

بالستیک داخلی موتور سوخت جامد در حالت تراست معکوس

امیر مهدی تحسینی، محمد فرشچی

دانشکده مهندسی هوا فضا، دانشگاه صنعتی شریف
farshchi@sharif.edu

چکیده

در این مقاله بالستیک داخلی موتور سوخت جامد در هنگام باز شدن دریچه‌های ثانویه برای تراست معکوس با استفاده از معادلات شبه یکبعدی اویلر ناپایا شبیه‌سازی شده است. معادلات حاکم با استفاده از روش بالادست Roe حل شده‌اند. در شبیه‌سازی سوزش سوخت، از مدل Vieille برای محاسبه نرخ پسروی استفاده شده است. پیش‌بینی جهش اولیه در تراست معکوس، زمان تاخیر تراست بین دو حالت تعادلی عملکرد موتور و نیز تراست نهایی موتور پس از باز شدن دریچه از نتایج اصلی این شبیه‌سازی میباشد.

واژه های کلیدی: راکت سوخت جامد- تراست معکوس- قطع تراست- شبیه سازی- روش Roe.

۱- مقدمه

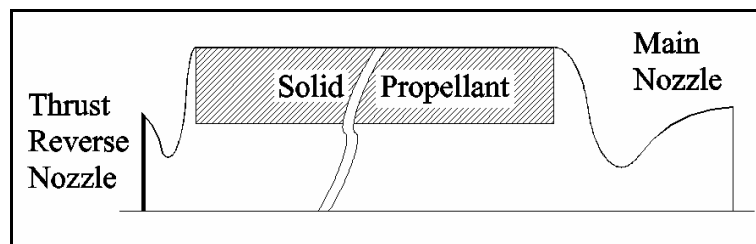
راکتهای سوخت جامد چندمرحله‌ای برای ماموریت‌های دور پرواز و خارج از جو کره زمین مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در این راکتها فرایند جدایش مراحل مختلف دارای پیچیدگیهای فراوان است. مکانیزم جدایش، زمان جدایش، تاخیر عملکرد موتور ناشی از زمان جدایش و موارد دیگر از جمله این پیچیدگیهاست که پیش‌بینی عملکرد راکت در طول مسیر را مشکل میسازد. یکی از روشهای افزایش دقت در عملکرد فرایند جدایش استفاده از روش قطع تراست و یا ایجاد تراست معکوس است که به نوبه خود بر سختی شبیه‌سازی بالستیک داخلی راکت می‌افزاید [۴-۱]. این کار بوسیله باز کردن دریچه‌های ثانویه در مراحل نهایی عملکرد موتور انجام میشود. قطع تراست در موشکهای چند مرحله‌ای مانند Minuteman در آمریکا و RT1 در روسیه [۵] مورد استفاده قرار گرفته است. با توجه به اینکه فشار گاز محفظه احتراق در هنگام استفاده از دریچه‌های ثانویه بسیار زیاد است، تخلیه گازهای درون موتور از دو سر آن و افت نسبتا سریع فشار محفظه باعث تغییرات غیر خطی و گذرا در سوزش سوخت می شود. این تغییرات ناگهانی میتواند موجب تغییر گذرای نرخ سوزش سوخت و حتی خاموشی آن گردد. کارهای تجربی و تحلیلی فراوانی برای پیش بینی سوزش سوخت در شرایط گذرا انجام شده و مدل‌های متفاوتی برای محاسبه نرخ سوزش گذرا ارائه شده است [۶-۱۰]. این مدل‌ها با تحلیل میدان فاز گاز وانتقال حرارت در سوخت جامد، با در نظر گرفتن تغییرات شار حرارتی از فاز گاز به سطح سوخت جامد و تغییرات پروفیل گذرای دما در فاز جامد، سوزش گذرای سوخت جامد را محاسبه میکنند [۱۱-۱۳]. بعلاوه پیچیدگی این مدل‌ها و نیاز به تعداد زیاد پارامترهای فیزیکی فقط میتوان از بعضی از آنها برای شبیه‌سازی بالستیک داخلی راکت در هنگام قطع تراست و یا تراست معکوس استفاده کرد [۶]. فشار محفظه احتراق و تغییرات زمانی آن از مهمترین پارامترهای اغلب این مدل‌ها می باشند. در نتیجه پیش بینی دقیق تغییرات فشار موتور در هنگام باز شدن دریچه‌های ثانویه که اساسا به دینامیک گاز محفظه مرتبط است برای شبیه سازی رفتار گذرای موتور امری لازم است. روشهای مختلفی برای پیش‌بینی این تغییرات فشار استفاده شده است که در اغلب آنها کل محفظه به صورت یک حجم معیار مورد مطالعه قرار گرفته و تغییرات مکانی میدان گاز در نظر گرفته نشده است [۱ و ۲]. با توجه به اینکه دینامیک میدان گاز در طول گرین سوخت جامد متغیر بوده و در هنگام باز شدن دریچه‌های ثانویه نیز امواج انبساطی گذرا در طول محفظه

