند. از اینرو معمولاً برای دسترسی به حلی سریع لازم است، برای هر گرینی تحلیل پسروری خاصی انجام شود. در تحقیق پیش رو سعی بر آن است، مدلی برای تحلیل بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد برای سه نوع گرین پرکاربرد در صنایع نظامی کشور ارائه شود. روش ارائه شده در این پژوهش، این امکان را به طراح می‌دهد تا تنها با تغییر هندسه و نوع سوخت موتور دلخواه خود را طراحی کرده، نمودارهای فشار و رانش موتور را بر حسب زمان به دست آورد. به منظور اطمینان از صحت و دقت مدل ارائه شده، نتایج حاصل از حل عددی با نتایج تجربی برای دو گرین مورد نظر این پژوهش مقایسه شده است. مهمترین دستاورد این پژوهش، دستیابی به طراحی موتور در کوتاه‌ترین زمان و آسانترین روش ممکن است. این امر بدین دلیل است که تحلیل پسروری با توجه به نوع گرین انتخاب شده است.

عمده این بهینه‌سازی‌ها، مبتنی بر یک الگوریتم سعی و خطا است. توکلی فر [۱۰]، به بهینه‌سازی گرین ستاره‌ای به کار رفته در سامانه‌ها پدافند واکنش سریع به کمک روشی نیمه تحلیلی - نیمه عددی پرداخته است.

یکی از زمینه‌های مهم پژوهش در حوزه موتورهای موشک سوخت جامد، بررسی و شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور موشک است. منظور از بالستیک داخلی، فرایندهای احتراق و واکنشی سوخت جامد از لحظه شروع احتراق تا زمان خاموش شدن موتور است. بازوکی و همکارانش [۱۱]، به معرفی پارامترهای مختلف بر بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد و بررسی تاثیر هر کدام از این پارامترها بر عملکرد موتور پرداخته‌اند. حیدری و قدیری [۱۲]، به ارائه مدلی صفر بعدی برای تحلیل موتور موشک هیبریدی پرداخته، تاثیر پارامترهای مختلف را بر کارایی آن مطالعه کرده‌اند. زاهد زاده و جوارشکیان [۱۳]، به شبیه‌سازی دو بعدی بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد بدون شیپوره با استفاده از روش VOF پرداخته‌اند. برای این کار، دانه‌بندی سوخت به صورت استوانه توخالی بوده، یک نرم‌افزار بر مبنای روش حجم محدود و الگوریتم فشار مینا در یک شبکه جا به جا شده، به منظور شبیه‌سازی عددی جریان سیال قابل تراکم لزج داخل موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیپوره توسعه داده شده است. حیدری و آدمی [۱۴]، به تحلیل گرین‌های خاص و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد پرداخته‌اند. در این روش با تعریف نقاط هندسه و تشکیل گرین با استفاده از حل تحلیلی به محاسبه سطح سوزش و پسروری هندسی سطح پرداخته شده است. قیصری و میر ساجدی [۱۵] نیز، به کمک روش منحنی‌های تراز، الگوریتم پیمایش مکعبی را برای شبیه‌سازی پسروری گرین سوخت جامد به کار گرفته‌اند. به منظور صحت سنجی روش به کار گرفته شده، نتایج حاصل از شبیه‌سازی با نتایج تجربی برای سه گرین مختلف حلقوی ساده، مربعی و شش ضلعی مقایسه شده است. روش‌های مختلف دیگری برای تحلیل پسروری گرین ارائه شده است. از این میان می‌توان به کد SPP اشاره کرد [۱۶]. این کد با تقسیم هندسه گرین به شکل‌های ساده‌تر، پارامترهای بالستیکی را در هر زمان محاسبه می‌کند. از میان دیگر روش‌های تحلیل پس روی گرین، روش میدان فازی است

۲- معادلات حاکم و روش عددی

جهت تحلیل بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد، از دیدگاه حجم کنترل استفاده می‌شود. شکل ۲ یک حجم کنترل فرضی داخل موتور موشک را نشان می‌دهد. مرز این حجم کنترل، سطح در حال سوزش سوخت جامد است. دبی جرمی وارد شده به حجم کنترل، دبی جرمی ناشی از سوختن سوخت جامد است؛ همچنین یک دبی خروجی از این حجم کنترل نیز، دبی خروجی از نازل موتور است.



شکل ۲- حجم کنترل درون موتور موشک سوخت جامد

معادله بقای جرم برای حجم کنترل شکل ۲ عبارتست از:

$$\frac{dm_{C.V.}}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (1)$$

با در نظر گرفتن ملاحظات هندسی جرم داخل حجم کنترل به سادگی قابل محاسبه است:

$$m_{C.V.} = \rho_{C.V.} \forall = \frac{P_s \forall}{RT_s} \quad (2)$$

طبق تئوری سوزش سوخت جامد داریم [۲۲]:

$$\dot{m}_{in} = \rho_f A_b a [1 + ke \cdot M_c] P_s^n \quad (3)$$

در آن جمله $[1 + ke \cdot M_c]$ ، جمله اصلاحی ضریب سوزش به منظور در نظر گرفتن سوزش فرسایشی است؛ همچنین دبی خروجی از نازل برابر است با [۲۴]:

$$\dot{m} = \frac{P_s}{\sqrt{RT_s}} \sqrt{kA^* M^*} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^{*2}\right)^{\frac{k+1}{2(1-k)}} = CP_s \quad (4)$$

