

Modeling of Shutdown Process in Liquid Propellant Rocket Engines

M. Shafiey Dehaj¹, R. Ebrahimi², H. Karimi^{3*}, A. Jalali⁴ and M. Naderi⁵

1-5. Department of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology

Postal Code:1656983911, Thran, IRAN

hkarimi@kntu.ac.ir

The effects of liquid propellant rocket engines thrust termination transients are important in achieving the launch vehicle's desired final velocity with the required precision. In this paper, a mathematical model has been developed to predict the changes in the combustion chamber pressure and the related cut-off impulse based on the physical aspects of engine's components. The modeling is divided into four steps: (1) from issuing the cut-off command to the activation of valve (2) from the time of executing the stop command until the end of the operation of the cut-off valves, (3) from the time that after the valve is shutt closed until the combustion chamber is extinguished and (4) simulation of the phase change and propellant components evaporation in corrugates. Results suggest that the duration of the first two steps have a significant effect on increasing or decreasing the amount of the thrust force and the 4th step's thrust is less than 10 percent of nominal value while, the most thrust fluctuations appear in this step.

Keybord: Liquid propellant rocket engine, Shutdown, Cut-off impulse, Modeling

1. PhD Candidate
2. Associat Professor
3. Associat Professor (Corresponding Athour)
4. PhD Candidate
5. M.Sc.

مدل سازی فرآیند قطع در موتور پیشران مایع

محمد شفیعی دهج^۱، رضا ابراهیمی^۲، حسن کریمی^{۳*}، علیرضا جلالی^۴ و مهیار نادری^۵

۱-۵- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

*تهران، کد پستی: ۱۶۵۶۹۸۳۹۱۱

hkarimi@kntu.ac.ir

زمان خاموشی موتور و کاهش نیروی رانش یکی از مهمترین مراحل کنترل موشک‌های بالستیک، جدایش بوسترها و حامل‌های فضایی می‌باشد. در این مقاله با توجه به فیزیک مساله و رفتار اجزای موتور، یک مدل ریاضی برای پیش بینی تغییرات فشار محفظه احتراق، کاهش نیروی رانش و تعیین ضربه پس از قطع ایجاد شده است. این مدل سازی از لحاظ زمانی به چهار بخش تقسیم بندی شده است: (۱) زمان صدور فرمان قطع تا شروع بسته شدن شیر، (۲) مدت زمان عملکرد شیر قطع، (۳) بعد از اتمام عملکرد شیرهای قطع تا تخلیه محفظه از محصولات احتراق و (۴) مدت دوفازی شدن و بجوش آمدن مؤلفه‌های پیشران در مسیر خنک کاری بعد از شیرهای قطع. نتایج حاکی از آن است که مدت زمان دو بخش اول تاثیر زیادی بر افزایش و یا کاهش میزان نیروی رانش دارد و زمان چهارم کمتر از ۱۰ درصد نیروی رانش، سهم دارد، این در حالی است که در این زمان بیشترین نوسانات در نیروی رانش دیده می‌شود.

واژه‌های کلیدی: موتور پیشران مایع، خاموشی، ضربه پس از قطع، مدل سازی

فهرست علائم

g	شتاب جاذبه		
h	آنتالپی		
h	ضریب انتقال حرارت جابجایی	a	سرعت موج
h	ارتفاع	A	سطح مقطع
h_{IV}	گرمای نهان تبخیر	C_d	ضریب تخلیه
I_s	ضربه ویژه	C_f	ضریب رانش
I_t	ضربه کل	C_p	ظرفیت گرمایی در فشار ثابت
l	طول	C_v	ظرفیت گرمایی در حجم ثابت
k	ضریب انتقال حرارت هدایتی	C^*	سرعت مشخصه
K_{ft}	ضریب انتقال حرارت حجمی	d	قطر
k_m	نسبت اختلاط	e	انرژی داخلی
K_s	ضریب فنر	f_{μ}	ضریب اصطکاک
L^*	طول مشخصه موتور	F	نیرو
\dot{m}	دبی جرمی	F	نیروی رانش
m_{vp}	جرم دریچه قطع	F_{so}	نیروی فنر فشرده
Nu	عدد ناسلت	F_{μ}	نیروی اصطکاک ویسکوز
p	فشار		
p_g	فشار گاز چاشنی انفجاری		
p_H	فشار هیدرودینامیکی سیال		
			۱. دانشجوی دکتری
			۲. دانشیار
			۳. دانشیار (نویسنده مخاطب)
			۴. دانشجوی دکتری
			۵. کارشناسی ارشد