ایجاد میگردند، لازم است از معادلات دقیقتری برای شبیه سازی محفظه احتراق استفاده شود. همچنین در محاسبه تراست معکوس لازم است پیش بینی دقیقی از تغییرات تراست و تاخیر زمانی بین عملکرد تعادلی موتور در دو حالت قبل و بعد از باز شدن دریچه های ثانوی در دست باشد. در کار حاضر از معادلات شبه یکبعدی اویلر برای پیش بینی دقیق رفتار میدان گاز در هنگام باز شدن دریچه های ثانویه استفاده شده است. در نتیجه میتوان تغییرات گذرای تراست موتور را محاسبه کرده و نیز با داشتن تغییرات گذرای فشار، از مدل های نرخ سوزش گذرا نیز استفاده کرد.

۲- معادلات حاکم و فرضیات

با توجه به شرایط کاری موتورهای سوخت جامد فرض شده است که گاز درون موتور از قانون گاز کامل طبیعت میکند. همچنین با توجه به هندسه مساله میتوان جریان را شبه یکبعدی فرض نمود. شکل شماتیک موتور در شکل ۱ نشان داده شده است. در مدلسازی سوزش سوخت جامد از خواص گازهای ناشی از احتراق به عنوان ورودی از سطح سوزش به شکل چشمه استفاده شده است.

در هنگام استفاده از تراست معکوس طراحی نازل ثانویه اساسا باید به گونه ای باشد که تغییرات فشار در زمان باز شدن دریچه کمتر از حد خاموشی دینامیکی سوخت باشد. با توجه به اینکه اولاً دریچه ثانویه، نازلی صوتی بوده که دبی جرمی را کنترل میکند و ثانیاً تغییر فشار از حالت تعادل اولیه به حالتی دیگر انجام میگیرد، میتوان در محاسبات اولیه فرض کرد که تغییرات فشار محفظه آنقدر نیست که بحث سوزش گذرا مطرح شود. در نتیجه میتوان با تقریب خوبی از مدل های سوزش پایا برای محاسبه نرخ سوزش استفاده کرد. در کار حاضر از مدل Vieille در محاسبه نرخ سوزش سوخت جامد استفاده شده است.



شکل ۱- شکل شماتیک موتور

معادلات شبه یکبعدی اویلر ناپایا با وجود ترمهای چشمه در شکل بقایی به شکل زیر میباشد:

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u A)}{\partial x} = S_m$$

$$\frac{\partial(\rho u A)}{\partial t} + \frac{\partial((\rho u^2 + p)A)}{\partial x} = p \frac{dA}{dx} \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho EA)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u HA)}{\partial x} = S_m \left(c_p T_f + \frac{1}{2} V_f^2 \right)$$

ترمهای چشمه در معادلات جرم و انرژی ناشی از سوزش سوخت جامد و نفوذ گاز از سطح سوخت به داخل میدان میباشد. معادلات کمکی به شکل زیر میباشند:

$$H = E + \frac{p}{\rho} \quad E = c_v T + \frac{u^2}{2} \quad p = \rho(\gamma - 1) \left(E - \frac{u^2}{2} \right) \quad (2)$$

$$S_m = \frac{1}{dx} \frac{dm}{dt} \quad \frac{dm}{dt} = \rho_p r A_b \quad V_f = \frac{\rho_p}{\rho} r \quad (3)$$

$$r = ap^n \quad (4)$$

معادلات حاکم در شکل ماتریسی به صورت زیر نمایش داده میشوند:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = st \quad (5)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho A \\ \rho u A \\ \rho E A \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho u A \\ (\rho u^2 + p) A \\ \rho u H A \end{bmatrix} \quad st = \begin{bmatrix} S_m \\ p \frac{dA}{dx} \\ S_m \left(c_p T_f + \frac{1}{2} V_f^2 \right) \end{bmatrix} \quad (6)$$

۳- روش حل عددی

برای حل معادلات از روش حجم محدود استفاده شده و اطلاعات در مرکز سلول نگهداری میشوند. برای اینکار از معادلات بقا در طول سلول انتگرالگیری میشود:

$$\int_x \left(\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = st \right) dx$$

$$\int_x \frac{\partial Q}{\partial t} dx + \int_x \frac{\partial F}{\partial x} dx = \int_x st dx \quad (7)$$

$$Q^{n+1} = Q^n + \frac{\Delta t}{\Delta x} \left(F_{i+\frac{1}{2}} - F_{i-\frac{1}{2}} \right) + st \Delta t$$

