

محاسبه ناپایداری خطی احتراق در یک موتور سوخت جامد دوپایه و مقایسه با نتایج موجود

علی سیف اله زاده^{۱*}، منصور جهانگیری^۲، علی امینیان^{۳*}
دانشکده شیمی و مهندسی شیمی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
(* نویسنده مخاطب: aliaminian100@yahoo.com)

چکیده

در این مطالعه، ناپایداری احتراق در یک موتور سوخت جامد حاوی پیشرانه جامد دوپایه با در نظر گرفتن پدیده‌های آکوستیکی و سوختن فرسایشی در رابطه مربوط به سرعت سوختن پیشرانه بررسی گردید. نتایج بدست آمده نشان داد که اثر سوختن فرسایشی بر سرعت سوختن پیشرانه کم می باشد. آنالیز ناپایداری احتراق به منظور بررسی پایداری سیستم مورد مطالعه انجام شد. همچنین، پارامترهای بالستیکی راکت سوخت جامد حاوی پیشرانه دوپایه ارائه گردیده است و با نتایج حاصل از شبیه سازی مقایسه انجام شده است که این پارامترها با نتایج شبیه سازی در یک توافق خوب بود.

واژه‌های کلیدی: ناپایداری احتراق- سوخت جامد- پیشرانه دوپایه- سوختن فرسایشی

۱- مقدمه

به دلیل آنکه در یک موتور سوخت جامد، فشار در محدوده چند مگاپاسکال و دما در محدوده ۲۳۰۰ تا ۳۶۰۰ درجه کلوین می باشد، اندازه گیری های تجربی در داخل یک موتور عملیاتی غیر ممکن می باشد و تنها توسط موتورهای تحقیقاتی می توان تغییرات پارامترهای دلخواه را با تغییر شرایط عملیاتی به دست آورد. از آنجا که انجام آزمایشات مختلف در یک موتور تحقیقاتی مشکل، پرهزینه، و زمان بر می باشد، روش هایی مانند تست جریان سرد تا شبیه سازی عددی جریان داخلی یک موتور جایگزین مناسبی برای آزمایشات مختلف می باشد. نتایج حاصل از چنین شبیه سازی ها را می توان با نتایج حاصل از آزمایشات مقایسه نمود و دانش خوبی نسبت به الگوی جریان و فرآیندهای مرتبط با ایجاد ناپایداری به دست آورد [۱-۳]. در چند سال اخیر با پیشرفت های شبیه سازی های عددی، محققان به این نتیجه رسیده اند که الگوی جریان در داخل یک محفظه احتراق خود می تواند سبب ناپایداری های جریانی شود. با در نظر گرفتن فرضیات مناسب در هنگام فرمول سازی مسئله برای به دست آوردن تغییرات دما، فشار و سرعت در یک محدوده زمانی بسیار کوتاه، می توان به معادلاتی دست یافت که چگونگی ارتباط این متغیرها را نسبت به زمان، هندسه محفظه احتراق، و حضور ذرات جامد در فاز گاز مشخص می سازد [۴-۵].

کارهای زیادی برای ایجاد ارتباط بین سرعت سوختن یک پیشرانه جامد و فشار محفظه احتراق انجام شده است [۶-۷]. به منظور کاهش رشد نوسانات فشار در محفظه، اضافه کردن ذرات فلزی آلومینیوم می تواند موجب افزایش ایمپالس ویژه و کاهش ناپایداری های احتراق شود. این امر به دلیل جذب انرژی آکوستیکی و تبادل مومنتم و حرارت در جریان دو فازی داخل محفظه احتراق می باشد [۸]. اندازه ذرات و کسر وزنی موجود در گرین سوخت و همین طور فرکانس نوسان به عنوان عوامل تعیین کننده مقدار میرایی نوسانات به شمار می آیند [۹].

۱- استادیار، دانشکده شیمی و مهندسی شیمی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

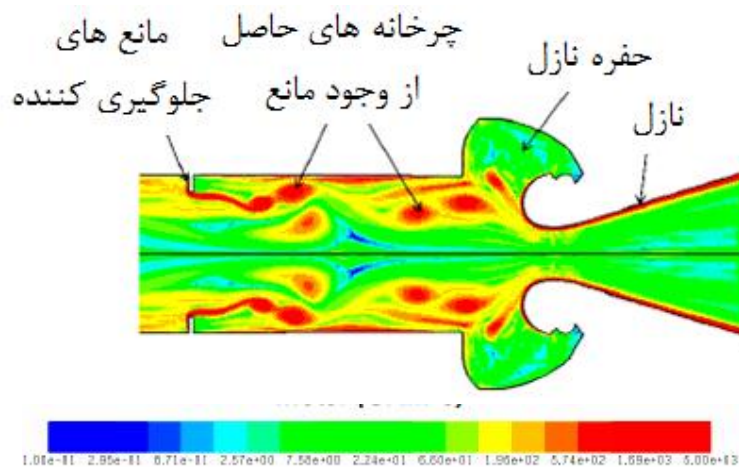
۲- استادیار، دانشکده مهندسی شیمی، نفت و گاز، دانشگاه سمنان، سمنان

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده شیمی و مهندسی شیمی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

اثر دیگر پدیده "چرخش جریان" است که انرژی نوسانات را تلف می کند و مربوط به نیروهای ویسکوز در نزدیکی سطح سوختن می باشد که در نتیجه تشکیل امواج چرخشی می باشد [۱۰].