۱- مقدمه

با رسیدن جسم فضایی به سرعت، شتاب و موقعیت مورد نظر در انتهای فاز فعال، سیستم هدایت و کنترل فرمان خاموشی موتور حامل فضایی را صادر می‌کند. به دلیل اینرسی زیاد موتورهای پیشران مایع، پیش‌بینی افت ناگهانی نیروی رانش تا رسیدن به مقدار صفر، غیرممکن است. به همین دلیل بعد از ارسال فرمان خاموشی موتور، نیروی رانش آن بلافاصله از بین نمی‌رود، بلکه فرآیند احتراق در محفظه از چند ثانیه تا چند دقیقه می‌تواند ادامه داشته باشد. شناخت قوانین تغییر پارامترهای اصلی و فرآیندهایی که در دوره بعد از ارسال فرمان قطع اتفاق می‌افتد برای طراحان و سازندگان حائز اهمیت است [۱-۳].

معمولاً دوره کاری رژیم قطع در موتورهای موشک پیشران مایع را از اولین فرمان صادره برای قطع تا لحظه صفر شدن نیروی رانش عنوان می‌کنند. این رژیم نشان‌دهنده مجموعه‌ای از فرآیندهای گذراست. رفتار چنین فرآیندهایی با توجه به زمان و نحوه عملکرد شیر قطع، نحوه متوقف شدن ارسال مؤلفه‌های پیشران به محفظه احتراق، وضعیت مسیرهای هیدرولیکی پس از شیر قطع و... تعیین می‌شود [۴ و ۵].

سازماندهی مدت زمان فرآیند خاموشی و نحوه کاهش نیروی رانش در طول این مدت توسط طراحان به‌منظور حل تعدادی مسائل پیچیده و مختلف که شامل موارد زیر است، ضروری است [۱-۷]:

- کاهش یا حذف شوک هیدرولیکی در مسیرها؛
- کاهش شتاب پرواز سامانه فضایی در لحظه انتقال فرمان برای خاتمه تغذیه پیشران به محفظه احتراق؛
- کاهش مقدار پیشران باقیمانده در مخازن در زمان پایان کار موتور؛
- تأمین دقت و سرعت عملکرد تجهیزات درحین خاموشی موتور؛
- کاهش ضربه پس از خاموشی^۶؛
- کاهش پراکندگی ضربه پس از خاموشی

دقت خاموشی موتور به‌وسیله نوع طراحی، درجه توسعه و شرایط عملکرد شیرهای قطع و نیز سطح فناوری موتور تعیین می‌شود. نرخ خاموشی وابسته به سرعت و مقدار حرکت (جابه‌جایی) قسمت‌های متحرک، مقدار نیرویی که قسمت‌های متحرک شیر را تحریک می‌کند، نیرویی که از حرکت آنها جلوگیری می‌کند و فاصله شیرهای قطع تا محفظه است [۸].

Pr	عدد پراتل
P_s	فشار بخار اشباع
Q	انتقال حرارت
q	شار حرارتی
R	ثابت گاز
Re	عدد رینولدز
t	زمان
T	دما
u	سرعت
V	حجم
x	جهت مختصات

علائم یونانی

ρ	چگالی
γ	ثابت آدیاباتیک
θ	زاویه دریچه شیر
θ_g	ثابت زمانی
ψ	کسر حجمی بخار
ζ	ضریب مقاومت هیدرولیکی
μ	لزجت دینامیکی

زیرنویس

0	مرجع (حالت پایدار)
۱	ورودی شیر
۲	خروجی شیر
dv	تاخیر عملکرد شیر
df	انتقال موج جریان
dc	تاخیر احتراق
f	سوخت
ox	اکسید کننده
c	محفظه احتراق
n	نازل
t	کل، گلوگاه
inj	انژکتور
v	شیر
p	پیستون
G	گاز
H	هیدرولیک
l	مایع
Lf	سوختی که بصورت مایع تخلیه می‌شود
Rf	مخلوط سوخت باقیمانده در کانال خنک کاری
vf	سوخت تبخیر شده در کانال خنک کاری
w	دیواره محفظه

6. Thrust

7. After effect (cut-off) impulse

مشخص است که خاموشی موتور را با متوقف ساختن ارسال پیشران می‌توان انجام داد. انجام چنین کاری با بسته شدن دریچه‌های شیر قطع در هر دو خط تغذیه یا یکی از آن دو (در صورتی که تخلیه کامل مؤلفه پیشران خط دیگر از طریق دیگری در نظر گرفته شده باشد) صورت می‌پذیرد.