در محاسبه فلاکسها که ناشی از ترمهای جابجایی میباشد از روش بالادست Roe [۱۵ و ۱۶] استفاده شده است. چنانکه معادلات نشان میدهند سطح مقطع میدان با توجه به نرخ پسروی سوخت جامد در حال تغییر لحظه‌ای بوده و بایستی در زمان اجرا به صورت ورودی اعمال شود. از طرفی در محاسبه ترمهای چشمه نیز به سطح سوزش سوخت جامد نیاز است. برای این کار از فایل ورودی که حاوی اطلاعات هندسی گرین مورد نظر است استفاده میشود. این اطلاعات شامل سطح عبوری جریان و سطح سوزش لحظه‌ای بر حسب میزان پسروی سطح سوخت میباشد و با داشتن این اطلاعات برای هر نوع گرین میتوان کار شبیه‌سازی را انجام داد.

۴- شرایط مرزی

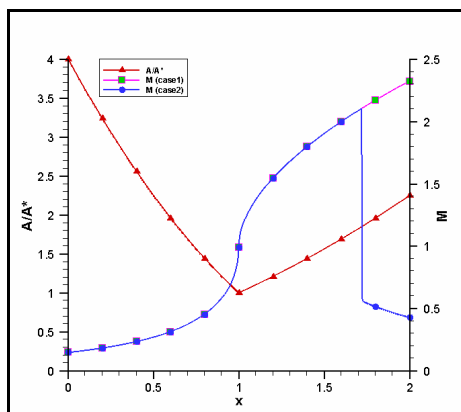
برای اعمال شرط مرزی با توجه به اینکه اطلاعات در مرکز سلول نگهداری میشوند از سلولهای مجازی استفاده شده است. برای اینکار بایستی مقادیر مناسب با شرط مرزی مورد نظر در سلولهای مجازی اعمال شود. در خروجی نازل اصلی بر حسب اینکه

ماخ خروجی کمتر یا بیشتر از یک باشد این کار انجام میشود. در حالت مافوق صوت با توجه به خواص مشخصه ها در معادلات اولیو، تمامی مقادیر از داخل میدان برونمایی شده و در سلول مجازی خارجی اعمال میشود. در حالت مادون صوت نیز که نیاز به اعمال یک شرط فیزیکی میباشد مقدار فشار محیط به عنوان شرط مرزی در سلول مجازی اعمال شده و دو مشخصه دیگر از داخل میدان برونمایی میشود.

در خروجی نازل تراست معکوس بسته به اینکه دریچه آن باز یا بسته باشد بایستی شرط مرزی مناسب اعمال شود. اگر خروجی نازل باز باشد که شرط مرزی مانند نازل اصلی است و در غیراینصورت از شرط مرزی دیواره صلب استفاده میشود به این شکل که سرعت در سلول مجازی قرینه سلول اصلی اعمال شده و چگالی و انرژی آن برابر با مقادیر سلول اصلی خواهد بود. برای شبیه سازی تراست معکوس، در زمان باز شدن دریچه ثانویه برحسب میزان فشار کاری و یا در زمان مقرر، شرط مرزی خروجی نازل تراست معکوس از حالت دیوار صلب به حالت خروجی نازل تغییر میکند.

۵- تأیید نرم افزار شبیه سازی

برای اطمینان از صحت برنامه عددی تستهای مختلفی انجام شده که از آن جمله حل جریان نازل بدون و با وجود موج ضربه‌ای در ناحیه واگرا میباشد. جریان هوای درون نازل همگرا واگرا با نسبت سطح ۴ در ورودی و ۲،۲۵ در خروجی نسبت به گلوگاه حل شده است. فشار کل در ورودی ۱۰ بار بوده و در خروجی آن برای جریان بدون موج ضربه‌ای برابر ۱ بار و برای جریان با موج ضربه‌ای برابر ۶ بار اعمال شده است. در حالت اول جریان خروجی مافوق صوت بوده ولی در حالت دوم جریان خروجی مادون صوت بوده و موج ضربه‌ای در نازل واگرا وجود دارد. توزیع طولی عدد ماخ در نازل در شکل زیر و در دو حالت مختلف در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- توزیع ماخ در طول نازل

نتایج تحلیلی برای حالت اول مقدار ماخ ورودی را ۰،۱۴۶۵ و مقدار ماخ خروجی را ۲،۳۲۸۲ و برای حالت دوم محل موج ضربه‌ای را در فاصله ۱،۸۲۴ تعیین میکند. حل عددی این مقادیر را به ترتیب ۰،۱۴۶۸ و ۲،۳۲۴۸ و ۱،۸۵۱ محاسبه می کند که نشان دهنده خطای کمتر از یک درصد میباشد. تستهای دیگر مانند مساله لوله موج ضربه‌ای نیز انجام شده که بعلا محدودیت فضا در اینجا ارائه نمیشود.