شکل هندسی پیشرانه درون موتور سوخت جامد نقش اساسی در عملکرد راکت ایفا می کند. اگر شکل هندسی گرین به صورتی باشد که پس از شروع احتراق سطح سوختن رو به افزایش باشد آنگاه تراست راکت افزایش می یابد و اگر سطح سوختن رو به کاهش باشد، تراست نیز سیر نزولی را طی می کند. در برخی از موتورهای راکت از ترکیبی از چند نوع هندسه گرین مختلف برای سوخت راکت استفاده می شود. به عنوان مثال، دو هندسه مختلف گرین در موتور می تواند پایداری بیشتری را ایجاد نماید. در این موتور، شکل گرین ترکیبی از ستاره متشکل از هفت قسمت و مقطع استوانه ای طراحی شده است [۱۱].

از طرف دیگر، گردابه های جریانی در اثر تغییر توزیع فشار سطح پیشرانه تشکیل می شوند و تغییر توزیع فشار خود ناشی از وجود موانعی است که در مسیر جریان وجود دارند (مانند پیشرانه های جامد با گرین چند قسمتی که شکاف هایی در هر قسمت وجود دارد). شکل ۱، شدت گردابه ایجاد شده در اثر وجود موانع و حفره نازل را نشان می دهد. همان طور که از شکل ۱ می توان دید، حفره نازل نقش بسیار مهمی در کاهش گردابه ایجاد شده در اثر وجود موانع ایفا می نماید [۹].



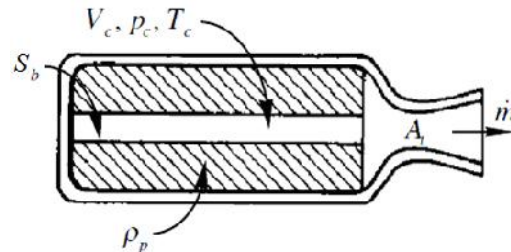
شکل ۱- شدت گردابه ایجاد شده در اثر وجود موانع و حفره نازل [۹].

از آنجا که محاسبه ناپایداری احتراق و عملکرد موتورهای سوخت جامد دویایه در پروازهای کوتاه برد از اهمیت ویژه ای برخوردار می باشد، لذا در این کار یک نمونه آزمایشگاهی موتور سوخت جامد دویایه مورد بررسی قرار گرفت. هدف از این مطالعه، محاسبه ناپایداری خطی احتراق در یک موتور سوخت جامد دویایه با و بدون در نظر گرفتن فرسایشی می باشد. بنابراین فشار، تراست و ایمپالس ویژه محاسبه شده با مقادیر تجربی مقایسه گردید و پایداری سیستم مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- مدل دینامیکی احتراق و بالستیک داخلی

سوخت جامد دویایه شامل ۵۴/۳ درصد نیتروسولولز به عنوان پلیمر، ۴۰/۵ درصد نیتروگلیسرین ماده منفجره نرم کننده، ۳ درصد دی اتیل فتالات به عنوان ماده غیر منفجره نرم کننده، ۱ درصد ماده پایدار کننده اتیل سنترالیت، ۱ درصد سولفات پتاسیم و ۰/۲ درصد کربن می باشد. سرعت سوختن پیشرانه جامد دو پایه وابسته به فشار بوده و توسط رابطه $r = 0.01372(P)^{0.2276}$ که در آن r سرعت سوختن بر حسب متر بر ثانیه و P فشار بر حسب مگاپاسکال می باشد، بیان می شود. در این مطالعه، دانسیته پیشرانه جامد ۱۶۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب، دمای آدیاباتیک شعله ۲۳۵۱ درجه کلونین، طول گرین

سوخت ۰/۵ متر، قطر داخلی آن ۰/۱۲ متر، شعاع داخلی گرین سوخت ۰/۰۲۲ متر، شعاع خارجی آن ۰/۰۶۴ متر، قطر داخلی دهانه نازل ۰/۰۲۴۴۲ متر و قطر خارجی نازل ۰/۰۷۹۵ متر در نظر گرفته شده است [۱۲]. شکل گرین سوخت استوانه ای و بدون ذرات فلزی افزودنی است. شکل ۲ شمایی از یک موتور سوخت جامد با گرین استوانه‌ای در اطراف دیواره محفظه احتراق را نشان می‌دهد.



شکل ۲- شمایی از یک موتور سوخت جامد.

فرضیات زیر به منظور مدل‌سازی مسئله در نظر گرفته شده است:

(۱) جریان در داخل محفظه احتراق یک بعدی و شامل تنها ترکیبات گاز می باشد. (۲) گاز در داخل محفظه احتراق کامل فرض می شود. (۳) سرعت سوختن تنها به فشار وابسته می‌باشد و (۴) عدد ماخ جریان در داخل محفظه کوچک می باشد. با در نظر گرفتن فرضیات (۱)-(۴)، می توان موازنه جرم را برای محفظه احتراق شکل ۱ با حجم آزاد در حال تغییر نسبت به زمان به صورت زیر نوشت:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V_c} \dots dV + \oint_{S_c} \dots u \cdot dS = 0 \quad (1)$$

ترم دوم رابطه (۱) همان جرم گاز در هر لحظه در داخل محفظه احتراق می باشد. می توان رابطه (۱) را به صورت خلاصه شده زیر نوشت:

$$\frac{d(\dots V_c)}{dt} - \dot{m}_g + \dot{m}_e = 0 \quad (2)$$

V_c و ρ_c به ترتیب حجم و دانسیته گاز داخل محفظه احتراق می باشد. \dot{m}_e سرعت جرمی گازهای خروجی بوده و سرعت جرمی تولید گاز را می توان از رابطه زیر بر حسب سرعت سوختن، دانسیته پیشرانه و سطح سوختن به دست آورد:

$$\dot{m}_g = S_b \rho_p r \quad (3)$$

که ρ_p دانسیته پیشرانه، r سرعت سوختن و S_b سطح سوختن بوده و برابر است با $\rho_p D_i(t) \times L(t)$. سرعت جرمی گازهای خروجی از نازل بر حسب فشار محفظه، مساحت ورودی دهانه نازل، و سرعت مشخصه محصولات گازی نوشته می شود:

$$\dot{m}_e = C_D P_c(t) A_t \quad (4)$$

که A_t مساحت دهانه ورودی نازل و C_D ضریب خروج نازل می‌باشد و از رابطه زیر بدست می آید [۵]:

$$C_D = \sqrt{\frac{M}{T_c}} \sqrt{\frac{x}{R} \left(\frac{2}{x+1} \right)^{x+1/(x-1)}} \quad (5)$$