کارهای گذشته

مراجع مربوط به فرآیند قطع محدود است. در این تحقیق به چند مرجع که بیشترین میزان نزدیکی را به موضوع خاموشی دارند اشاره می‌شود.

پریسینیاکوف و سربریانسکی^۸، رفتار گذرای موتور را با کمک فرآیندهای گذرای انتقال حرارت در محفظه و کانال‌های خنک‌کاری مطالعه کردند و یک مدل ریاضی برای فرآیند انتقال حرارت در طول مدت رفتار پالسی موتور پیشنهاد کردند و در نهایت شار حرارتی گذرای به دست آمده و دمای محفظه را با داده‌های تجربی مقایسه کردند [۱۱].

ماخین^۹، عملکرد موتورهای پیشران مایع در شرایط گذرا و پایدار را از نقطه نظر کلی مطالعه و یک رابطه برای زمان تأخیر احتراق و خواص پیشران‌ها پیشنهاد کرد [۱۳ و ۱۲].

اسمیت و اسفورزینی^{۱۰}، چندین موتور کوچک پیشران مایع را برای به دست آوردن داده‌های کاربردی برای طراحی اولیه و ارزیابی سیستم‌های کنترل آنها تست کردند. همچنین به منظور به دست آوردن یک مدل نیمه تجربی و اصلاح آن برای رژیم‌های شروع و خاموشی موتور پیشران مایع آنالیزهای تحلیلی را نیز انجام دادند [۱۴].

هونگیان^{۱۱}، با استفاده از دو روش تجربی، ضربه پس از قطع و تغییرات فشار محفظه را با توجه به تست‌های زمینی و واقعی به دست آورد [۱۵].

کریمی و همکاران، کد شبیه‌ساز دینامیکی را توسعه دادند و برای آنالیز رژیم‌های گذرای موتورهای پیشران مایع، یک مدل عددی پیشنهاد کردند [۱۸-۱۶].

یامانیسی^{۱۲} و همکاران، در مرکز پیشران فضایی کاکودا در سازمان فضایی ژاپن یک نرم‌افزار شبیه‌ساز برای موتور LE-7A را توسعه دادند. آنها اسم این نرم‌افزار را شبیه‌ساز دینامیک موتور راکت (REDS^{۱۳}) نامیدند [۱۹].

دی ماتئو^{۱۴}، تحقیقاتی در مورد فرآیندهای گذرای موتور و

در طول خاموشی موتور در فضاهای خالی پس از شیرهای قطع مقدار معینی از مؤلفه‌های پیشران به صورت بخار و مایع باقی می‌ماند. معمولاً موتور در ارتفاعات بالا و در فشار پایین محیط خاموش می‌شود. این امر تقریباً فرار کامل مؤلفه‌های پیشران موجود را به طرف فضاهای خالی موتور فراهم می‌کند. با ورود مؤلفه‌های سوخت و اکسیدکننده به صورت همزمان به داخل موتور، ضربه نیروی رانش اضافی به وجود می‌آید که ضربه نیروی رانش پس از خاموشی نامیده می‌شود. ضربه پس از خاموشی موتور، یک مقدار آماری است و وابسته به تعداد زیادی از پارامترهای داخلی و خارجی موتور است. در نتیجه میزان ضربه نیروی رانش، از طریق مقدار میانگین (پیش‌بینی ریاضی) و پراکندگی‌اش مشخص می‌شود [۸ و ۷].