۶- تخمین تحلیلی تراست معکوس

برای رسیدن به شرایط تراست معکوس لازم است تا طراحی نازل ثانویه به گونه‌ای باشد تا تراست تولید شده آن پس از گشوده شدن دریچه ثانویه بیش از تراست نازل اصلی باشد. در واقع تعیین گلوگاه و خروجی نازل ثانویه بایستی با دقت و بر اساس میزان تراست منفی مورد نظر انجام گیرد. در این قسمت روشی تقریبی برای تعیین هندسه نازل ثانویه ارائه میشود. با فرض

اینکه سوزش فرسایشی در موتور وجود نداشته و بتوان خواص میدان را در محفظه یکنواخت فرض کرد در محاسبه تراست میتوان از روابط زیر استفاده کرد [۱۴ و ۱۸]:

$$\dot{m} = p_o A_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_o} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (۸)$$

$$T = \dot{m} u_e + (p_e - p_\infty) A_e \quad (۹)$$

$$u_e = M_e \sqrt{\frac{\gamma RT_o}{1 + 0.5(\gamma-1)M_e^2}} \quad (۱۰)$$

با توجه به اینکه ترم فشار در رابطه تراست در مقایسه با ترم سرعت معمولاً کوچک است از آن صرف نظر میکنیم. فرض کنیم که دریچه ثانویه در فشار کاری موتور $p_{o,i}$ باز شود. با توجه به اینکه دوره گذرای عملکرد موتور تا رسیدن به فشار و تراست تعادلی جدید بسیار سریع است و در این زمان مقدار سوزش سوخت بسیار کم است میتوان از تغییرات سطح گرین در این حالت صرف نظر کرده و در واقع سطح سوزش را ثابت فرض کرد. تراست معکوس تعادلی نهایی بدست آمده با توجه به افت فشار کاری محفظه از یکسو و وجود تراست نازل اصلی قطعاً بسیار کمتر از تراست اصلی موتور پیش از جدایش دریچه خواهد بود. فرض کنیم هدف، رسیدن به تراست معکوس به میزان m برابر تراست اصلی پیش از جدایش باشد که m کوچکتر از یک است. بنابراین پیش از باز شدن دریچه ثانویه خواهیم داشت:

$$\rho_p A_b (ap_{oi}^n) = p_{oi} A_{t1} \sqrt{\frac{\gamma}{RT_o} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (۱۱)$$

با استفاده از این رابطه مقدار سطح سوزش در لحظه جدایش بدست می آید. سپس با استفاده از این سطح سوزش و گلوگاه نهایی که مجموع گلوگاههای دو نازل است میتوان فشار تعادلی جدید را تخمین زد:

$$p_{of} = \left(\frac{(A_{t1} + A_{t2}) \sqrt{\frac{\gamma}{RT_o} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\rho_p A_b a} \right)^{\frac{1}{n-1}} \quad (۱۲)$$

با داشتن فشار تعادلی جدید و سطوح گلوگاه میتوان تراست نازلهای اصلی و ثانویه و بالطبع تراست نهایی راکت را محاسبه کرد:

$$T_f = \left(p_{of} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \right) \left(A_{t1} \sqrt{\frac{M_{e1}^2}{1 + 0.5(\gamma-1)M_{e1}^2}} - A_{t2} \sqrt{\frac{M_{e2}^2}{1 + 0.5(\gamma-1)M_{e2}^2}} \right) \quad (۱۳)$$

برای رسیدن به هدف مورد نظر خواهیم داشت:

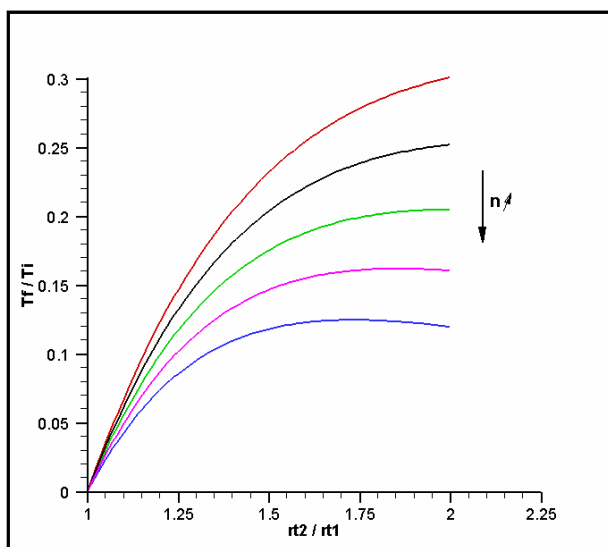
$$T_f = -mT_i \quad (14)$$

$$T_i = \mathcal{P}_{oi} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} A_{t1} \sqrt{\frac{M_{e1}^2}{1+0.5(\gamma-1)M_{e1}^2}} \quad (15)$$