با ادغام روابط اخیر و مرتب سازی آن و در نظر گرفتن این فرض که دمای محفظه احتراق ثابت و برابر دمای شعله آدیاباتیک سوخت است [۲۲]، معادله اساسی حاکم بر رفتار بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد به دست می‌آید:

$$\frac{1}{RT_s} \frac{d}{dt} (P_s \forall) = \rho_f A_b [1 + ke \cdot M_c] a P_s^n - CP_s \quad (5)$$

معادله اخیر معادله‌ای مرتبه اول غیر خطی بوده که فاقد حل تحلیلی است؛ لذا برای حل آن بایستی از روش‌های عددی کمک گرفت. در این پژوهش، از روش اویلر مرتبه اول

پیشرو جهت حل عددی رابطه ۵ استفاده شده است. با گسسته سازی رابطه ۵ بر اساس روش یاد شده به دست می‌آید:

$$P_{s,i+1} = \frac{(\rho_f A_b a [1 + ke \cdot M_{c,i}] a P_{s,i}^n - CP_{s,i}) \cdot R \cdot T_s \cdot \Delta t + P_{s,i} \forall_i}{\forall_{i+1}} \quad (6)$$

برای حل رابطه اخیر لازم است، در هر گام زمانی مساحت سطح در حال سوزش یا جان سوخته $(A_{b,i})$ و همچنین حجم هندسی اشغال شده توسط محصولات احتراق برآورد شوند. این کار بایستی با در نظر گرفتن نحوه پیشروی سوخت و ملاحظات هندسی انجام شود. طبق فرضیه پیشروی سوخت جامد، در هر نقطه سوخت در راستای عمود بر جبهه شعله پیشروی می‌کند [۲۲]. در این پژوهش جهت اختصار از پرداختن به جزئیات ملاحظات هندسی و نحوه محاسبه دویارمتر اشاره شده صرف نظر شده است و خواننده می‌تواند با در نظر گرفتن فرض اخیر، این دو پارامتر را به راحتی استخراج کند.

می‌توان نشان داد، نیروی رانش موتور حاصل از خروج گازهای محفظه احتراق از نازل خروجی برابر است با [۲۵]:

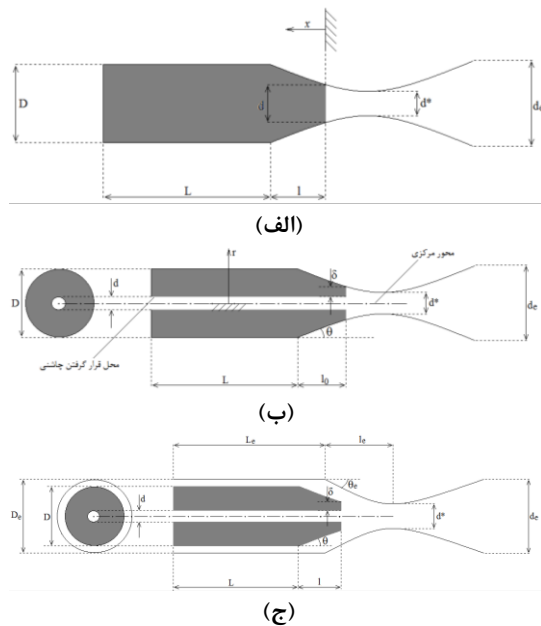
$$Thrust = \rho_{ex} A_{ex} V_x^2 + A_{ex} (P_{ex} - P_a) = \dot{m} V_{ex} + A_{ex} (P_{ex} - P_a) \quad (7)$$

و طبق تعریف، ضربه‌ی ویژه‌ی موتور برابر است با:

$$I_{sp} = \frac{Thrust}{\dot{m} g} \quad (8)$$

۳- آزمایشات تجربی

به منظور صحت سنجی روش عددی به کار گرفته شده در این پژوهش لازم است، برخی حالات مورد تست تجربی قرار گرفته تا از تطابق نتایج عددی و تجربی اطمینان حاصل شود. آزمایشات برای دو گرین کف سوز و حلقوی انجام شده است. برای گرین کف سوز، از تست پروازی موشک مجهز به موتور با گرین کف سوز و برای گرین حلقوی، از آزمایش تست استند آونگی استفاده شده است. شکل ۳ شماتیک موشک ساخته شده جهت تست پروازی را نشان می‌دهد. همچنین جدول ۱ حاوی مشخصات هندسی تست استند و موتور موشک سوخت جامد با گرین حلقوی به کار گرفته شده در این پژوهش است. شکل ۴ نیز، شماتیک تست استند آونگی را نشان می‌دهد.

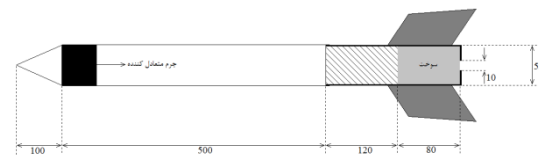


شکل ۳- شماتیک هندسه‌های در نظر گرفته شده: (الف) گرین کف سوز، (ب) گرین حلقوی و (ج) گرین همه طرف سوز

مقادیر ابعاد هندسی و سوخت در نظر گرفته شده برای ارزیابی موتور با گرین‌های حلقوی و همه طرف سوز، دقیقاً یکسان است، ولی از آنجایی که سطح سوزش فراهم شده توسط گرین کف سوز به مراتب کمتر از دو نوع گرین دیگر است، برای آن مقادیر هندسی و سوخت متفاوت دیگری انتخاب شد. جداول ۲ و ۳ به ترتیب، مقادیر عددی پارامترهای هندسی و مشخصات ترموفیزیکی سوخت به کار گرفته شده برای گرین کف سوز و همچنین جداول ۴ و ۵ به ترتیب، مقادیر عددی پارامترهای هندسی و مشخصات ترموفیزیکی سوخت به کار گرفته شده برای دو نوع گرین دیگر را نشان می‌دهد.

