

مدل سازی پارامترهای بالستیک داخلی موتور سوخت جامد توسط مدل پیشنهادی SPPMEF

معصومه ندیمی^۱، روزبه رضائی^۲

شیراز، خیابان ملاصدرا، دانشکده مهندسی دانشگاه شیراز
mndsmnds40@yahoo.com

چکیده

در طراحی موشک های سوخت جامد حل بالستیک داخلی موتور نقش مهمی را ایفاء می کند. عملکرد یک موتور سوخت جامد را می توان با شبیه سازی عددی بالستیک داخلی آن مورد بررسی قرار داد. یکی از مهمترین پارامترهای طراحی موتورهای موشک سوخت جامد، نمودار فشار-زمان و تراست-زمان می باشد. روشهای مختلفی جهت دستیابی به این نمودارها وجود دارد. در این پژوهش یک برنامه کامپیوتری با نام SPPMEF برای مدل سازی عملکرد بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد نوشته شده است. نتایج به دست آمده از این مدل سازی با نتایج تجربی مقایسه شده است. نتایج آنالیز نشان می دهد مدل سازی انجام شده دقت بالایی در پیش بینی عملکرد موتور موشک سوخت جامد دارد و همچنین نشان داده شد دبی گاز حاصل از احتراق بر روی نرخ سوزش تاثیر چندانی ندارد.

کلمات کلیدی: سوخت جامد، بالستیک داخلی، تراست، شبیه سازی، گرین، احتراق

۱-مقدمه

عملکرد و کارایی موتورهای موشک سوخت جامد بستگی به خصوصیات جریان توزیع فشار و دمای محصولات احتراق و همچنین نرخ سوزش و هندسه گرین دارد به شاخه ای از علوم که به بررسی این پارامترها می پردازد بالستیک داخلی گفته می شود. کاربرد وسیع موتورهای سوخت جامد در صنایع هوافضا با گرایش های نظامی و غیر نظامی باعث گردیده تا طراحی بهینه موتورهای سوخت جامد ذهن طراحان را درگیر نماید. از جمله موارد بسیار تاثیر گذار در طراحی موتورهای سوخت جامد تاثیر تراست فشار محفظه احتراق و مدت زمان عملکرد موتور در حالت پایدار است این موارد به شدت به نحوه تغییرات سطح سوزش نسبت به زمان وابسته هستند از طرفی برای حل بالستیک داخلی موتور سطح سوزش و سطح عبوری در هر لحظه به عنوان ورودی باید معلوم باشد. برای تامین سطح سوزش و نحوه عقب نشینی سطح سوزش انواع مختلفی از گرین ها عملیاتی شده اند برای دستیابی به یک طرح بهینه موتور سوخت جامد تحلیل و طراحی انواع گرین ها غیر قابل اجتناب است به همین منظور کارهای تجربی و عددی بسیاری برای تحلیل بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد صورت گرفته است. موتورهای موشک سوخت جامد با انواع منحنی های تراست زمان متفاوت در بسیاری از کاربرد های نظامی و غیر نظامی با توجه به نوع ماموریت مورد نیاز می باشد.

موشک های سوخت جامد به دلیل ضریب اطمینان بالا و سرعت تسلیح و همچنین کاهش هزینه نگهداری به شدت در حال توسعه بوده و با افزایش کیفیت سوخت های مرکب، در حال رقابت با موشک های سوخت مایع هستند. در طراحی موشک های بالستیکی، همواره افزایش برد یکی از اساسی ترین پارامترهای بهینه سازی و طراحی است. در موشک های سوخت جامد، تأثیر موتور بر کارایی موشک بسیار زیاد است آنچه برای طراح یک موتور سوخت جامد یا طراح موشک مهم است میزان پیشرانش و مدت زمان سوزش موتور است. در سال ۱۹۸۴ کو و سامرفیلد [۱] عمده تحقیقات تئوری و تجربی انجام شده در