ماخ خروجی نازلها تابع نسبت سطح خروجی به سطح گلوگاه بوده و پارامتری هندسی است. فرض کنیم که از نسبت سطح برابر در نازل اصلی و ثانویه استفاده شود بنابراین ماخ خروجی نازلها برابر است. در این حالت بایستی سطح گلوگاه ثانویه از سطح گلوگاه اصلی موتور بزرگتر باشد تا تراست معکوس ایجاد شود. در نهایت به رابطه زیر میرسیم:

$$m = \left(1 + \frac{A_{t2}}{A_{t1}}\right)^{\frac{1}{n-1}} \left(\frac{A_{t2}}{A_{t1}} - 1\right) \quad (16)$$

این رابطه نشان میدهد که سطح گلوگاه نازل ثانویه تابع توان نرخ سوزش و سطح گلوگاه نازل اصلی موتور است و مستقل از فشار لحظه جدایش میباشد. تغییرات نسبت تراست نهایی به تراست اولیه برحسب تغییرات نسبت شعاع گلوگاهها و توان نرخ سوزش در شکل ۳ نشان داده شده است:



شکل ۳- تغییرات نسبت تراست با نسبت شعاع گلوگاهها

این نمودار نشان میدهد که با افزایش شعاع گلوگاه ثانویه میزان تراست معکوس افزایش میابد و این افزایش با زیاد شدن توان نرخ سوزش کاهش میابد. افزایش زیاد شعاع گلوگاه ثانویه ممکن است سبب کاهش بسیار در فشار کاری موتور گشته به گونه‌ای که گلوگاهها دیگر در حالت خفگی عمل نکنند که در اینصورت این منحنی‌ها مفید نخواهد بود.

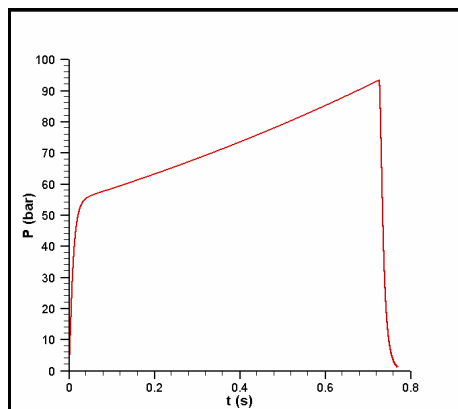
۷- نتایج شبیه‌سازی

موتوری با گرین استوانه ای درونسوز را که مشخصات آن در جدول ۱ آمده را در نظر می‌گیریم.

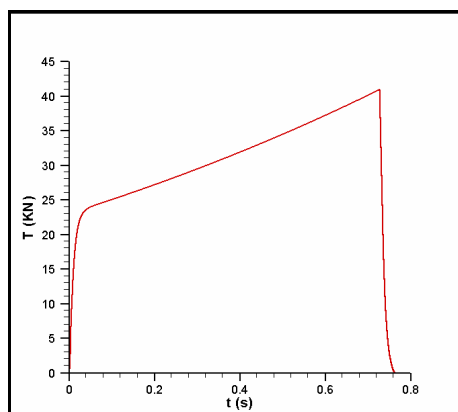
جدول ۱- مشخصات موتور شبیه سازی شده

5 cm	شعاع اولیه سوخت
7 cm	شعاع بدنه موتور
80 cm	طول سوخت
3 cm	شعاع گلوگاه اصلی
4 cm	شعاع گلوگاه ثانویه
6 cm	شعاع خروجی اصلی
8 cm	شعاع خروجی ثانویه
90 bar	فشار جدایش
318 J/(kg K)	R_{gas}
0.005 m/s	a
0.4	n
2800 K	T_f
1.21	γ
1700 kg/m ³	ρ_p

نمودارهای فشار زمان و تراست زمان راکت در حالتی که دریچه ثانویه باز نشده باشد در شکل‌های ۴ و ۵ نشان داده شده‌اند.