ضربه پس از خاموشی، یک ضربه نیروی رانش اضافی است که بر اثر تغذیه پیشران به داخل محفظه پس از فرمان خاتمه عملکرد موتور به وجود می‌آید، بنابراین کاهش مقدار این ضربه و میزان پراکندگی‌اش تا آنجا که امکان دارد بسیار مهم و قابل توجه است. اگرچه اینکار نیازمند تجهیزات سازه‌ای ویژه و سیکل عملکرد خاص موتور است که اغلب منجر به کاهش قابلیت اطمینان کل تجهیزات سامانه فضایی می‌شود [۹].

بنابراین، برای نمونه، عملکرد سریع و همزمان شیرهای قطع در مسیرهای سوخت و اکسیدکننده اجازه کاهش تعداد فرمان‌های خاموشی را می‌دهد و در همان زمان، اجازه کاهش مقدار مؤلفه‌های پیشران را به داخل محفظه احتراق و در نتیجه کاهش مقدار ضربه پس از قطع را می‌دهد. به عبارت دیگر به علت قطع سریع جریان، این کار منجر به ایجاد شوک هیدرولیکی (ضربه قوچ) در مسیرهای هیدرولیکی موتور و سامانه فضایی می‌شود و به علت کاهش بسیار سریع نیروی رانش موتور، تنش بیش از حد بزرگی در کل سامانه ایجاد می‌شود.

آگاهی از مقدار میانگین ضربه پس از خاموشی و مقدار پراکندگی آن امکان اصلاح اولیه عملکرد سامانه‌های موشکی را می‌دهد. تغییر ناگهانی ضربه پس از قطع یکی از مشکلات اساسی برای به دست آوردن مقدار مورد نظر سرعت نهایی جسم فضایی در انتهای فاز فعال پرواز است. از این رو به دست آوردن اندازه و میزان تغییر ناگهانی ضربه پس از قطع، یکی از الزامات سیستم‌های قطع موتورهای پیشران مایع است. این سیستم باید موارد ذیل را پیش‌بینی کند: حداقل باقیمانده مؤلفه‌های پیشران، امکان استفاده از موتور بعد از تست‌های زمینی، شروع مجدد و ... اولین خواسته و انتظار از این سیستم از نقطه نظر طراحی، خاموشی سریع موتور و اتمام همزمان هر دو مؤلفه پیشران است. اما باید در نظر داشت که فراهم کردن چنین امری بسیار مشکل است [۱۰ و ۱۱].

8. Prysnyakov and Serebryansky

9. Moshkin

10. Smith and Sforzini

11. Hongyan

12. Yamanishi

13. Rocket Engine Dynamic Simulator

14. Di Matteo

$$I = \int_{t=0}^{\tau=\infty} F(t) dt \quad (1)$$

$$F(t) = C_f A_t p_c(t) \quad (2)$$

$$I = C_f A_t \int_{t=0}^{\tau=\infty} p_c(t) dt \quad (3)$$

در شکل (۱) مقدار ضربه بعد از قطع موتور توسط سطح هاشورخورده مشخص شده است. شایان ذکر است که در نقطه H احتراق آخرین ذرات سوخت و اکسیدکننده (که به صورت گازی هستند) شروع می‌شود. مقدار رانش این مرحله را نمی‌توان به طور دقیق محاسبه کرد. زمان کل خاموشی معادل زمانی در نظر گرفته می‌شود که فشار محفظه به ۲ درصد فشار نامی آن رسیده باشد. بدین ترتیب با توجه به جدول (۱) فرآیند ضربه بعد از قطع موتور به ناحیه‌های مشخص شده‌ای تقسیم می‌شود که محاسبه انتگرال کامل رانش بر حسب زمان را ساده‌تر می‌کند. با استفاده از این ناحیه‌ها، کل انتگرال رانش با جمع چند انتگرال معادل قرار داده می‌شود و هر یک از این محدوده‌ها، مجموعه‌ای از فرآیندهای معادل را در داخل خود جای خواهد داد. بدین ترتیب و همانگونه که در شکل (۱) نشان داده شده کل ضربه بعد از قطع به ۴ ناحیه تقسیم می‌شود. در نتیجه ضربه کل بعد از قطع به صورت زیر بیان می‌شود [۱۰، ۵].

$$I_t = I_I + I_{II} + I_{III} + I_{IV} \quad (4)$$

$$\int_0^{\infty} F(t) dt = \int_0^{t_1} F(t) dt + \int_{t_1}^{t_2} F(t) dt + \int_{t_2}^{t_3} F(t) dt + \int_{t_3}^{\infty} F(t) dt \quad (5)$$