کارشناسی ارشد مهندسی شیمی دانشگاه علم و صنعت ایران

کارشناسی ارشد مهندسی شیمی دانشگاه شیراز

زمینه احتراق پیشرانه های جامد را در مجموعه ای جمع آوری کردند. در سال ۱۹۸۶ کوبوتا و همکارانش [۲] ساختارهای موج احتراق سوخت های کامپوزیت پرکلرات آمونیوم را بررسی کردند. گریتریکس و گاتلیب [۳] در سال ۱۹۸۷ یک مدل سوزش فرسایشی برای سوخت های کامپوزیت با نسبت طول به قطر زیاد ارائه کردند. در سال ۱۹۸۸ باگز و همکارانش [۴] احتراق پرکلرات آمونیوم و تغییرات افزودنی های معدنی را بررسی کردند. در سال ۱۹۸۹ نیشی و همکارانش [۵] بر روی موتورهای سوخت جامد دو رژیمه آزمایش هایی انجام دادند. گریتریکس و گاتلیب [۶] در سال ۱۹۹۲ در یک مطالعه عددی اثر شتاب طولی روی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد را بررسی کردند. در سال ۱۹۹۳ داوینز [۷] در کتاب تکنولوژی موتورهای موشکی سوخت جامد به طور گسترده ای مباحث مرتبط با موتورهای سوخت جامد و زیرسیستم های آن را بررسی کرد و در زمینه گرین های موتور سوخت جامد و مباحث عملکردی، مطالب بسیار ارزشمندی ارائه کرد. مک دونالد [۸] در سال ۲۰۰۴ یک مدل برای سوزش فرسایشی ارائه کرده و بالستیک داخلی موتور سوخت جامد را با استفاده از روش های عددی در حالت یک بعدی شبیه سازی کرده است. کریمی [۱۰] در ۱۳۷۹ تحقیقی در مورد شبیه سازی بالستیک داخلی یک سیستم راه انداز سوخت جامد انجام داد. مرادی در سال ۱۳۸۳ تحقیقی در مورد انواع آتشزنه، نحوه قرارگیری آتشزنه در موتور، جنس آتشزنه و سایر مباحث مربوط به راه اندازی موتور انجام داد [۱۱]. وی در سال ۱۳۸۵ شبیه سازی صفر بعدی بالستیک داخلی برای گرین های سه بعدی را انجام داد. همچنین، تحلیل پس روی سطح سوزش برای هندسه های گرین سه بعدی را مورد بررسی قرار داد [۱۲].

۲- مدل سازی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد

اجزایی که در یک موتور سوخت جامد به عنوان زیر سیستم های اصلی ظاهر می شوند عبارتند از محفظه موتور، گرین، نازل و آتشزنه. فرآیندهایی که در موتور رخ می دهند شامل رژیم کاری یک موتور سوخت جامد عبارت است از پایان یافتن حالت گذرای اولیه در نتیجه کارکرد آتشزنه و افزایش سریع فشار در محفظه احتراق و وارد شدن موتور به فاز کاری پایدار آن می باشد. در این مرحله بسته به شکل گرین و نحوه سوزش آن نحوه تغییرات فشار محفظه احتراق در رژیم کاری متفاوت است [۱۳]. مدل سازی بالستیک داخلی موتور متاثر از عوامل مختلفی می باشد. در طراحی اولیه موتور اغلب از یک مدل سازی عددی سریع استفاده می شود. لذا جهت ساده سازی فرضیات زیر در نظر گرفته می شود:

- سوخت در هنگام سوختن شکل هندسی اولیه خود را از دست نمی دهد.
- انتقال حرارت داخل سوخت وجود ندارد.
- دمای محفظه احتراق ثابت می ماند.
- از فعل و انفعالات شیمیایی در گازها صرف نظر می شود.
- نازل تغییر شکل نمی دهد.
- محصولات احتراق به صورت گاز کامل فرض می شوند.

برنامه نویسی کامپیوتری بر اساس روش تفاضل محدود با مدل های یک، دو و سه بعدی پدیده های فیزیکی انجام می گیرد. مانند بالستیک داخلی، دینامیک سیالات و آنالیز ساختار مکانیکی. کشورهای با تکنولوژی پیشرفته مانند آمریکا تحقیقاتشان را بر روی پیش بینی عملکرد موتور موشک سوخت جامد تمرکز داده اند. اغلب مدل های امروزی برای پیش بینی عملکرد بالستیک داخلی موتور راکت سوخت جامد بر پایه مدل ریاضی یک بعدی برای حل معادلات اساسی مکانیک سیالات و معادلات پیوستگی، مومنتم و انرژی استفاده می گردد. مدل های یک بعدی که به صورت تجاری کاربرد دارند عبارتند از: SPP, SNIA, SPA, BPD که مزیت هایی مانند محاسبات سریع دارند.