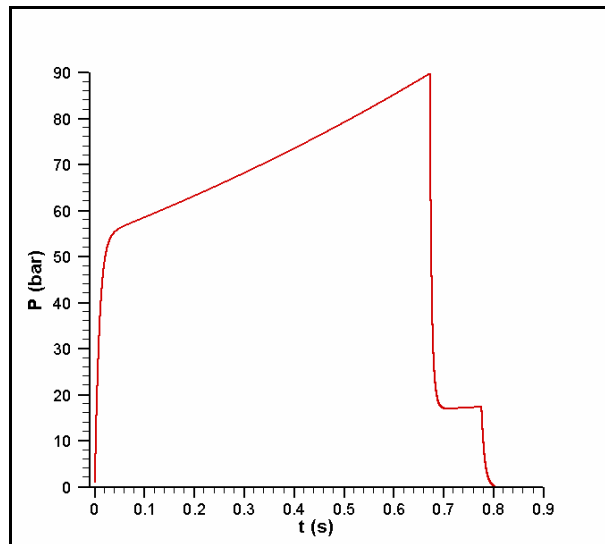


شکل ۴- نمودار فشار زمان راکت

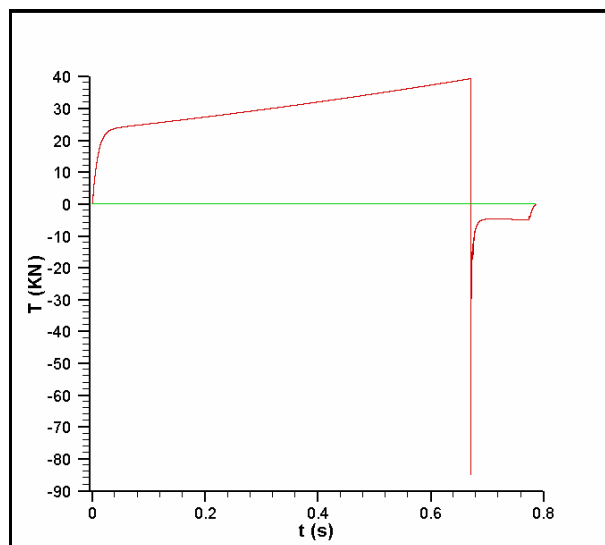


شکل ۵- نمودار تراست زمان راکت

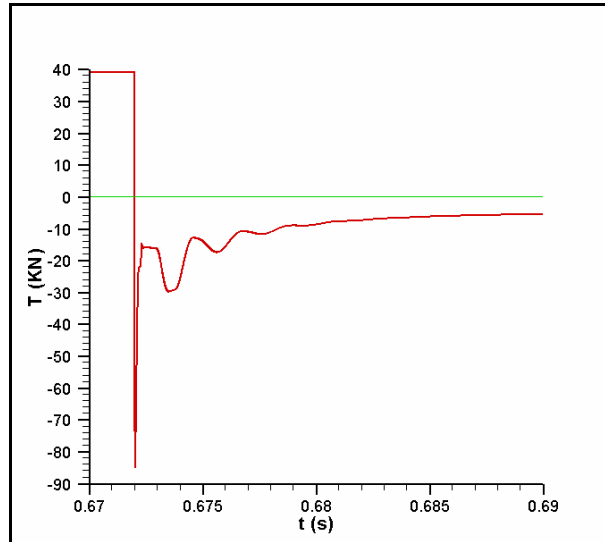
نمودارهای تراست زمان و فشار زمان در حالت تراست معکوس نیز در شکل‌های ۶ تا ۸ نشان داده شده‌اند. دریچه نازل در فشار ۹۰ بار گشوده شده و پس از یک دوره گذرا، فشار به حالت تعادلی جدید رسیده و عملکرد موتور تا پایان سوخت ادامه یافته است. در حالت تعادل جدید تراست منفی توسط موتور تولید می‌شود. چنانکه در نمودار تراست زمان مشخص است پس از گشایش دریچه، در ابتدا تراست منفی بسیار شدیدی به دلیل انبساط ناگهانی در خروجی نازل رخ داده که بسیار بیشتر از تراست موتور پیش از جدایش و در جهت معکوس بوده و مانند ترمزی شدید عمل می‌کند. تراست موتور پیش از باز شدن دریچه نازل ثانویه ۳۹،۲ کیلو نیوتن بوده و تراست منفی اولیه حدود ۸۵ کیلو نیوتن است که پس از دوره گذرا به مقدار تعادلی حدود ۵ کیلو نیوتن میرسد. قله تراست منفی اولیه ۲،۱۶ برابر تراست تعادلی اولیه و ۱۷ برابر تراست تعادلی نهایی است که در طراحی موشک و نیز طراحی سیستم تراست معکوس قابل توجه می‌باشد. نسبت تراست تعادلی نهایی معکوس به تراست در لحظه پیش از باز شدن دریچه با استفاده از نمودار تراست زمان برابر ۰،۱۲۷ بدست آمده است که پیش‌بینی تحلیلی ارائه شده مقدار ۰،۱۴۱ را بدست می‌دهد. این تفاوت در حدود ۱۱ درصد بوده و ناشی از عدم یکنواختی شرایط درون محفظه و نیز اثرات ترم فشار در نیروی تراست می‌باشد که با استفاده از شبیه‌سازی شبه یکبعدی موجود قابل پیش‌بینی است.