که نسبت ظرفیت های گرمایی ویژه، M جرم مولکولی گاز حاصل از احتراق، T_c دمای محفظه احتراق و R ثابت گازها می باشد. با جای گذاری رابطه های (۳) و (۴) در معادله پیوستگی (۲) و با استفاده از قانون گاز کامل $\rho_c = P_c / RT_c$ می توان رابطه تغییرات فشار داخل محفظه احتراق نسبت به زمان را بدست آورد:

$$\frac{V_c}{RT_c} \frac{dP_c}{dt} + (\dots - \rho_p) S_b A_t P_c^n + C_D P_c A_t = 0 \quad (6)$$

با انتگرال گیری از معادله فوق با اعمال شرط اولیه در $t=0$ ، $P_c=P_{atm}$ و با فرض $p \dots c \ll \dots$ ، تغییرات فشار محفظه احتراق نسبت به زمان به دست می آید:

$$P_c(t) = \left[\left(P_{atm}^{1-n} - \frac{a(\dots c - \dots p) S_b}{C_D A_t} \right) \exp\left(\frac{(n-1)RT_c C_D A_t t}{V_c} \right) + \frac{a \dots p S_b}{C_D A_t} \right]^{1/1-n} \quad (7)$$

از آنجا که با سوختن پیشرانه جامد، شعاع داخلی و طول سوخت در داخل محفظه احتراق بر حسب زمان در حال تغییر می باشد، در تمامی محاسبات تغییرات دو پارامتر فوق لحاظ گردیده است. می توان تغییرات فشار و سرعت گازهای خروجی از نازل نسبت به زمان را از روابط (۸) و (۹) محاسبه نمود:

$$P_e(t) = \frac{P_c(t)}{\left(1 + 0.5 M_e^2 \alpha - 0.5 M_e^2 \right)^{\alpha/\alpha-1}} \quad (8)$$

$$v_e = \left(\frac{2\alpha RT_c}{(\alpha-1)} \times \left(1 - (P_e/P_c)^{\alpha-1/\alpha} \right) \right)^{0.5} \quad (9)$$

که M_e عدد ماخ جریان گاز خروجی از نازل می باشد.

۲-۱- سوختن فرسایشی و تراست

با در نظر گرفتن سرعت سوختن فرسایشی در رابطه کلی سوختن که مجموعی از دو سرعت سوختن با و بدون در نظر گرفتن سوختن فرسایشی است، داریم:

$$r = r_b + r_e \quad (10)$$

که در رابطه (۱۰) r_b سرعت سوختن بدون در نظر گرفتن فرسایش و برابر با $a \times P^n$ و r_e ترم سوختن فرسایشی می باشد. سوختن فرسایشی را می توان به صورت زیر نوشت [۱۲]:

$$r_e = r G_g^{0.8} \exp(-S r_{b \dots p} / G_g) / L^{0.2} \quad (11)$$

$$r = \frac{0.028 c_{p_g} \sim_g^{0.2} p r_g^{-0.67} \left(\frac{T_c - T_s}{T_s - T_0} \right)}{\dots p C_{p_s}}$$

که مقداری تجربی و تقریباً برابر با ۵۳ می باشد [۱۳]، c_{p_g} و c_{p_s} به ترتیب ظرفیت حرارتی گاز و پیشرانه، \sim_g ویسکوزیته گاز، $p r_g$ عدد پرانتل گاز، T_s دمای سطح پیشرانه برابر با ۶۵۰ درجه کلوین و T_0 دمای اولیه پیشرانه و G_g شار جرمی گازهای حاصل از احتراق می باشد. هدف از وارد کردن ترم سوختن فرسایشی در رابطه سرعت سوختن پیشرانه، محاسبه و شبیه سازی بهتر فشار و تراست در داخل محفظه احتراق می باشد. وجود سوختن فرسایشی در یک موتور سوخت جامد سرعت سوختن را افزایش داده و فشار محفظه را نسبت به حالتی که سوختن فرسایشی وجود ندارد، افزایش می دهد و نشانه آن افزایش ناگهانی فشار محفظه در لحظات اولیه می باشد. تراست موتور از حاصل ضرب فشار محفظه در مساحت دهانه ورودی نازل در ضریب تراست حاصل می شود:

$$F(t) = P_c(t) A_t C_F(t) \quad (12)$$

که ضریب تراست بستگی به نسبت فشار خروجی از نازل به فشار محفظه و نسبت مساحت دهانه خروجی نازل به مساحت دهانه ورودی نازل دارد [۱۴]:

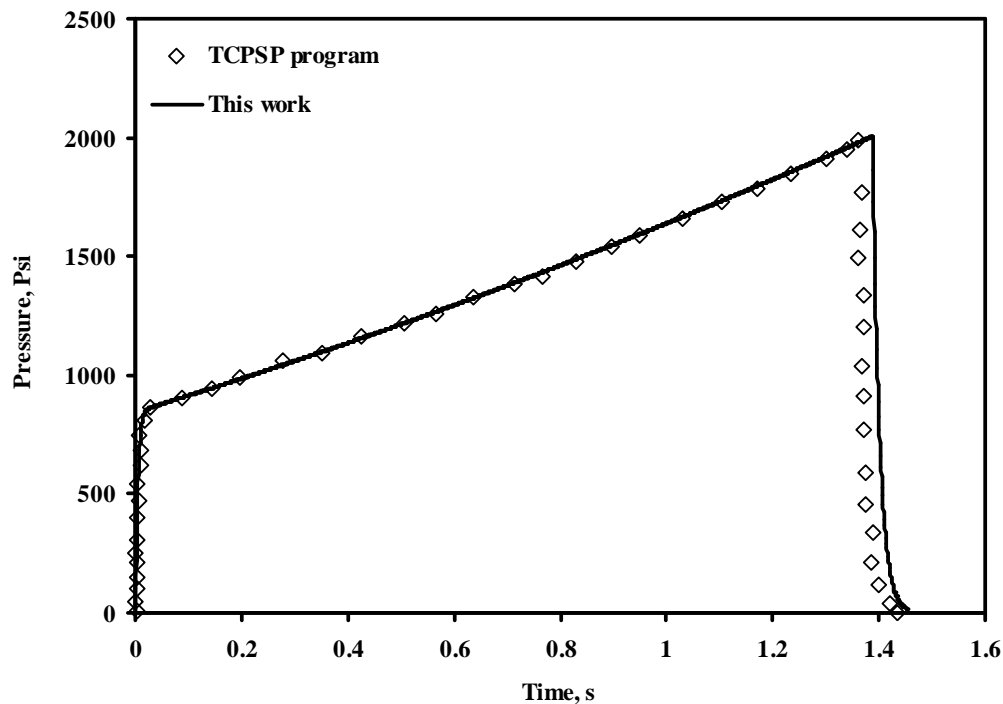
$$C_F(t) = y_F \sqrt{2 \frac{x^2}{x-1} \left(\frac{2}{x+1} \right)^{(x+1)/(x-1)} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{(x-1)/x} \right]} + \frac{P_e - P_{atm}}{P_c} \left(\frac{A_e}{A_t} \right) \quad (13)$$

حال ایمپالس ویژه راکت از انتگرال گیری تراست در بازه زمانی سوختن به دست می آید:

$$I = \int_0^t F(t) dt \quad (14)$$

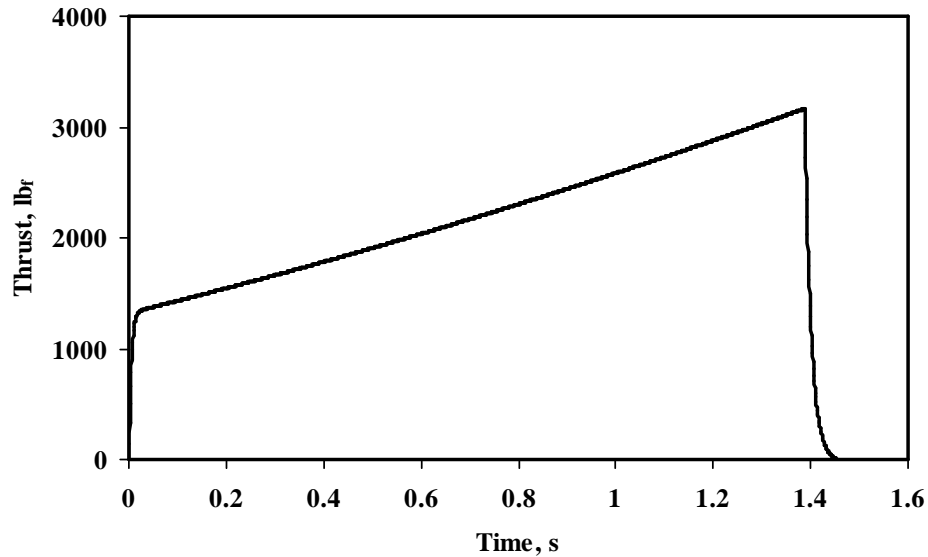
۳- نتایج و عملکرد موتور

مقایسه نتایج حاصل از شبیه سازی تغییرات فشار محفظه احتراق با داده های فشار حاصل از برنامه TCPSP [۱۲] در شکل ۳ نشان داد شده است. نتایج تغییرات فشار نسبت به زمان بدون استفاده از ذرات جامد به دست آمده است و همان طور که از شکل ۳ می توان دید، تطابق خوبی بین نتایج شبیه سازی TCPSP و نتایج حاصل از این کار وجود دارد.



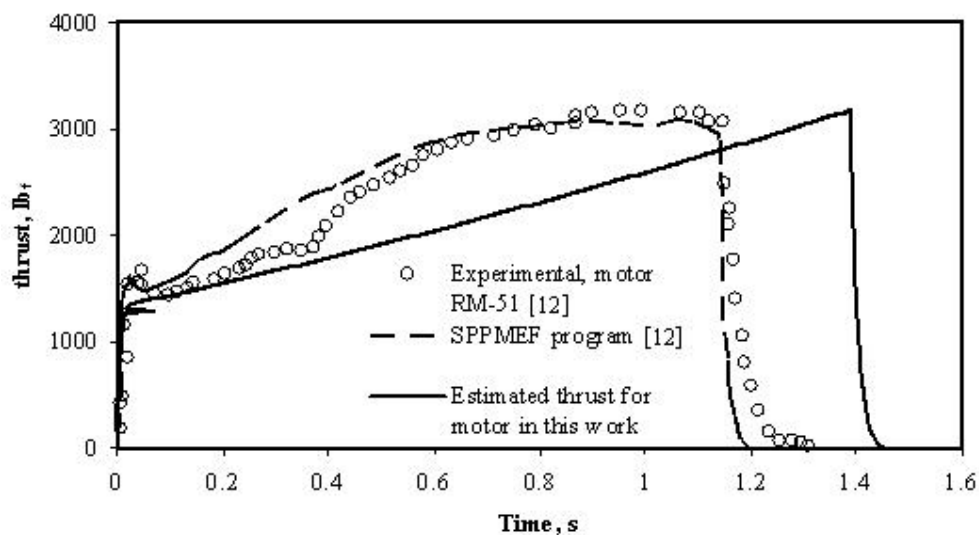
شکل ۳- تغییرات فشار نسبت به زمان برای سوخت جامد دوپایه مورد مطالعه