برنامه SPP مرجع استاندارد برای پیش بینی عملکرد موشک سوخت جامد در آمریکا می باشد. دپارتمان مکانیک ساراچو مدل پیشنهادی خود برای مدل سازی عملکرد بالستیک داخلی موتور سوخت جامد که توانایی حل مسائل با دقت بالا

را دارد SPPMEF نام گذاری نمود اما برای موتورهای موشکی که دبی گاز و دبی جرمی بر روی نرخ سوزش اثر می گذارد این برنامه از دقت بالایی برخوردار نمی باشد.

۳- انواع ماژول جهت مدل سازی بالستیک داخلی موتور سوخت جامد

برنامه SPPMEF شامل یکسری از ماژول هایی است که روشی برای شبیه سازی ارائه می کنند که در زیر ذکر گردیده اند.

۳-۱- ماژول TCPSP

این ماژول به محاسبات ترکیب محصولات تولیدی در احتراق پیشرانه، تعادلات شیمیایی، اندازه گیری انرژی گیبس و عملکرد تئوری موتور سوخت جامد می پردازد. این ماژول قادر است عملکرد موتور سوخت جامد که پیشرانه آن دارای عناصر شیمیایی مانند آلومینیوم، کلسیم، پتاسیم، منیزیم، سدیم، سرب و ... می باشد را محاسبه و شبیه سازی کند.

۳-۲- ماژول نازل

این ماژول قادر است به محاسبات ابعاد نازل و نیروی ضربه بپردازد.

۳-۳- ماژول GEOM

این ماژول شامل سه طرح گرین استاندارد می باشد. از جمله گرین CP (استوانه ای با سطح سوزش داخلی، استوانه ای با سطح سوزش داخلی و خارجی)، گرین CP خوشه ای (استوانه چندگانه با سطح سوزش داخلی و خارجی).

۴- معادلات حاکم

نرخ سوزش پیشرانه که به فشار محفظه احتراق وابسته می باشد توسط قانون رابرت بیان می گردد:

$$r_0 = a \times P^n \quad (1)$$

توان فشار در رابطه بالا و ضریب نرخ سوزش به ترکیب شیمیایی جامد و دمای اولیه پیشرانه وابسته است. اثر دمای اولیه پیشرانه بر روی نرخ سوزش و فشار احتراق با رابطه زیر بیان می شود:

$$a = a_0 \exp(p(T_P - T_0)) \quad (2)$$

که a_0 ثابت دما برای دمای $T_0 = 20^\circ C$ و T_P دمای پیشرانه و $p = k(1-n)$ می باشد.

اثر دبی جرمی بر روی نرخ سوزش در محفظه موتور را از رابطه رابیلارد LR استفاده می کنیم. در این مدل نرخ سوزش کلی برابر با مجموع نرخ سوزش بدون فرسایش (r_0) و نرخ سوزش با فرسایش (r_e) می باشد.

$$r_b = r_0 + r_e \quad (3)$$

مدل LR نرخ سوزش را به صورت زیر بیان می کند:

$$r_e = G^{0.8} \exp(-r_b s/G) / L^{0.2} \quad (4)$$

$$= [(0.0288 C_{pg} \mu_g^{0.2} P_r^{-2.3}) / (s C_s)] [(T_c - T_s) / (T_s - T_0)] \quad (5)$$

که G دبی جرمی گازهای احتراق، s چگالی پیشرانه، L طول مشخصه، C_{pg} ثابت فشار مشخصه، P_r عدد پراتل، T_c ، T_s ، T_0 به ترتیب دمای محصولات احتراق، دمای سطح سوزش و دمای اولیه پیشرانه می باشند.

مدل دیگری برای LR توسط برنامه SPP ارائه شده است که به صورت زیر است:

$$r_e = G^{0.8} \exp(-r_b s/G) f(D_h) \quad (6)$$

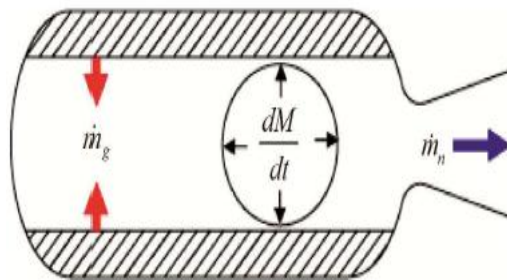
که در رابطه بالا $f(D_h)$ برابر است با:

$$f(D_h) = 0.9 + 0.189 D_h [1 + 0.043 D_h (1 + 0.023 D_h)] \quad (7)$$

و D_h قطر هیدرولیکی می باشد. سرعت تابع نوع پیشرانه و تابع فشار احتراق نیست و توسط رابطه زیر بیان می گردد:

$$C^* = C_p^* n_{c^*} \quad (8)$$

که C_p^* سرعت مشخصه بدست آمده از محاسبات تئوری عملکرد موتور و n_{c^*} ضریب راندمان احتراق است. محاسبات فشار داخل موتور به عنوان تابعی از زمان بیان می گردد. جرم گاز به وجود آمده به وسیله احتراق پیشرانه m_g^0 برابر است با مجموع نرخ جرم محصولات احتراق به وجود آمده در واحد زمان و جرم محصولات خروجی از نازل که در رابطه زیر بیان می شود:



شکل (۱) موازنه جرمی فاز گاز در محفظه راکت

$$m_g^0 = \frac{dm}{dt} + m_n^0 \quad (9)$$

جرم گاز تولیدی احتراق پیشرانه m_g^0 همچنین توسط رابطه زیر بیان می گردد:

$$m_g^0 = s A_b r_b \quad (10)$$

که A_b سطح احتراق پیشرانه است. نرخ جرم تولیدی توسط احتراق نسبت به زمان برابر است با:

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} (V \rho_g) = V \frac{d\rho_g}{dt} + \rho_g \frac{dV}{dt} \quad (11)$$

$$g = P_c / R_g T_c \quad (12)$$

که ρ_g چگالی گاز تولیدی در محفظه احتراق است و V حجم آزاد برای فاز گاز و P_c فشار احتراق می باشد. بنابراین:

$$\frac{dm}{dt} = \rho_g \frac{dV}{dt} + \frac{V}{R_g T_c} \frac{dP_c}{dt} \quad (13)$$

جرم محصولات احتراق خروجی از نازل توسط رابطه زیر بیان می گردد:

$$m_n^0 = \frac{P_c A_{th}}{C^*} \quad (14)$$

تغییر فشار احتراق در موتور با توجه به رابطه بالا و ادغام روابط در یکدیگر توسط رابطه زیر بیان می گردد:

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{1}{V_c} [Rg Tc (\sum_{j=1}^{l/x} \rho A_{bij} r_{bij} - \frac{P_{ci} A_{th}}{c^*}) - P_{ci} \frac{dV_i}{dt}] \quad (15)$$

اما در نهایت تغییرات تراست با استفاده از رابطه زیر بیان می شود:

$$F_i = C_{Fi} P_{ci} A_{thi} \quad (16)$$

$$C_{Fi} = n C_{Fi} \sqrt{2 \frac{\gamma^2}{\gamma-1} \frac{2}{\gamma+1}} \sqrt{[1 - \frac{p_s}{p_c} \frac{\gamma-1}{\gamma}] + \frac{p_s - p_a}{p_c} (\frac{A_s}{A_i})} \quad (17)$$

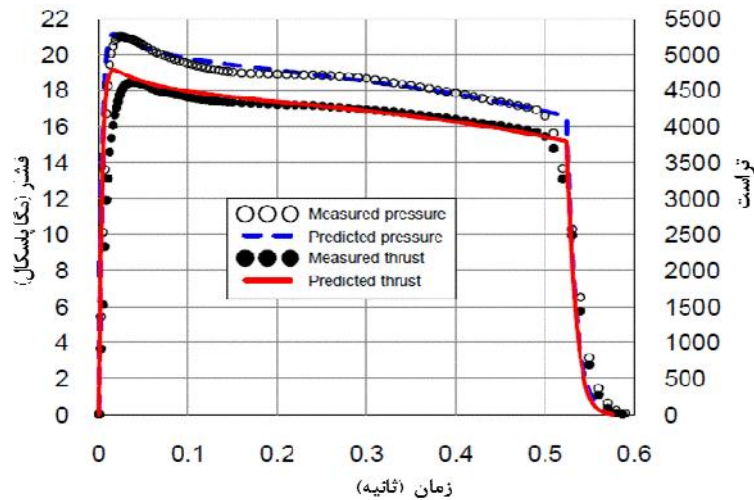
۵- بحث و نتایج

جهت اعتبارسنجی دقت مدل پیشنهادی برای پیش بینی عملکرد بالستیک داخلی موتور پیشراجه جامد، لازم می باشد عملکرد مدل، مورد ارزیابی قرار بگیرد. بدین منظور نتایج بدست آمده از مدل سازی توسط برنامه پیشنهادی، با نتایج تجربی حاصل از موتورهای راکت زیر مورد مقایسه قرار گرفتند. نتایج حاصل از این ارزیابی در این بخش ارائه گردید.