شکل ۶- نمودار فشار زمان راکت با وجود تراست معکوس

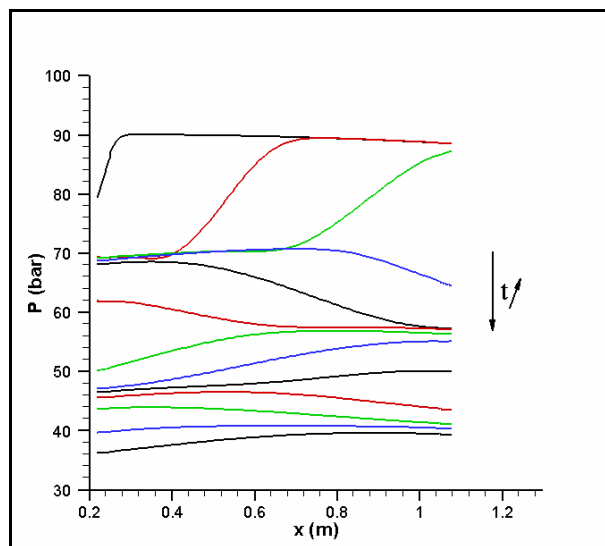


شکل ۷- نمودار تراست زمان راکت با وجود تراست معکوس



شکل ۸- نمودار تراست زمان راکت با وجود تراست معکوس

با توجه به نمودار فشار زمان محفظه در لحظه باز شدن دریچه (شکل ۶) میتوان نرخ افت فشار را محاسبه کرد. در موتور مورد نظر، این مقدار در حدود 9800 bar/s میباشد. سوخته‌های جامد آمونیوم پراکرات معمولاً در فشار اولیه 35 bar تحت نرخ افت فشار 4800 bar/s خاموش میشوند [۸]. از طرفی این میزان با افزایش فشار اولیه، زیاد میشود و میزان افزایش نرخ افت فشار لازم برای خاموشی سوخت، با استفاده از تئوریهای اختلال اندک [۶] با نسبت فشار به توان $2n+1$ متناسب است. در نتیجه میتوان گفت که در فشار 90 بار مورد نظر در مساله مورد بررسی، حداقل نرخ افت فشار برای خاموشی در حدود 27800 bar/s میباشد. در نتیجه میتوان مشاهده کرد که در این مثال، میزان نرخ افت فشار از حد خاموشی بسیار کمتر بوده و فرض ادامه سوزش سوخت پس از باز شدن دریچه و تولید تراست معکوس، صحیح میباشد. تغییرات فشار درون محفظه پس از باز شدن نازل ثانویه در چند لحظه زمانی در شکل ۹ نشان داده شده است. با باز شدن دریچه، موجی انبساطی به درون محفظه نفوذ کرده و باعث کاهش فشار آن میشود. این موج به سمت نازل اصلی حرکت کرده و پس از برخورد به گلوگاه به شکل موج انبساطی دیگری منعکس میگردد. این اتفاق تا رسیدن فشار موتور به حالت تعادلی جدید ادامه میابد و باعث نوسانات تراست موتور در دوره گذرا میشود.



شکل ۹- تغییرات فشار سطح سوخت در زمان باز شدن دریچه ثانویه

با توجه به نمودار تراست‌زمان مشخص است که زمان تاخیر بین دو حالت عملکرد تعادلی موتور به دلیل باز شدن دریچه ثانویه در حدود ۰.۲۳ ثانیه است. این پارامتر و نیز میزان تراست منفی شدید اولیه به هنگام باز شدن دریچه ثانویه، در طراحی سیستمی موتور و پیش‌بینی دقیق برد راکت اهمیت بسزایی دارا می‌باشد.