شکل ۴ منحنی تراست نسبت به زمان برای موتور سوخت جامد دوپایه را نشان می دهد. مطابق شکل ۴، تراست موتورهای سوخت جامد با گرین استوانه ای صعودی بوده و در انتهای زمان سوختن به حداکثر مقدار خود می رسد. در موتورهای سوخت جامد با گرین ستاره ای، تراست در ابتدا صعودی و در مقدار بیشینه بوده و سپس با افزایش زمان کاهش می یابد. شکل ۵ مقایسه تراست محاسبه شده در این کار برای سوخت جامد دوپایه مورد مطالعه و در یک موتور با مشخصات معلوم که در بالا ذکر شد را با تراست موتوری که انتهای نازل آن هشت حفره که هر کدام از آن ها یک نازل می باشد و با نتایج حاصل از شبیه سازی برای همان موتور مقایسه شده است را نشان می دهد [۱۲]. همان طور که از شکل ۵ می توان دید، تراست محاسبه شده برای موتور سوخت جامد در این کار روند افزایشی تراست حاصل از نتایج محاسبه شده برای موتور سوخت جامد RM-51 با هشت حفره نازل و برنامه SPPMEF [۱۲] را نشان می دهد.

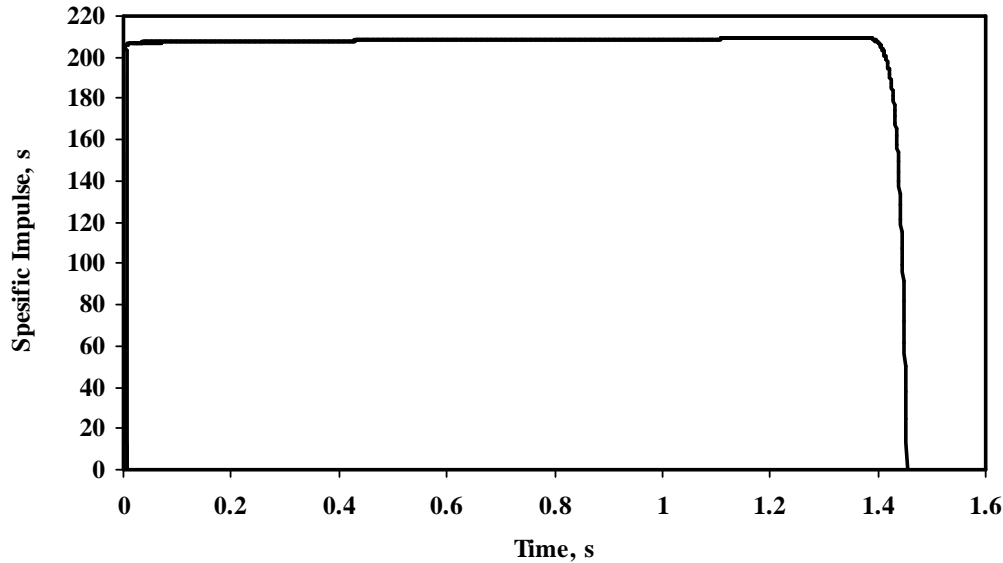


شکل ۴- تغییرات تراست نسبت به زمان برای سوخت جامد دوپایه با گرین استوانه ای

ایمپالس ویژه راکت که شاخص چگونگی عملکرد موتور می باشد مقدار ۲۱۱ ثانیه محاسبه گردید که حاکی از عملکرد مناسب موتور سوخت جامد می باشد. در حقیقت ایمپالس ویژه بازده انرژی موتور بوده و مقدار زمانی را که یک کیلوگرم پیشرانه یک نیوتن تراست ایجاد می کند را معرفی می نماید. یکی از معایب موتورهای سوخت جامد پایین بودن ایمپالس ویژه نسبت به موتورهای سوخت مایع می باشد. امروزه با تغییر ساختار شیمیایی سوخت جامد همچون اضافه نمودن پودر آلومینیوم یا افزودن پرکلرات آمونیوم عملکرد موتور را بهبود بخشیده اند. پودر آلومینیوم فلزی با پلیمرهای پیشرانه مخلوط شده و دمای شعله را افزایش می دهد که نتیجه آن افزایش ایمپالس ویژه می باشد. از فلزات دیگری مانند منیزیم، تیتانیوم و زیرکونیم نیز می توان استفاده نمود [۱۵].