مدل‌سازی و معادلات حاکم

مرحله ۱ - زمان تأخیر عملکردی (τ_1):

بلافاصله بعد از ارسال فرمان قطع شیرهای اصلی در یک محدوده زمانی (τ_1)، موتور هیچ‌گونه عک‌العملی از خود نشان نمی‌دهد و پارامترهای موتور بدون تغییر باقی می‌مانند. این زمان را دوره تأخیر عک‌العمل محفظه احتراق به فرمان اصلی قطع می‌نامند. این زمان با توجه به زمان تأخیر عک‌العمل محفظه در برابر فرمان اصلی برای قطع تعیین می‌شود. در این زمان فشار محفظه ثابت می‌ماند و به همین ترتیب ضربه پس از قطع ثابت می‌ماند [۱۱].

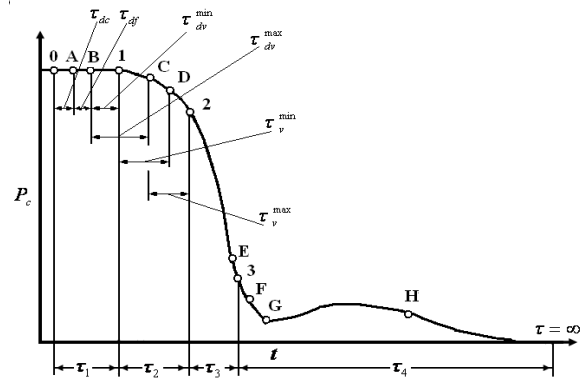
$$\tau_1 = \tau_{dv} + \tau_{df} + \tau_{dc} \quad (6)$$

بایستی توجه داشت که در حالت کلی در این ناحیه لازم است که پدیده‌های گذرا در سیستم تزریق (توربوپمپ و مولد گاز) که همراه با فرمان قطع محفظه احتراق متأثر می‌شوند در نظر گرفته شود. در صورتی که اینرسی سیستم تزریق کمتر از اینرسی سیستم محفظه احتراق باشد، لازم است از ثابت زمانی مربوط به توربوپمپ و مولد گاز محاسبه شده و دبی‌های جرمی سوخت و اکسیدکننده به داخل محفظه احتراق تعیین شود. در این مدل‌سازی با توجه به نوع موتور

به‌خصوص شروع انجام داد و یک نرم‌افزار برای مدل‌سازی و طراحی دینامیک موتور ایجاد کرد [۲۰].

ضربه پس از قطع

افزایش ضربه پس از خاموشی منجر به افزایش خطا در سرعت نهایی وسیله و به همین ترتیب خطا در رسیدن به هدف مورد نظر و قرارگرفتن ماهواره در مدار طراحی می‌شود. شناختن میزان ضربه پس از قطع برای سیستم‌های رانش استفاده شده در پروازهای فضایی بلندمدت و در فرآیند طراحی اولیه مطابق با نقشه موتور و پارامترهای تحلیلی، حائز اهمیت است. همان‌طور که ذکر شد به میزان ضربه تولیدی موتور بعد از ارسال فرمان خاموشی، ضربه بعد از قطع می‌گویند. مطابق شکل (۱) در لحظه $t = 0$ فرمان خاموشی داده می‌شود. تغییرات فشار محفظه برای یک موتور خاص در این شکل نشان داده شده است، خلاصه مراحل مختلف فرآیند قطع در جدول (۱) ارائه شده است [۳].



شکل ۱ - تغییرات فشار در محفظه احتراق پس از فرمان قطع و روند کاهش نیروی رانش در موتور سوخت مایع [۱۱]