جدول ۲- مقادیر عددی هندسه‌ی موتور مورد مطالعه گرین کف سوز

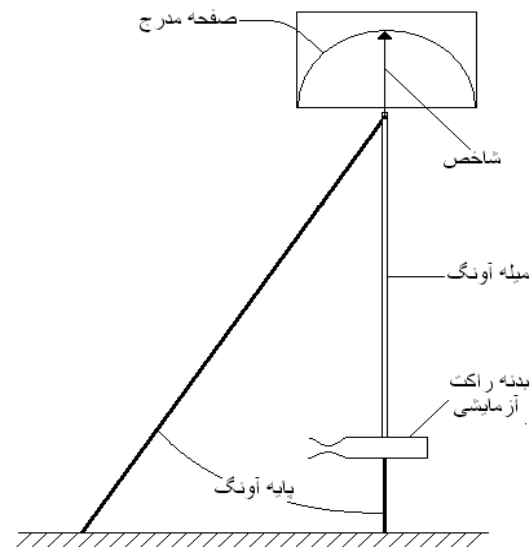
مقدار عددی	پارامتر هندسی
0.2 m	L
0.1 m	l
0.1 m	D
0.05 m	d
0.05 m	d*
0.1 m	d _e



شکل ۳- شماتیک موشک طراحی شده (ابعاد به میلی‌متر است)

جدول ۱- مشخصات هندسی موتور و آونگ مربوط به گرین حلقوی

مقدار عددی	پارامتر
10 mm	قطر داخلی گرین
27 mm	قطر خارجی گرین
52 mm	طول گرین
250 gr	جرم موتور
orifice	نوع نازل
4.5 mm	قطر گلوگاه نازل
1000 mm	طول آونگ
2000 gr	جرم آونگ



شکل ۴- شماتیک تست استند آونگی

۴- نمونه‌های مورد مطالعه

همانطور که قبلاً نیز عنوان شد، این مطالعه برای سه گرین کف سوز، حلقوی و همه طرف سوز انجام شده است؛ بنابراین برای هر کدام از این گرین‌ها، هندسه موتور و سوخت به خصوصی انتخاب شده است. شکل ۴ شماتیک هندسه‌های به کار گرفته شده در این شبیه سازی را نشان می‌دهد.

جدول ۳- خواص ترموفیزیکی سوخت جامد مورد نظر برای

موتور موشک سوخت جامد با گرین کف سوز	
مقدار عددی	خاصیت ترموفیزیکی
0.185	n
0.0433 m/s	a
1.4	k
$300 \frac{J}{Kg.K}$	R
2500°K	T
$2000 \frac{Kg}{m^3}$	ρ_f

تحلیل پارامتریک استفاده می‌شود. در این روش در حالی که سایر پارامترها ثابت است، یک پارامتر را تغییر داده، رفتار موتور با تغییر دادن آن پارامتر ارزیابی می‌شود. لازم به ذکر است، در این روش واکنش کیفی موتور نسبت به تغییرات پارامتر مهم است نه مقادیر عددی مهم است.

۵-۱- نتایج شبیه سازی موتور با گرین کف سوز

شکل ۵ نتایج نیروی رانش اندازه گیری شده از نتایج آزمایش پروازی را در مقایسه با نتایج شبیه سازی موتور مورد آزمایش نشان می‌دهد.

از آنجایی که موتور مورد آزمایش فاقد قسمت مخروطی و کاملاً به صورت استوانه‌ای بود، نیروی رانش می‌بایست کاملاً یکنواخت باشد که این رفتار از نمودار شکل اخیر کاملاً مشهود است. البته در نمودار تجربی، اندکی روند افزایشی مشاهده می‌شود که این امر ناشی از خطای محاسبات و عدم همگن بودن سوخت است، ولی به هر حال این روند افزایشی چندان قابل توجه نیست و می‌توان نمودار تجربی را با دقت قابل قبولی یکنواخت در نظر گرفت. نتایج تجربی نیروی رانش را حدود ۱۳۰ نیوتن و نتایج عددی حدود ۱۵۰ نیوتن نشان می‌دهد؛ همچنین نتایج تجربی زمان کل کار موتور را حدود ۲ ثانیه و نتایج شبیه سازی این مقدار را حدود ۱/۶ ثانیه نشان می‌دهد؛ یعنی شبیه سازی برای این نمونه تجربی، نیروی رانش را حدود ۱۵ درصد بیشتر و زمان کار موتور را حدود ۲۰ درصد کمتر پیش بینی کرده است؛ بنابراین برای نمونه مورد آزمایش پروازی، نتایج شبیه سازی و تجربی با دقت نسبتاً قابل قبولی منطبق بر یکدیگر بوده، با اطمینان بیشتری می‌توان ادعا نمود، روش شبیه سازی به کار گرفته در این پژوهش، رفتار موتور موشک را به خوبی پیش بینی می‌کند.