شکل ۵- مقایسه تراست نسبت به زمان برای سوخت جامد دوپایه و موتور RM-51 با مقادیر آزمایشگاهی [۱۲]



شکل ۶- تغییرات ایمپالس ویژه نسبت به زمان برای گرین استوانه ای

به منظور بررسی پایداری احتراق در موتور سوخت جامد این مطالعه، از مفهوم ثابت رشد نوسانات فشار استفاده شد. از آنجا که دامنه رشد نوسانات فشار را می توان تابعی از فشار متوسط در نظر گرفت، آنگاه ثابت رشد کلی برابر مجموع ثابت رشد فرآیند احتراق و نازل می باشد (با فرض عدم حضور ذرات جامد)، لذا می توان ثابت رشد کلی فرآیند را به صورت زیر نوشت:

$$\Gamma = \Gamma_c + \Gamma_n \quad (15)$$

در حالی که Γ بزرگتر از صفر باشد دامنه نوسانات فشار نسبت به زمان صعودی بوده و سیستم ناپایدار می باشد و در حالی که Γ کوچکتر از صفر باشد دامنه نوسانات کاهش یافته و سیستم پایدار خواهد بود. بنابراین، مرز پایداری احتراق در $\Gamma=0$ می باشد. می توان ثابت های رشد فرآیند احتراق و نازل را با توجه به فرض خطی بودن ناپایداری احتراق و یک بعدی بودن جریان داخل محفظه احتراق به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\Gamma_{Nozzle} \equiv \Gamma_N = -\frac{1}{2E_l^2} \left[\left(x \frac{\hat{u}^{(r)}}{\hat{y}_l} \mathbb{E}_l + \bar{u} \mathbb{E}_l^2 \right) S_c \right]_{z=L} \approx -\frac{\bar{a}}{2} \left(\frac{x+1}{2} \right) \bar{M}_n \left[\frac{\iint \mathbb{E}_n^2 dS_n}{\int_0^L \mathbb{E}_n^2 S_c dz} \right] \quad (16)$$

$$\Gamma_c = \frac{\bar{a}}{2} \bar{M}_b \cdot R_b^{(r)} \left[\frac{\iint \mathbb{E}_n^2 dS_b}{\int_0^L \mathbb{E}_n^2 S_c dz} \right] \quad (17)$$

که در رابطه های (۱۶) و (۱۷) \bar{M}_n عدد ماخ متوسط در دهانه ورودی نازل، $\mathbb{E}_l^2 = \cos^2(k_l L)_{z=L} = 1$ ، $k_l = lf/L$ ، $E_l^2 = \int_0^L \mathbb{E}_l^2 S_c dz = S_c \frac{L}{2}$ (۱۷) و \bar{M}_b عدد ماخ متوسط در نزدیک سطح سوختن، S_n مساحت دهانه ورودی نازل، S_b سطح سوختن، S_c سطح مقطع محفظه، $R_b^{(r)}$ مقدار حقیقی تابع پاسخ پیشرانه و \bar{a} سرعت متوسط صوت می باشد. سرعت متوسط صوت برابر با

۱۰۵۲ متر بر ثانیه، $\bar{M}_b = \frac{\dots p \times r / \dots c}{\bar{a}}$ و برابر با ۰/۰۰۱۶۵، عدد ماخ متوسط در دهانه ورودی نازل برابر با ۰/۱۲ می

باشد. تابع پاسخ پیشرانه به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$\frac{m'_s / \bar{m}}{p' / \bar{p}} = \frac{nAB}{[] + A / [] - (1 + A) + AB} \quad (18)$$

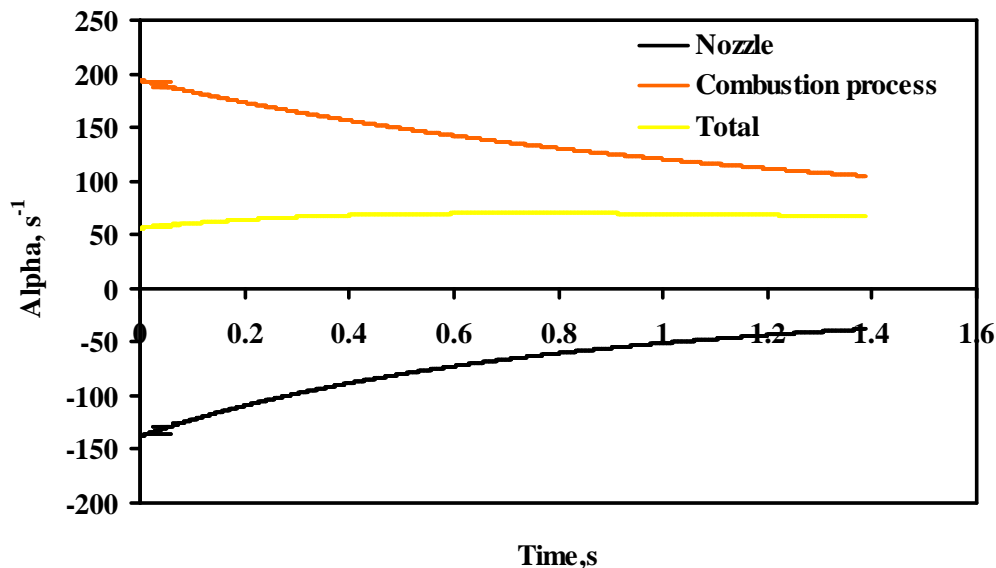
که A و B پارامترهایی است که به سوختن پایای پیشرانه مربوط اند. مقدار از رابطه $i = (-1)$ بدست می آید که عددی مختلط می باشد و حل آن برابر است با:

$$\}r = \frac{1}{2} \left\{ 1 + \left[\frac{1}{\sqrt{2}} \right] \left[(1 + 16\Omega^2)^{1/2} + 1 \right]^{1/2} \right\} \quad (19)$$

$$\}i = \left[\frac{1}{2\sqrt{2}} \right] \left[(1 + 16\Omega^2)^{1/2} - 1 \right]^{1/2} \quad (20)$$

که r و i بخش حقیقی و موهومی بوده و برابر با $\frac{k_p p}{m^2 C}$ می باشد.