جدول ۱ - فرآیندهای رخ داده در طول زمان پس از فرمان قطع با توجه به شکل ۱

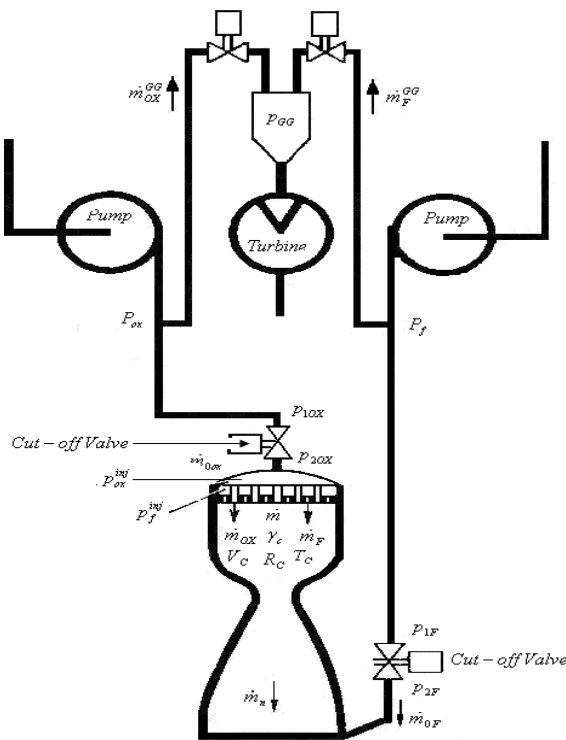
مرحله	فرآیند رخ داده
۱	تأخیر زمانی به دلیل تأخیر عملکرد تجهیزات و تأخیر زمانی در فرآیند احتراق
۲	زمان عملکرد شیرهای قطع
۳	زمان تخلیه محفظه موتور از محصولات حاصل از احتراق سوخت و اکسیدکننده
نقطه ۳	رسیدن فشار خنک‌کننده به فشار بخار
۴	بجوش آمدن (دوفازی شدن) مؤلفه خنک‌کاری، تخلیه دومین مؤلفه پیشران
نقطه H	احتراق آخرین ذرات سوخت و اکسیدکننده باقیمانده

میزان ضربه تولیدی در مدت زمان از کار افتادن موتور یعنی از زمان ارسال اولین فرمان قطع ($t=0$) تا صفر شدن نیروی رانش ($t=\infty$) را با انتگرال زیر می‌توان نشان داد [۱۵ و ۲]:

سرعت صوت در سیال (نوع پیشران)، جنس لوله و ... تعیین می شود.

مرحله ۲- مدت زمان بسته شدن شیر (τ_2)

این مرحله مرتبط با عملکرد شیرهای قطع است. زمان عملکرد شیرهای پنوماتیکی تقریباً برابر با ۰/۰۵ ثانیه و برای شیرهای انفجاری ۰/۰۰۵ ثانیه است. اما باید توجه داشت که در این مرحله تغییر زیادی در پیشران مشاهده نمی شود.



شکل ۲- شماتیک موتور سوخت مایع

بعد از شروع حرکت سوپاپ شیرهای قطع، دبی جرمی ترکیبات شروع به کاهش می کند. در این صورت قانون تغییر دبی ها با توجه به تغییر سطح مقطع شیر قطع و افت فشار وارده بر روی شیر بر حسب زمان تعیین می شود.

دستگاه معادلاتی که توصیف کننده فرایند انتقالی قطع موتور موشک پیشران مایع در بخش بسته شدن درجه هستند، مطابق با شماتیک مشخص موتور در شکل (۲) می تواند تشکیل شود. در کلی ترین حالت، این دستگاه شامل معادلات زیر است.

معادله محفظه احتراق: تشریح دقیق فرایندهایی که در محفظه رخ می دهند، به دلیل پیچیدگی آنها سخت و دشوار است. ابتدا یکسری فرضیات بیان می شود، تا کار محاسبات ریاضی ساده شود. فرض می شود، پیشرانی که وارد محفظه می شود نه به صورت تدریجی بلکه به صورت ناگهانی و یکدفعه به محصولات نهایی احتراق تبدیل

فرض بر این است که اینرسی سیستم تزریق بیشتر از اینرسی سیستم محفظه احتراق است.