جدول ۴- مقادیر عددی هندسه‌ی موتور مورد مطالعه

مقدار عددی	پارامتر هندسی
0.1095 m	L
0.1105 m	l
7.75°	θ
0.076 m	D
0.01 m	d
0.012 m	d*
0.030 m	d _e

جدول ۵- مقادیر عددی مشخصات ترموفیزیکی موتور مورد

مطالعه	
مقدار عددی	خاصیت ترموفیزیکی
0.367	n
3.0181e - 5 m/s	a
1.236	k
5	ke
$350 \frac{J}{kg.K}$	R
2406°K	T
$1580 \frac{Kg}{m^3}$	ρ_f

۵- بحث و نتایج

برای حل عددی هر گرین ابتدا لازم است با در نظر گرفتن ملاحظات هندسی گرین مربوطه سطح در حال سوزش و حجم اشغال شده توسط محصولات احتراق را محاسبه و سپس با حل عددی رابطه ۶، رفتار بالستیک داخلی موتور را به دست آورد. این کار برای هر گرین انجام شده که در این بخش مفصل به تحلیل نتایج به دست آمده پرداخته می‌شود. برای تحلیل نتایج پس از صحت سنجی روش عددی، از روش

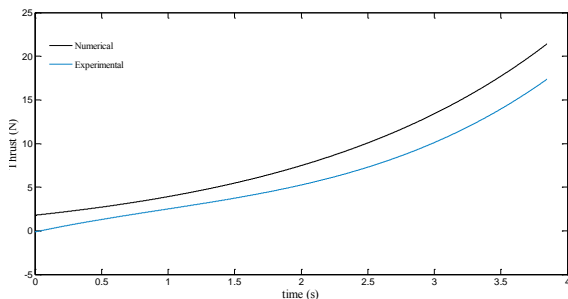
شکل ۶ نمودار فشار محفظه احتراق را برای چهار قطر متفاوت قسمت استوانه‌ای سوخت نشان می‌دهد. همانطور که از این شکل مشخص است، با افزایش قطر قسمت استوانه‌ای، زمان کل کارکرد موتور کاهش می‌یابد و همچنین زمان سوختن قسمت مخروطی نیز کاهش یافته، فشار با شیب بیشتری تا مقدار نهایی خود افزایش می‌یابد. نکته مهم دیگر این است که با افزایش قطر قسمت استوانه‌ای سوخت، تخلیه محفظه احتراق پس از اتمام سوخت با شیب نسبتاً کندتری

۵-۲- نتایج شبیه‌سازی موتور با گرین حلقوی

در این قسمت از گزارش به کمک دو دسته نتایج تجربی و عددی، به بررسی صحت روش عددی به کار گرفته شده پرداخته می‌شود. یک دسته نتایج تجربی گرین حلقوی که در همین پژوهش انجام شد و دسته دیگر، نتایج ارائه شده در تحقیقات پیشین است. نیروی رانش موتور مورد آزمایش با گرین حلقوی آزمایش شده در این پژوهش، به کمک داده‌های تجربی به دست آمده و با نتایج محاسبه نیروی رانش توسط روش عددی معرفی شده مقایسه شده است. نتایج این کار، در شکل ۸ مشاهده می‌شود.

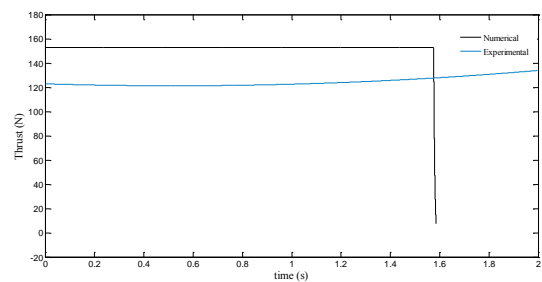
همانطور که از شکل اخیر مشاهده می‌شود، نتایج تجربی و عددی از تطابق نسبتاً قابل قبولی برخوردار بوده، متوسط انحراف نتایج عددی از تجربی حدود ۳۵ درصد است. اگرچه انحراف دو نتایج عددی و تجربی اندکی زیادتر از حد معمول است و رفتار افزایشی هر دو نمودار کاملاً منطبق برهم منطبق است. البته علاوه بر فرضیات مسئله، نحوه داده برداری از آزمایشات نیز، منشا خطا در مقدار داده‌ها است. با این حساب می‌توان اطمینان حاصل نمود، روش عددی انتخاب شده دارای دقت قابل قبولی است و می‌توان به کمک آن بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد را شبیه‌سازی نمود.

پازوکی و همکارانش [۱۱]، مدلی جامع‌تری شامل در نظر گرفتن تغییرات دمای محفظه احتراق ارائه کرده‌اند. در این بخش، نتایج ارائه شده توسط ایشان با نتایج این پژوهش مقایسه شده، تاثیرات فرض ثابت گرفتن دمای محفظه احتراق مطالعه می‌شود. شکل‌های ۹ و ۱۰، نتایج مقایسه دو مدل ارائه شده را نشان می‌دهد.