پایه محاسبات برای به دست آوردن ثابت های رشد خطی نوسانات در این مطالعه آورده نشده است و برای مطالعه بیشتر می توان به مراجع مربوطه مراجعه نمود [۱۶-۱۷]. با در نظر گرفتن خطی بودن دینامیک گاز می توان پارامترهای پایداری سیستم را شامل اثر نازل خروجی، بر هم کنش ذرات جامد با جریان متوسط فاز گاز و ناپایا بودن سوختن پیشرانه دانست. از آنجا که پیشرانه جامد مورد مطالعه عاری از ذرات جامد می باشد بنابراین از اثر بر هم کنش ذرات جامد با جریان متوسط صرف نظر می شود. شکل ۷ تغییرات ثابت های رشد فرآیند احتراق، نازل و ثابت رشد کلی نسبت به زمان را نشان می دهد.

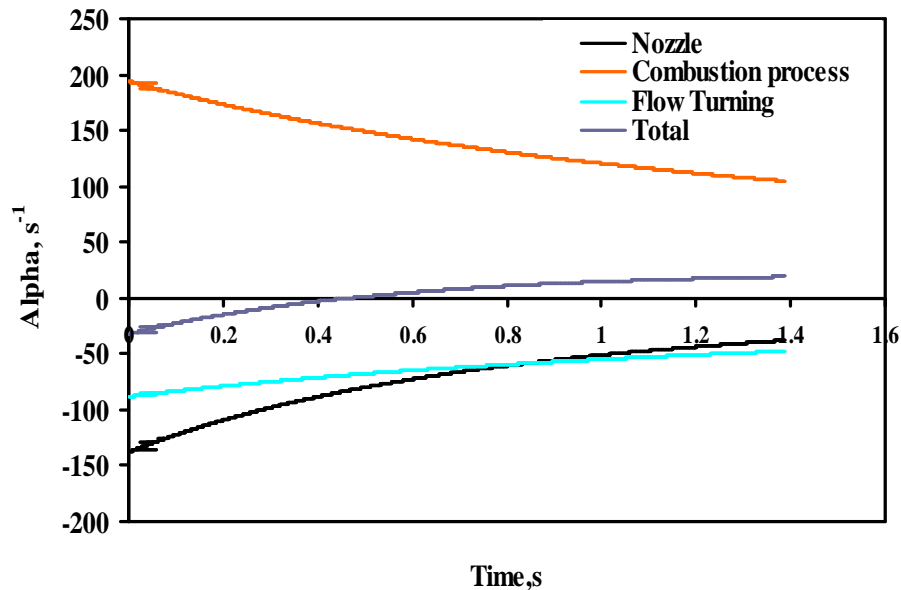


شکل ۷- تغییرات ثابت رشد نسبت به زمان.

تنها فاکتوری که موجب ناپایداری می شود، فرآیند احتراق می باشد. ثابت رشد فرآیند احتراق مثبت بوده و نسبت به زمان کاهش می یابد که علت آن افزایش حجم محفظه در اثر سوختن پیشرانه می باشد. از طرف دیگر ثابت رشد نازل منفی بوده و با افزایش زمان مقدار قدر مطلق آن کاهش می یابد که باز هم در اثر افزایش حجم آزاد محفظه احتراق می باشد. همان طور که از

شکل ۷ می توان دید ثابت رشد کلی فرآیند مثبت می باشد و این امر بدان معنا است که نوسانات فشار محفظه افزایش می یابد و موجب ناپایداری احتراق می شود و می توان گفت که موتور مورد نظر ناپایدار می باشد. یکی از راه های افزایش میرایی سیستم و کاهش نوسانات اضافه نمودن ذرات فلزی می باشد. با افزودن ذرات فلزی ترم دیگری در ثابت رشد کلی ظاهر می شود که اثر میرایی داشته و مقدار نوسانات فشار را کاهش می دهد. این امر به دلیل جذب انرژی سیستم توسط ذرات جامد می باشد. نتایج محاسبات سرعت سوختن نشان می دهد که ترم سوختن فرسایشی مقداری بسیار کوچک بوده و در مقابل سرعت سوختن بدون در نظر گرفتن فرسایش قابل صرف نظر کردن می باشد. بنابراین اثر سوختن فرسایشی در موتور سوخت جامد مورد مطالعه بسیار کم می باشد. به طور کلی، برای موتورهای سوخت جامدی که از طول کوتاهی برخوردار می باشند، تغییرات طولی فشار و سرعت بسیار کم بوده و از اثرات سوختن فرسایشی می توان چشم پوشی نمود.

محدوده ناپایداری احتراق را می توان با وارد نمودن اثر چرخش جریان یا اضافه نمودن ذرات جامد به پیشراجه جامد بررسی نمود. فرض بر این است که پیشراجه عاری از ذرات جامد می باشد و اثر چرخش جریان بر محدوده پایداری احتراق را مورد مطالعه قرار می دهیم. بنابراین، ثابت کلی رشد برابر مجموع ثابت رشد فرآیند احتراق، چرخش جریان، و نازل می باشد. شکل ۸ تغییرات ثابت های رشد فرآیند احتراق، چرخش جریان، نازل و ثابت کلی رشد نسبت به زمان را نشان می دهد.



شکل ۸- تغییرات ثابت رشد نسبت به زمان با وارد نمودن ترم چرخش جریان

همان طور که از شکل ۸ می توان دید، از آنجا که ثابت کلی رشد سیستم بخشی مثبت- بخشی منفی می باشد، موتور سوخت جامد بعد از ۰/۵ ثانیه ناپایدار می گردد. با وارد نمودن ترم چرخش جریان، محدوده ناپایداری احتراق در موتور سوخت جامد تغییر کرد و بعد از زمان تقریباً نیم ثانیه موتور ناپایدار گردید.