- موتور راکت با قطر ۵۷ میلیمتر RM-1
- موتور راکت با قطر ۱۲۸ میلیمتر با گرین CP خوشه ای RM-1
- موتور راکت با قطر ۱۲۸ میلیمتر با گرین استوانه ای با نازل در مرکز RM-3
- موتور راکت با قطر ۱۲۸ میلیمتر و با نازل سوراخ شده چندگانه RM-4
- موتور راکت با قطر ۲۰۴.۷ میلیمتر با گرین (STAR-8)

۵-۱- موتور راکت با قطر ۵۷ میلیمتر (RM-1)

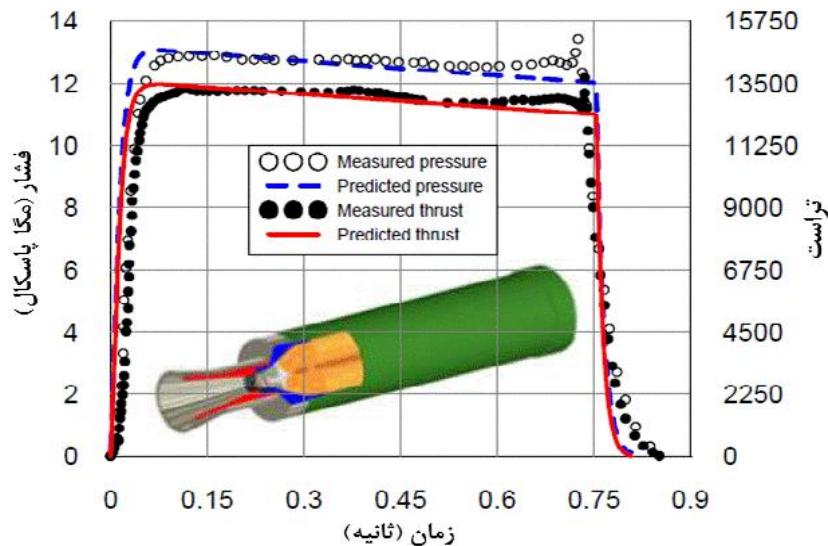
موتور راکت RM-1 از گرین CP با سوزش همزمان داخلی و خارجی (بدون محدودیت در سطح سوزش) و همین طور با نازل مرکزی بدون فرسایش در قسمت گلوگاه نازل استفاده می نماید. در طی آزمایشات، تغییرات تراست نسبت به زمان و فشار نسبت به زمان برای این موتور راکت اندازه گیری شدند. مقایسه ای بین نتایج بدست آمده از مدل سازی تغییرات فشار و تراست نسبت به زمان با نتایج تجربی بدست آمده از این نوع موتور راکت صورت گرفته است. نتایج این مقایسه در شکل (۲) مشاهده می شود. اختلاف در نتایج مدل سازی و نتایج تجربی کمتر از یک درصد مشاهده می شود. مطابقت خیلی خوبی بین مدل سازی تراست زمان و فشار زمان توسط برنامه پیشنهادی SPPMEF و نتایج تجربی مشاهده شده است. در شبیه سازی نرخ سوزش پایه با اثر سوزش فرسایشی اصلاح شده است، به طوریکه $J=0.385$ و $K=512$ و $\Gamma_b=19.5$ و $B=120$ می باشند. انحراف بین مقادیر تجربی و مدلسازی در نمودار تراست زمان ۰.۳ درصد و در نمودار فشار زمان ۰.۴۵ درصد می باشد، که نشان می دهد مدل پیشنهادی با موفقیت توانسته این پارامترهای بالستیک داخلی را با دقت بالایی مدل سازی نماید.