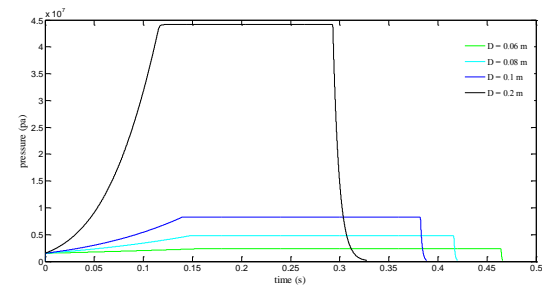


شکل ۸- مقایسه نتایج تجربی و عددی محاسبه رانش موتور گرین حلقوی مورد آزمایش

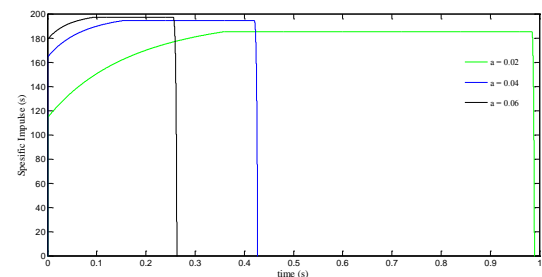
کاهش می‌یابد. مشخصاً با افزایش قطر قسمت استوانه‌ای، مقدار ماکزیمم فشار محفظه احتراق به طرز چشم‌گیری افزایش می‌یابد که این امر به دلیل افزایش سطح سوزش است. شکل ۷ نمودار ضربه ویژه موتور مورد مطالعه را به ازای سه نرخ سوزش متفاوت نشان می‌دهد. همانطور که از این شکل مشخص است، با افزایش ضریب نرخ سوزش، ضربه ویژه و به تبع آن کارایی موتور افزایش می‌یابد؛ همچنین با افزایش ضریب نرخ سوزش، میانگین ضربه ویژه در طول بازه کاری موتور نیز افزایش یافته، سبب کارایی دو چندان موتور می‌شود.



شکل ۵- نتایج نیروی رانش اندازه‌گیری و شبیه‌سازی شده برای موتور آزمایش پروازی



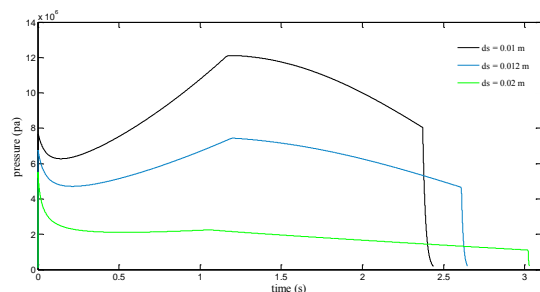
شکل ۶- نمودار فشار محفظه احتراق را برای چهار قطر متفاوت قسمت استوانه‌ای سوخت



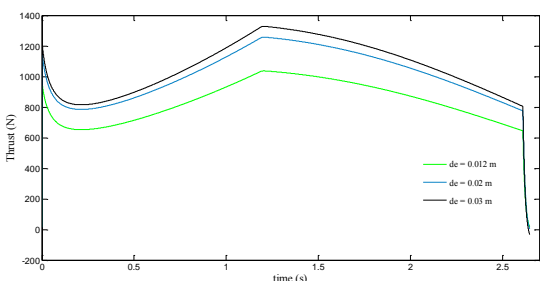
شکل ۷- نمودار ضربه‌ی ویژه موتور مورد مطالعه به ازای سه ضریب نرخ سوزش متفاوت

می‌گیرد. این پیک اولیه مشخصاً ناشی از پدیده سوزش فرسایشی گرین است. نکته قابل تامل این است که با افزایش قطر گلوگاه موتور، اثر سوزش فرسایشی شدیدتر می‌شود، به نحوی که در قطر ۰/۰۲ فشار پیک خیلی بزرگتر از فشار متوسط کاری موتور است. این پدیده می‌تواند بسیار خطرناک باشد و طراح حتماً بایستی ملاحظات اثر سوزش فرسایشی را در طراحی مقاومت مصالحی مد نظر قرار دهد. پس از مدتی اثر سوزش فرسایشی کمتر شده، با پسروی گرین و افزایش سطح در حال سوزش، فشار محفظه احتراق و به تبع آن رانش موتور تا مقدار ماکزیممی افزایش می‌یابد. پس از این پیک، اثر کاهش طول گرین بر افزایش قطر داخلی سوخت غالب شده، سطح در حال سوزش رو به کاهش گذارده و در پی آن فشار محفظه احتراق کاهش می‌یابد. افت ناگهانی فشار در لحظات پایانی کار موتور نیز، مربوط به تخلیه محفظه احتراق است که پس از اتمام سوخت صورت می‌گیرد.

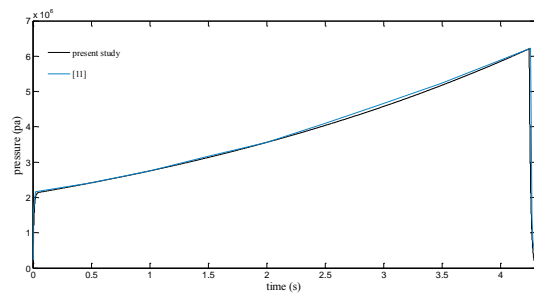
شکل ۱۲ نمودار نیروی رانش موتور را به ازای سه قطر متفاوت خروجی نازل نشان می‌دهد.



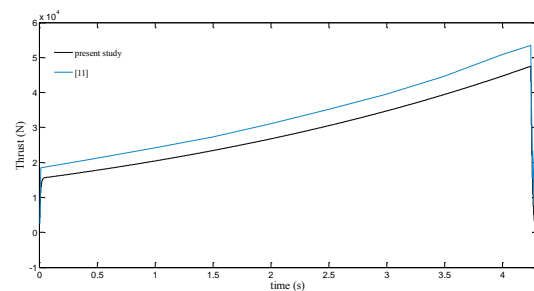
شکل ۱۱- نمودار فشار محفظه‌ی احتراق موتور مورد مطالعه به ازای سه قطر گلوگاه متفاوت