۴- نتیجه گیری

پیش بینی ناپایداری احتراق در یک راکت سوخت جامد حاوی پیشراجه دوپایه مورد بررسی قرار گرفت. برای آنالیز ناپایداری، جریان های آکوستیکی به همراه سوختن فرسایشی در نظر گرفته شد. نتایج نشان می دهند که سوختن فرسایشی بر سرعت کلی سوختن اثر زیادی ندارد. استفاده از مدل ساده شده شعله تطابق خوبی برای سوخت جامد دوپایه برای بدست آوردن

آدمیتانس پیشرانه دارد. فشار محاسبه شده محفظه احتراق با نمونه شبیه سازی شده مقایسه گردید که حاکی از تطابق مناسب بین دو نتیجه می باشد. تغییرات تراست نسبت به زمان برای موتور سوخت جامد در این مطالعه با تراست محاسبه شده برای یک موتور سوخت جامد دو پایه دارای هشت حفره نازل و مقادیر آزمایشگاهی انجام گرفت که نتایج نشان می دهد که ارتباط خوبی بین نتایج دو کار وجود دارد. ایمپالس ویژه موتور سوخت جامد پیشرانه دوپایه ۲۱۱ ثانیه بدست آمد و در محدوده ایمپالس ویژه برای موتورهای سوخت جامد می باشد. با افزایش ذرات فلزی آلومینیوم یا تغییر ترکیب شیمیایی پیشرانه جامد می توان ایمپالس ویژه را بهبود بخشید. آنالیز ناپایداری برای موتور سوخت جامد انجام گرفت و نتیجه حاکی از ناپایداری بودن موتور می باشد. با افزایش زمان، اثر میرایی نازل کاهش یافته و از شدت انرژی تولید شده توسط فرآیند احتراق کاسته می شود. وارد نمودن ترم چرخش جریان موجب می شود تا موتور سوخت جامد بعد از نیم ثانیه ناپایدار شود. نتایج مطالعه حاضر می تواند در طراحی، بهینه سازی و آنالیز پایداری موتورهای سوخت جامد مورد استفاده قرار گیرد.

مراجع

- 1- French, J.C., Flandro, G.A., "Linked Solid Rocket Motor Combustion Stability and Internal Ballistics Analysis", 41th AIAA / ASME / SAE / ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-2005-3998, Tucson, AZ, 2005.
- 2- Guéry, J.F., Avalon, G., Plourde, F., Anthoine, J., Platet, B., "Use of cold flow experiments in the ASSM program, lessons and results", in: 2nd European Conference on Launcher Technology, Space Solid Propulsion, Rome, Italy, 2000.
- 3- Blomshield, F.S., "Historical perspective of combustion instability in motors: case studies", AIAA Paper 2001-3875, 2001.
- 4- Lupoglazoff, N., Vuillot, F., "Simulations of solid propellant rocket motors instability including propellant combustion response", in: 6th Internat. Congress on Sound and Vibration, Lingby, Denmark, 1999.
- 5- Lupoglazoff, N., Vuillot, F., Dupays, J., Fabignon, Y., "Numerical simulations of the unsteady flow inside Ariane 5 P230 SRM booster with burning aluminum particles", in: 2nd European Conference on Launcher Technology, Rome, Italy, 2000.
- 6- Mins, A., "Solid Propellant burning rate measurement in a Closed Bomb", Ballistic Research Laboratories (BRL), Report 1840, Clemins, 1975.
- 7- Sborn, J. R., Burick, R. J., Panella, R. F., "Continuous Measurement of Solid Propellant Burning Rates", Review of Scientific Instruments., Vol. 37, pp. 86-92, 1966.
- 8- Cai, W., Ma, F., Yang, V., "Two-Phase Vorticoacoustic Flow Interactions in Solid Propellant Rocket Motors", J. propulsion power, Vol. 1, pp. 19-28, 2003.
- 9- Fabignon, Y., Dupays, J., Avalon, G., Vuillot, F., Lupoglazoff, N., Casalis, G., Prévost, M., "Instabilities and pressure oscillations in solid rocket motors", Aerospace & Technol., Vol. 7, pp. 191-200, 2003.
- 10- Culick, F. E. C., "Stability of One-Dimensional Motions in a Rocket Motor", Combust. Sci. Technol., Vol. 7, pp. 165-175, 1973.
- 11- Golafshani, M., Farshchi M., Ghassemi H., "Effects of Grain Geometry on Pulse-Triggered Combustion Instability in Rocket Motors", J. Propul. Power, Vol. 1, pp. 123-130, 2002.
- 12- Terzic, J., Zecevic, B., Serdarevic-kadic, S., Catovic, A., Baskarad, M., "Research of influence of nozzle geometry on internal ballistics performances of solid propellant rocket motors using numerical simulations", 15th Seminar "New Trends in Research of Energetic Materials", Part II, pp. 866-880, Czech Republic, 2012.
- 13- Terzic, J., Zecevic, B., Serdarevic-kadic, S., Catovic, A., Baskarad, M., "Prediction of internal ballistic parameters of solid propellant rocket motors", VIIIth international armament conference, Scientific aspects of armament and safety technology, Pultusk, Poland, 2010.
- 14- Dunn, S.S., Coats, D.E., "3-D grain design and ballistic analysis", AIAA 97-3340, Software and engineering associates, Inc. Carson city, NV, 1997.
- 15- Kubota, N., *Propellants and explosives: Thermodynamical aspects of combustion*, Wiley-VCH, 2002.
- 16- Culick, F. E. C., "Nonlinear behavior of acoustic waves in combustion chambers I", Acta Astronautica, , Vol. 3, pp. 715-734, 1976.
- 17- Culick, F.E.C. "Nonlinear behavior of acoustic waves in combustion chambers II", Acta Astronautica, , Vol. 3, pp. 735-757, 1976.