۸- جمع‌بندی

با استفاده از شبیه‌سازی تراست‌معکوس میتوان مقدار تراست نهایی موتور و زمان تاخیر تراست پس از جدایش را پیش‌بینی کرده و نیز تغییرات تراست و فشار موتور را بصورت گذرا محاسبه کرد. تراست منفی شدید ایجاد شده در لحظه گشایش دریچه نازل ثانویه که پارامتر تعیین کننده‌ای در شبیه‌سازی دینامیک پرواز راکت می‌باشد با شبیه‌سازی موجود به خوبی قابل پیش‌بینی می‌باشد که البته توسط شبیه‌سازی تعادلی محفظه قابل محاسبه نیست. لازم به ذکر است در صورتیکه تغییرات فشار در هنگام باز شدن دریچه‌های ثانویه بسیار شدید باشد رفتار سوزش سوخت تغییر کرده و دیگر نمیتوان از مدل Vieille برای پیش‌بینی نرخ سوزش استفاده کرد و بایستی از مدل‌های سوزش گذرا در شبیه‌سازی بهره جست چراکه در اینصورت میزان نرخ پسروی سوخت جامد نه تنها تابع فشار بلکه تابع نرخ تغییرات فشار نیز بوده که در شرایط افت فشار شدید میتواند حتی منجر به خاموشی موتور گردد. شبیه‌سازی گذرای بالستیک داخلی در حالت تراست معکوس پیش‌زمینه شبیه‌سازی اثرات سوزش گذرا در این شرایط با استفاده از مدل‌های مناسب سوزش گذرا خواهد بود.

مراجع

1. Kalt, S., "Thrust Termination in Solid Rocket Motors-Evaluation of Ballistic Test Data," ARS Journal, 1961 pp. 8486
2. Barry, R. E. and Brothers, J. E., "Thrust Termination Transients in Solid Propellant Rockets," ARS Journal, 1961, pp 848-849.
3. Smoot, L. D. and Isaacson, L. K., "Prediction of Chamber Pressure Decay Transients during Termination of Solid Propellant Rocket Motors," AIAA Journal, Vol. 1, No. 8, 1963 pp 1934-1935
4. Horton, M. D., Bruno, P. S. and Graesser, E. C., "Depressurization Induced Extinction of Burning Solid Propellant," AIAA Journal Vol. 6, No. 2, 1968 pp. 292-297.
5. Hunley, J. D., "The History of Solid Propellant Rocketry: What We Do and Do Not Know," NASA Dryden Flight Research, California, 1999.
6. Von Elbe, G. and Mchale, E. T., "Extinguishment of Solid Propellants by Rapid Depressurization," AIAA Journal, Vol. 6, No. 7, 1968 pp 1417-1419
7. Krier, H., T'ien, J. S., Sirignano, W. A. and Summerfield, M., "Non-steady Burning Phenomena of Solid Propellants: Theory and Experiments," AIAA Journal, Vol. 6, No. 2, 1968 pp 278-285.
8. Hiroki, T. and Fletcher, E. A., "Theoretical Study of Propellant Behavior during Thrust Chamber Depressurization," AIAA Journal Vol. 7, No. 10 1969 pp 1884-1890
9. Turk, S. L., Battista, R. A., Kuo, K. K., Caveny, L. H. and Summerfield, M., "Dynamic Responses of Solid Rockets during Rapid Pressure Change," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 10, No. 2, 1973 pp. 137-142.
10. Kuo, K. K. and Coates, G. R., "Review of Dynamic Burning of Solid Propellants in Gun and Rocket Propulsion Systems," Sixteenth Symposium on Combustion, 1976 pp 1177-1192
11. Kuo, K. K. and Gore, J. P., "Transient Burning of Solid Propellants," Fundamentals of Solid Propellant Combustion, ed. Kuo K. K. and Summerfield M., AIAA Progress Series, Vol. 90 1984 pp 599-659.
12. De Luca, L., "Extinction Theory and Experiments," Fundamentals of Solid Propellant Combustion, ed. Kuo K. K. and Summerfield M., AIAA Progress Series, Vol. 90, 1984 pp. 661-732.

13. Tang, K. C. and Brewster, M. Q., "Nonlinear Dynamic Combustion in Solid Rockets: L* Effects," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17 No. 4, 2001, pp 909-918.
14. Anderson, J. D., "Modern Compressible Flow," McGraw-Hill, New York, 1990.
15. Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and difference schemes," Journal of Computational Physics, Vol. 43, 1981 pp. 357-372.
16. Hirsch, C., "Numerical Computation of Internal and External Flows," Wiley and Sons, 1990.
17. Tahsini, A. M. and Mazaheri, K., "Numerical Study of Spin Acceleration Effect on Internal Ballistics of Solid Rocket Motors," 12th Annual Conference of the CFD Society of Canada, May 2004, Ottawa, Canada, pp 366-370.
18. Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements on Introduction to the Engineering of Rockets," Wiley and Sons, 1992.