شکل ۱۲- نمودار نیروی رانش موتور به ازای سه قطر متفاوت خروجی نازل



شکل ۹- مقایسه فشار محفظه‌ی احتراق دو مدل مختلف



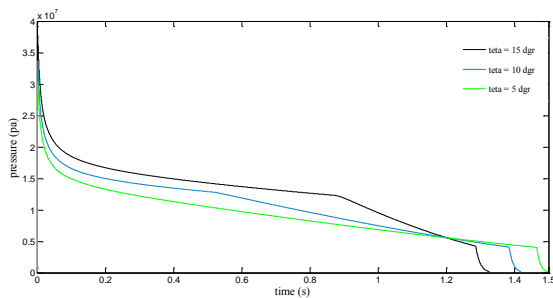
شکل ۱۰- مقایسه نیروی رانش دو مدل مختلف

همانطور که دو شکل بالا نشان می‌دهد، نتایج حاصل از دو مدل کاملاً با یکدیگر تطابق دارند و این امر حاکی از آن است که فرض دمای ثابت محفظه احتراق که در پژوهش حاضر در نظر گرفته شده است، فرض کاملاً قابل قبول و نسبتاً منطبق بر واقعیت است. با توجه به شکل ۹، نمودارهای فشار محفظه احتراق در دو مدل کاملاً با یکدیگر منطبق است، ولی با توجه به آنچه که در نمودار شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، نیروی رانش حاصل از دو مدل اندکی با یکدیگر تفاوت قابل اغماض دارند. این تفاوت حاکی از تفاوت سرعت جریان در مقطع خروجی به خاطر اندک تفاوت اختلاف در محاسبه دما است؛ ولی به هر حال این تفاوت چندان قابل توجه نیست که بخواهد فرض مهم فرایند دما ثابت بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد را زیر سوال ببرد.

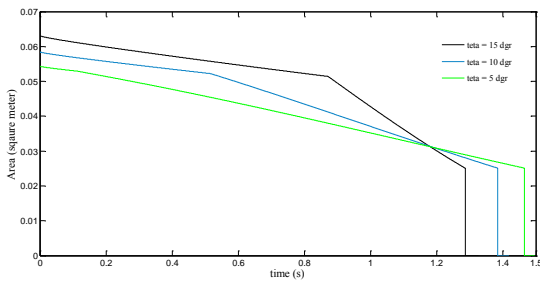
شکل ۱۱ نمودار فشار محفظه احتراق موتور مورد مطالعه را به ازای سه قطر گلوگاه متفاوت نشان می‌دهد.

همانطور که در شکل اخیر به تصویر کشیده شده است، با افزایش قطر گلوگاه نازل فشار کاری کاهش، زمان کار موتور افزایش می‌یابد. در هر نمودار مشاهده می‌شود، ابتدا نمودار یک پیک قابل ملاحظه داشته، سپس روندی کاهشی پی

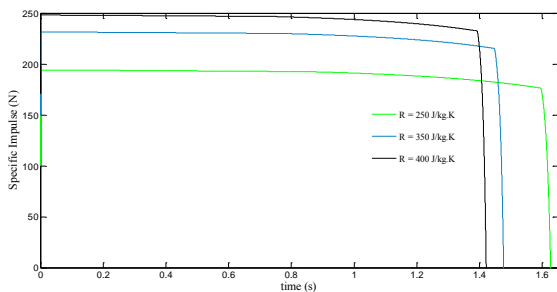
شکل ۱۵، نمودار ضربه ویژه موتور را به ازای سه مقدار متفاوت ثابت گاز نشان می‌دهد. همانطور که از این شکل مشخص است، با افزایش ثابت گاز مقدار ضربه ویژه موتور و به تبع کارایی ترمودینامیکی آن افزایش می‌یابد. تعبیر فیزیکی ثابت گاز این است که هرچه ثابت گاز بیشتر باشد، به ازای یک جرم مشخص از سوخت، حجم گاز بیشتری تولید می‌شود. این حجم بیشتر گاز، به معنی فشار بیشتر و در نتیجه کارایی بیشتر موتور است.



شکل ۱۳- نمودار فشار محفظه‌ی احتراق به ازای سه زاویه‌ی متفاوت مربوط به قسمت مخروطی



شکل ۱۴- نمودار سطح در حال سوزش به ازای سه زاویه‌ی متفاوت مربوط به قسمت مخروطی



شکل ۱۵- نمودار ضربه‌ی ویژه‌ی موتور را به ازای سه مقدار متفاوت ثابت گاز

همانطور که از شکل اخیر مشخص است، با افزایش قطر خروجی نازل، نیروی رانش موتور افزایش می‌یابد. البته این اثر محدود است و با افزایش بیشتر قطر خروجی نه تنها ممکن است رانش افزایش نیافته، بلکه به دلیل تشکیل موج ضربه‌ای داخل نازل، رانش مجدداً کاهش یابد.

۵-۳- نتایج شبیه‌سازی موتور با گرین همه طرف سوز
قبل از پرداختن به نتایج شبیه‌سازی موتور با گرین همه طرف سوز لازم به ذکر است، از آنجایی که نمونه نتایج تجربی این نوع گرین در دسترس نبوده، همچنین ساخت این نوع گرین و آزمایش آن با پیچیدگی‌های خاصی مواجه بوده، از صحت سنجی برای روش عددی انتخاب شده برای تحلیل این نوع گرین صرف‌نظر شده و از آنجایی که روش عددی انتخاب شده در تحلیل دو نوع گرین قبلی صحت سنجی شد، در این بخش نیز از همان روش استفاده شده تا اطمینان حاصل شود روش عددی انتخاب شده مناسب است. شکل ۱۳ نمودار فشار محفظه احتراق را به ازای سه زاویه متفاوت مربوط به قسمت مخروطی نشان می‌دهد.