شکل (۲) نمودار فشار زمان و تراست زمان برای موتور راکت RM-1

۵-۲- موتور راکت با قطر ۱۲۸ میلیمتر (RM-2)

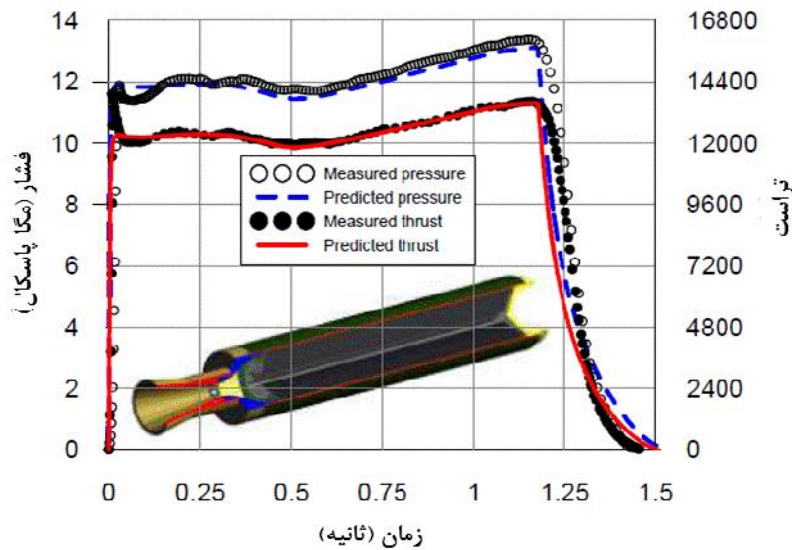
در محفظه راکت RM-2 چهار گرین CP با سوزش داخلی و خارجی بدون محدودیت در سطح سوزش وجود دارد. موتور راکت نازل مرکزی بدون فرسایش در قسمت گلوگاه نازل دارد. تغییرات تراست نسبت به زمان و فشار نسبت به زمان برای این موتور راکت اندازه گیری شدند. مقایسه ای بین نتایج بدست آمده از مدل سازی تغییرات فشار و تراست نسبت به زمان با نتایج تجربی بدست آمده از این نوع موتور راکت صورت گرفته است. نتایج این مقایسه در شکل (۳) مشاهده می شود. مطابقت خیلی خوبی بین مدل سازی تراست زمان و فشار زمان توسط برنامه پیشنهادی SPPMEF و نتایج تجربی مشاهده شده است. انحراف بین مقادیر تجربی و مدلسازی در نمودار تراست زمان ۱.۲ درصد و در نمودار فشار زمان ۰.۶ درصد می باشد، که نشان می دهد مدل پیشنهادی با موفقیت توانسته این پارامترهای بالستیک داخلی را با دقت بالایی مدل سازی نماید.



شکل (۳) نمودار فشار زمان و تراست زمان برای موتور راکت RM-2

۵-۳- موتور راکت با قطر ۱۲۸ میلیمتر (RM-3)

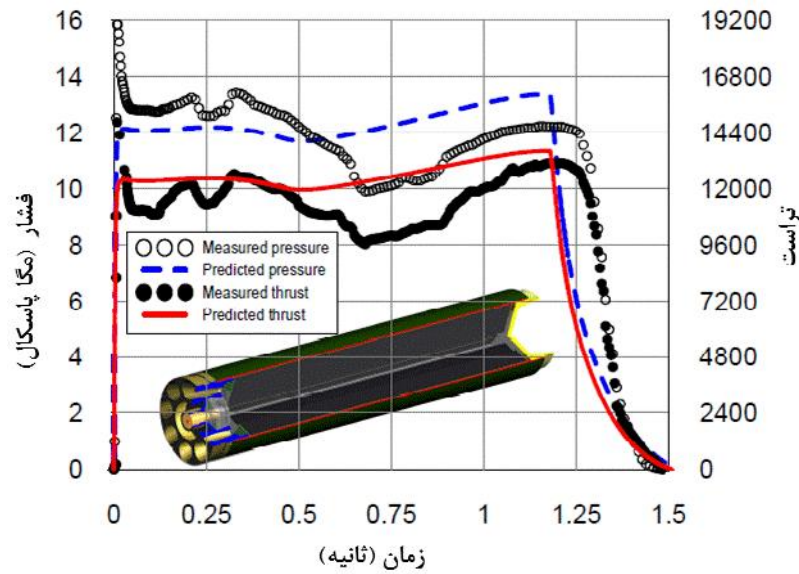
موتور راکت RM-3 دارای گرین ستاره ای با نازل مرکزی و بدون فرسایش در قسمت گلوگاه نازل است. در طی آزمایشات راکت موتور RM-3 فشار محفظه احتراق در هردو طرف محفظه احتراق اندازه گیری گردید. همچنین تغییرات تراست نیز بر حسب زمان اندازه گیری گردید. اختلاف بین فشار در هر دو طرف محفظه احتراق حدود ۸ درصد می باشد. در شکل (۴) نتایج مطابقت تغییرات فشار و تراست بر حسب زمان توسط مدل سازی و تجربی نشان داده شده است. در شبیه سازی نرخ سوزش با اثر فرسایش اصلاح گردیده است. به این صورت که $J=0.448$ $K=242$ $r_b=22$ $B=120$ می باشند. مطابقت خیلی خوبی بین مدل سازی تراست زمان و فشار زمان توسط برنامه پیشنهادی SPPMEF و نتایج تجربی مشاهده شده است.