همانطور که از شکل اخیر مشخص است، با افزایش زاویه قسمت مخروطی حساسیت به پدیده سوزش فرسایشی بیشتر شده، پیک اول نمودار بیشتر می‌شود. در نمودار فشار محفظه احتراق یک شکستگی مشاهده می‌شود که پس از آن فشار با شیب بیشتری افت می‌کند. کاهش شیب قسمت مخروطی سبب می‌شود، این شکستگی به سمت چپ نمودار منتقل و نهایتاً محو شود. این شکست نمودار به خاطر تغییر ناگهانی طول قسمت مخروطی در اثر پیشروی سطح در حال سوزش است. با افزایش شیب قسمت مخروطی فشار کاری موتور بیشتر می‌شود. این امر به دلیل افزایش مساحت کل در حال سوزش با افزایش شیب قسمت مخروطی سوخت است.

نکته بسیار مهمی که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، این است که در کل زمان کار موتور فشار محفظه احتراق همواره در حال کاهش است. این امر بدین دلیل است که در مورد گرین همه طرف سوز، مساحت در ابتدا ماکزیمم مقدار خود را داشته و با پیشروی سوزش رو به کاهش می‌گذارد. این موضوع از نمودار مساحت در حال سوزش که در شکل ۱۴ به تصویر کشیده شده است، نیز قابل دریافت است.

۶- خلاصه و نتیجه گیری

آنچه در این گزارش از مد نظر گذشت، مطالعه تجربی و عددی رفتار بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد بود. این کار برای سه گرین متفاوت کف سوز، پهلوسوز حلقوی و پهلوسوز همه طرف سوز انجام شد. به منظور صحت سنجی روش عددی توسعه داده شده، برخی حالات مورد شبیه سازی به بوته آزمایش گذاشته شده، نتایج شبیه سازی با نتایج تجربی حاصله مقایسه شد. آزمایشات شامل موتور با گرین کف سوز و گرین پهلوسوز حلقوی بود. لازم به ذکر است، نتایج تجربی و عددی با دقت قابل قبولی منطبق بر یکدیگر بوده، به خصوص روش عددی به کار گرفته شده، رفتار فیزیکی موتور را به خوبی مدلسازی کرد.

پس از اطمینان از صحت روش عددی به کار گرفته شده، برای هر گرین یک نمونه ای مورد مطالعه انتخاب شد و روی پارامترهای هندسی موتور و ترموفیزیکی سوخت به کار گرفته شده، مطالعه پارامتریک صورت گرفت. در ادامه برخی از مهمترین نتایج حاصله از این پژوهش به صورت فهرستوار از مد نظر گذشته می شود.

- گرین کف سوز کمترین مساحت سطح در حال سوزش را فراهم می کند. از اینرو این نوع گرین مناسب سوخت های با نرخ سوزش خیلی زیاد است؛ همچنین پدیده سوزش فرسایشی در این نوع گرین اتفاق نمی افتد.

- در گرین های کف سوز معمولاً مساحت سطح در حال سوزش ثابت است، این ایجاب می کند که فشار محفظه احتراق نیز ثابت بماند.

- معمولاً در گرین های پهلوسوز افزایش دبی جرمی خروجی از نازل موتور، سبب افزایش تاثیر سوزش فرسایشی می شود.

- افزایش قطر خروجی نازل، سبب افزایش عدد ماخ جریان سیال خروجی و در نتیجه افزایش ضربه ویژه ی موتور می شود، ولی این اثر محدود و مشروط به عدم تشکیل موج ضربه ای در نازل است.

- هر عاملی که سبب افزایش فشار محفظه احتراق شود، سبب کاهش حساسیت به پدیده سوزش فرسایشی می شود.

- با افزایش ضریب و توان نرخ سوزش فرسایشی، افزایش ثابت گاز، افزایش چگالی سوخت جامد و کاهش نسبت گرماهای ویژه ضربه ی ویژه ی موتور افزایش می یابد و برعکس.

۷- فهرست علائم و نشانه ها

فشار (پاسکال)	P
دما (کلوین)	T
زمان (ثانیه)	t
ضریب نرخ سوزش فرسایشی (متر بر ثانیه)	a
توان نرخ سوزش فرسایشی	n
مساحت (متر مربع)	A
سرعت (متر بر ثانیه)	V
عدد ماخ	M
گرمای ویژه (کیلوگرم بر ژول درجه کلوین)	C _p
ثابت گاز (کیلوگرم بر ژول درجه کلوین)	R
نسبت گرماهای ویژه	k
ضریب سوزش فرسایشی	ke
دبی جرمی (کیلوگرم بر ثانیه)	\dot{m}
ضریب دبی جرمی (کیلوگرم بر ثانیه پاسکال)	C
نیروی رانش (نیوتن)	Thrust
ضربه ویژه (ثانیه)	I
شتاب جاذبه زمین (متر بر مجذور ثانیه)	g
ضریب تخلیه نازل	C _d
طول قسمت استوانه ای گرین (متر)	L
طول قسمت مخروطی گرین (متر)	l
قطر خارجی گرین (متر)	D
قطر داخلی گرین و قطر نازل (متر)	d
مختصه محوری (متر)	x
پیشروی سوخت در امتداد شعاعی (متر)	r

- [7] Kamran K, Guozhu L (2010) Design and optimization of 3D radial slot grain configuration. Chin J Aeronaut 23: 409-414.
- [8] Raza MA, Liang W (2012) Robust design optimization of dual thrust solid propellant motors due to burning rate uncertainties. Propellants Explos Pyrotech 37: 476-488.
- [9] Raza MA, Liang W (2012) Design and optimization of 3D wagon wheel grain for dual thrust solid rocket motors. Propellants Explos Pyrotech 37: 378-390.