شکل (۴) نمودار فشار زمان و تراست برای موتور راکت RM-3

۵-۴- موتور راکت با قطر ۱۲۸ میلیمتر (RM-4)

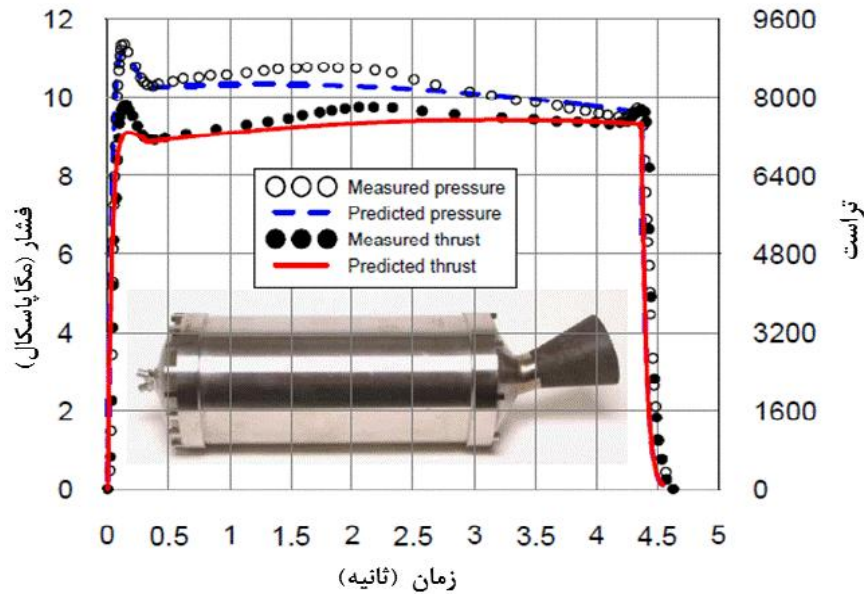
موتور راکت RM-4 پیشرفته یکسان و ساختار یکسانی همانند موتور RM-3 دارد. این موتور راکت نازل سوراخ شده چندگانه (۸ نازل بدون گریز از مرکز) و بدون فرسایش در گلوگاه دارد. تغییرات تراست نسبت به زمان و فشار نسبت به زمان برای این موتور راکت اندازه گیری شدند. مقایسه ای بین نتایج بدست آمده از مدل سازی تغییرات فشار و تراست نسبت به زمان با نتایج تجربی بدست آمده از این نوع موتور راکت صورت گرفته است. نتایج این مقایسه در شکل (۵) مشاهده می شود. انحراف قابل توجهی در پیش بینی تراست و فشار با مقادیر آزمایشگاهی وجود دارد. این انحراف به این خاطر می باشد که وقتی محصولات احتراق محفظه داخل گرین پیشرفته را ترک می کنند فوراً به نازل وارد نمی شوند اما جریان گاز به صورت درهم و متلاطم در خواهد آمد سپس به قسمت همگرا و واگرای نازل وارد می شود. در طی این فرآیند تغییر قابل ملاحظه ای در سرعت جریان گاز و توزیع فشار جریان گاز در این ناحیه اتفاق می افتد که سبب تغییراتی در فشار راکت و تغییراتی در پارامترهای بالستیک داخلی مثل تراست و شدت ضربه راکت می شود.



شکل (۵) نمودار فشار زمان و تراست زمان برای موتور راکت RM-4

۵-۵- موتور راکت (STAR-8)

این موتور دارای گرین پیشرانه CP و پیشرانه از نوع کامپوزیتی TP-H-3062 و محفظه تیتانیوم 6AI-4V و نازل مرکزی می باشد. تغییرات تراست نسبت به زمان و فشار نسبت به زمان برای این موتور راکت اندازه گیری شدند. مقایسه ای بین نتایج بدست آمده از مدل سازی تغییرات فشار و تراست نسبت به زمان با نتایج تجربی بدست آمده از این نوع موتور راکت صورت گرفته است. نتایج این مقایسه در شکل (۶) مشاهده می شود. مطابقت خوبی بین مدل سازی تراست زمان و فشار زمان توسط برنامه پیشنهادی SPPMEF و نتایج تجربی مشاهده شده است. در شبیه سازی نرخ سوزش پایه با اثر سوزش فرسایشی اصلاح شده است، به طوریکه $J=0.385$ و $K=512$ و $r_b=19.5$ و $B=120$ می باشند.