[۱۰] توکلی فر ف، افشاری ا (۱۳۹۳) بهینه‌سازی دانه‌بندی موشک-های سوخت جامد سامانه پدافند واکنش سریع به روشی نیمه تحلیلی. اولین کنفرانس بین المللی و سومین کنفرانس ملی انجمن پیشرانس هوا-فضایی ایران.

[۱۱] پاروکی ف، نوین زاده ع ب، لیبیان ا (۱۳۷۸) شبیه‌سازی بالستیک داخلی یک موتور سوخت جامد. مهندسی هوافضا ۳۷-۳۱(۱): ۱.

[۱۲] حیدری م م، قدیری ن (۱۳۹۳) مدل‌سازی صفر بعدی و بررسی عوامل موثر بر بالستیک داخلی یک نوع موتور راکت هیبریدی. مواد پر انرژی ۶۳-۵۳(۱): ۹.

[۱۳] زاهدزاده م، جوارشکیان م ح (۱۳۹۳) شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد بدون شیبوره، با استفاده از روش VOF. اولین کنفرانس بین المللی و سومین کنفرانس ملی انجمن پیشرانس هوا-فضایی ایران.

[۱۴] حیدری م ر، آدمی ا ح (۱۳۹۱) تحلیل گرین‌های خاص و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور سوخت جامد. علوم و فناوری فضایی ۸۰-۶۷(۳): ۵.

[۱۵] قیصری م م، میرساجدی م (۱۳۹۳) بکارگیری الگوریتم پیمایش مکعبی در تحلیل سه بعدی پسروی گرین موتورهای سوخت جامد با روش منحنی تراز. مهندسی مکانیک مدرس ۹۵-۸۵(۱۵): ۱۴.

[16] French JC, Dunn SS (2002) New capabilities in solid rocket motor grain design modeling (SPP 02). 38th JANNAF Combustion Subcommittee Meeting, Nevada, ProQuest, 317-331.

[17] Hartfield R, Jenkins R, Burkhalter J, Foster W (2003) A review of analytical methods for solid rocket motor grain analysis. in 39th AIAA/ASME /SAE/ASEE joint Propulsion Conference, Huntsville, Alabama.

[۱۸] مستوفی زاده ع، عباسی م (۱۳۹۲) مدل‌سازی عددی فرایند روشن شدن گرین موتور سوخت جامد در حالت گذرا. مواد پرنرژ ۴۱-۲۷(۲): ۲.

زیر نویس‌ها

سوزش	b
ویژه	sp
محیط	a
خروجی	ex
ورودی	in
حجم کنترل	C.V.
سوخت	f
شمارنده‌ی گام زمانی	i
گلوگاه	*

حروف یونانی

چگالی (کیلوگرم بر متر مکعب)	ρ
اختلاف	Δ
زاویه قسمت مخروطی سوخت (رادیان)	θ
حجم (متر مکعب)	V

۸- مراجع

- [1] Oates G C (1975) Aerodynamics of gas turbine and rocket propulsion. 3th edn. American institute of aeronautics and astronautics.
- [۲] توکلی فر ف، افشاری ا (۱۳۹۳) بررسی عددی و تجربی بکارگیری اجکتور بر رانش موتور راکت سوخت جامد. اولین کنفرانس بین المللی و سومین کنفرانس ملی انجمن پیشرانس هوا-فضایی ایران.
- [۳] توکلی فر ف، عزیزی م، امینی م (۱۳۹۱) بررسی تجربی و شبیه‌سازی عددی اثرات به کارگیری اجکتور بر رانش موتور راکت سوخت جامد. پروژه کارشناسی، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه اصفهان.
- [4] Nisar K, Guozhu L, Zeeshan Q (2008) A hybrid optimization approach for SRM FINOCYL grain design. Chin J Aeronaut 21: 481-487.
- [5] Kamran K, Guozhu L (2012) An integrated approach for optimization of solid rocket motor. Aerosp Sci Technol 17: 50-64.
- [6] Guobiao C, Hao Z, Dalin R, Hui T (2013) Optimal design of hybrid rocket motor powered vehicle for suborbital flight, Aerospace Science and Technology. J Propul Power 25(1): 114-124.

- [۲۳] فولادی ن، زین العابدینی ا (۱۳۸۹) اصول طراحی سامانه های پیشرانش سوخت جامد. انتشارات دانشگاه صنعتی مالک اشتر.
- [۲۴] جان ج ی ا (۱۳۸۸) دینامیک گازها. ترجمه علی اکبر عالم رجبی، انتشارات دانشگاه صنعتی اصفهان.
- [۲۵] فاکس ر د، دونالد ال تی مک، پریچارد ف جی (۱۳۸۶) مقدمه ای بر مکانیک سیالات. ویرایش ششم. ترجمه بهرام پوستی. انتشارات نشر کتاب دانشگاهی.
- [26] Patankar SV (1980) Numerical heat transfer and fluid flow. Hemisphere publishing corporation.
- [19] Giacinto MD, Serraglia F (2001) Modeling of solid motor start-up. AIAA-Paper 2001-3448.
- [20] Kallmeyer TE, Sayer LH (1982) Difference between actual and predicted pressure-time history of solid rocket motors. AIAA.
- [21] Johnstone WA (1995) Solid Rocket motor internal flow during ignition. J Propul Power 11(3).
- [۲۲] کریمی مزرعه شاهی ح، رزاقی ب (۱۳۹۳) مبانی طراحی موتور سوخت جامد. انتشارات سازمان صنایع دفاع.