شکل (۶) نمودار فشار زمان و تراست زمان برای موتور راکت (STAR-8)

۶- نتیجه گیری

در این کار با استفاده از برنامه SPPMEF عملکرد بالستیک داخلی موتور های راکت سوخت جامد مدل سازی گردید. تغییرات تراست نسبت به زمان و فشار نسبت به زمان برای پنج موتور راکت مختلف اندازه گیری شدند. مقایسه ای بین نتایج بدست آمده از مدل سازی تغییرات فشار و تراست نسبت به زمان با نتایج تجربی بدست آمده از این نوع موتورها صورت گرفته است. اختلاف در بعضی موارد در نتایج مدل سازی و نتایج تجربی حتی کمتر از یک درصد مشاهده می شود. به عبارت دیگر مطابقت خیلی خوبی بین مدل سازی تراست زمان و فشار زمان توسط برنامه پیشنهادی SPPMEF و نتایج تجربی مشاهده شده است، که نشان می دهد مدل پیشنهادی با موفقیت توانسته این پارامترهای بالستیک داخلی را با دقت بالایی مدل سازی نماید. در پیش بینی فشار و تراست نسبت به زمان با مقایسه با نتایج تجربی برای راکت های با احتراق پایا با خطای کمتر از ۲ درصد و راکت های با احتراق نا پایا خطای کمتر از ۵ درصد گزارش شده است.



مراجع

- [1] Kuo, K. K. and Summerfield, M., *Fundamentals of Solid Propellant Combustion*, American Institute of Astronautics and Aeronautics, New York, 1984.
- [2] Kubota, N., et al., "Combustion Wave Structural of Ammonium Per Chlorate Composite Propellants," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 4, 1986, pp. 269-300.
- [3] Greatrix, D. R. and Gottlieb, J. J., "Erosive Burning Model for Composite-Propellant Rocket Motors with Large Length-to-Diameter Ratios," *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 33, No.3, 1987, pp. 133-142.
- [4] Boggs, T., Zurn, D. E., Cordes, H. F. and Covino, J., "Combustion of Ammonium per Chlorate and Various Inorganic Additives," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 1, 1988, pp. 27-39.
- [5] Nishi, S., Fukuda, K. and Kubota, N., "Combustion Test of Two Stage Pulse Rocket Motors," *AIAA Paper 89-2426*, 1989.
- [6] Gottlieb, J. J. and Greatrix, D. R., "Numerical Study of the Effect of Longitudinal Acceleration of Solid Rocket Motor Internal Ballistics," *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 114, Issue 3, 1992, pp. 404-410.
- [7] Davenas, A., *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, 1993.
- [8] McDonald, B. A., The Development of an Erosive Burning Model for Solid Rocket Motors Using Direct Numerical Simulation, (Thesis Ph.D) Presented to The Academic Faculty In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Doctor of Philosophy, School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology, 2004.
- [9] Hoseinpoor, S. and Golafshani, M., "One Dimensional Unsteady Flow Analysis in Solid Rocket with Non Equilibrium Chemical Reactions," Sharif University of Technology, (Thesis M.Sc), Mechanical Department, 1993 (In Persian).
- [10] Karimi, H. and Esmaeili-Taheri, E., "Internal Ballistic Simulation for an Ignition System of Solid Propellant," Khajenaseer University of Technology, 2000 (In Persian).
- [11] Moradi, M., "Study of Missile Propulsion Ignition Systems," Khajenaseer University of Technology, A Master of Science Seminar, 2004 (In Persian).
- [12] Moradi, H. and Karimi, H., "Simulation and Modeling of Internal Ballistic for a Specific Solid Propellant Missile," (Thesis M.Sc.), Khajenaseer University of Technology, 2006 (In Persian).
- [13] Heidari, M. R. and Adami, A. H., "Geometric Grain Analysis of Solid Motor," Malek e Ashtar University of Technology, Space Research Institute, 2007 (In Persian).