زمان تأخیر عکس العمل شیر (τ_{dv}) با توجه به نوع شیر تعیین می شود. باید توجه داشت که فرمان قطع با یک تأخیر زمانی به تحریک کننده شیرهای قطع می رسد. این تأخیر زمانی به دلیل تأخیر عملکرد تجهیزات عملگر شیرهای اصلی سوخت و اکسیدکننده است. به عبارت دیگر این تأخیر مربوط به عمل کردن عملگرهای شیرهای قطع سوخت و اکسیدکننده است. در عملگرهای پنوماتیکی عملکرد سیلندرهایی کاری با پر شدن آنها توسط گاز صورت می گیرد ولیکن در عملگرهای انفجاری با ایجاد یک جرقه الکتریکی و تولید سریع گاز داغ انجام می شود. زمان تأخیر برای عملگرهای (یا اکچویاتورهای^{۱۵}) پنوماتیکی در بازه ۰/۱۵ - ۰/۰۵ ثانیه بوده و زمان تأخیر عملگرهای انفجاری^{۱۶} در بازه ۰/۰۱۵ - ۰/۰۰۱ ثانیه هستند. این تأخیر زمانی (چه برای عملگرهای پنوماتیکی و چه برای عملگرهای انفجاری) نیز تابعی از ابعاد و اندازه عملگرهاست.

در مورد زمان تأخیر احتراق (τ_{dc}) بدین شکل می توان توضیح داد که پارامترها یا خواص فیزیکی- شیمیایی سوخت و اکسیدکننده به گونه ای است که آنها به محض رسیدن به محفظه احتراق محترق نشده، بلکه پس از یک تأخیر زمانی، احتراق صورت می گیرد. زمان تبدیل سوخت و اکسیدکننده به گاز (ثابت زمانی احتراق) برای سوخت و اکسیدکننده های خود مشتعل است، این زمان در محدوده ۰/۰۰۳ - ۰/۰۰۱ ثانیه است و برای سوخت و اکسیدکننده های غیر خود اشتعال این زمان در بازه ۰/۰۰۵ - ۰/۰۰۱ ثانیه است. این تأخیر زمانی، مرتبط با رژیم کاری عادی موتور بوده و با رابطه (۷) مشخص می شود که در این رابطه τ_0 زمان تأخیر احتراق در شرایط اتمسفریک p_{c0} ، $p_c(t)$ فشار لحظه ای محفظه احتراق و τ_{dc} (زمان تأخیر احتراق) مربوط به رژیم کاری دلخواه موتور است. با توجه به رابطه بالا، مقدار τ_{dc} همواره کمتر از مقدار τ_0 است [۱۰].

$$\tau_{dc} = \frac{\tau_0}{p_{c0}/p_c(t)} \quad (7)$$

شایان ذکر است این معادله برای فشارهای بالاتر از ۱۰ بار قابل استفاده است. به عبارتی دیگر، برای فشارهای ۱۰ بار و پایین تر رابطه زیر صادق است [۱۰].

$$\tau_{dc} \cong \tau_0 \quad (8)$$

زمان انتقال موج اغتشاشی از شیر با حداقل تأخیر تا انژکتورها با τ_{df} نشان داده می شود. این زمان با توجه به فاصله شیر قطع تا محفظه،

15. Actuators

16. Piro-actuators

معادله حرکت دستگاه (مکانیزم) قطع درپچه برای شیر قطع با توجه به شماتیک نشان داده شده در شکل (۳) به صورت زیر است:

$$m_{vp} \frac{d^2x}{dt^2} = F_s - F_v - F_{fm} - F_g \quad (16)$$

نیروی فشار مؤلفه بر بشقابک شیر:

$$F_v = \zeta (p_1 - p_2) A_v - I_v \frac{dm}{dt} \quad (17)$$

نیروی فنر:

$$F_s = F_{s0} + K_s (h - x) \quad (18)$$

نیروی اصطکاک:

$$F_{fm} = f_{\mu} \frac{dx}{dt} \quad (19)$$

نیروی فشار گاز کنترلی (گاز ناشی از انفجار چاشنی):

$$F_g = (p_g - p_H) A_p \quad (20)$$

تغییر فشار در حجم بالایی پیستون (مدل سازی چاشنی انفجاری در شیرهای انفجاری) بدین صورت است: با توجه به سرعت بسیار بالای فرآیند تخلیه محصولات حاصل از احتراق باروت و زمان بسیار پایین عملکرد چاشنی؛ می توان برای مدل سازی این المان از روابط حاکم بر جریان گاز آیزوتروپیک مافوق صوت استفاده کرد. با استفاده از روابط گاز دینامیکی حاکم بر این پدیده نسبت فشار استاتیک به سکون خروجی چاشنی به صورت زیر ارائه می شود [۲۲]:

$$\frac{p_g}{p_0} = (1 + \theta_{pd} t)^{\frac{2\gamma}{1-\gamma}} \quad (21)$$

$$\theta_{pd} = \frac{C_d \Gamma (\gamma - 1) A}{2V} \sqrt{RT_0} \quad (22)$$

دبی مؤلفه ها از انژکتورها [۱۶]:

$$\dot{m}_{inj} = C_{dinj} A_{inj} \sqrt{2\rho(p_{inj} - p_c)} \quad (23)$$

دبی عبوری از شیر با رابطه زیر بیان می شود [۵]:

$$\dot{m}_v = C_{dv} \pi d_v x \sin \theta \sqrt{2\rho(p_1 - p_2)}, \quad d_v = \sqrt{\frac{4A}{\pi}} \quad (24)$$

حال چنانچه نسبت مؤلفه ها ($k_m = \dot{m}_{ox} / \dot{m}_f$) را در این مدت بتوان ثابت فرض کرد، و همچنین از اتلاف در بخش مورد نظر از درپچه ها تا صفحه انژکتورها ($p = p_2 = p_{inj}$)، حجم سر محفظه، نیروهای اینرسی و اصطکاک در معادله حرکت المان قطع کننده شیر، بتوان صرف نظر کرد. در این صورت با ساده سازی معادلات ۹، ۱۶، ۲۳ و ۲۴ به یک دستگاه معادله دیفرانسیل برای محفظه احتراق (۲۵) و به معادله فشار (۲۶) در ورودی انژکتورها می توان دست یافت.

می شود، لیکن نه بلافاصله با ورود آنها بلکه با گذشت مدت زمانی، که در آن مدت زمانی انرژی آزاد نمی شود و حالت مؤلفه ها تغییر نمی کند. زمان از لحظه تزریق پیشران تا تبدیل آن به محصولات احتراق را زمان تأخیر (τ_{dc}) می نامیم. این زمان تأخیر را ثابت فرض می کنیم. این تقریب امکان می دهد تا محفظه احتراق را به صورت حجم پر شده با گاز بررسی کنیم، که در آن در طی زمان τ_{dc} مؤلفه های پیشران اسپری شده به صورت قطره قرار دارند. همچنین، محصولات احتراق را به صورت گاز ایده آل فرض می کنیم، که پارامترهای آن هم در طول محفظه و هم در طول شعاع آن ثابت هستند [۱۶].

$$\theta_g \frac{dp_c}{dt} + p_c = K_c \dot{m}_t(t) \quad (9)$$

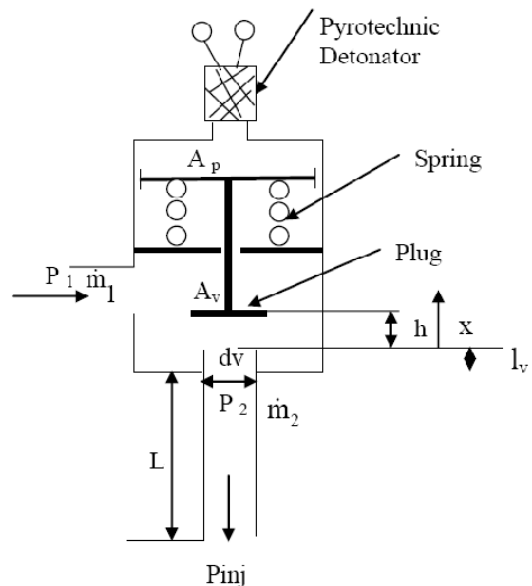
$$\dot{m}_t = \dot{m}_{inj}(t - t_{dc}) + \dot{m}_{ox}(t - t_{dc}) + \dot{m}_f(t - t_{dc}) \quad (10)$$

$$\theta_g = \frac{p_c V_c}{\dot{m}_n R_c T_c} \quad (11)$$

$$K_c = \frac{\sqrt{R_c T_c}}{\Gamma A_t} = \frac{p_c}{\dot{m}_n} \quad (12)$$

$$\dot{m}_n(t) = \Gamma \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_c T_c}} = \frac{p_c(t) A_t g_c}{C^*(t)} \quad (13)$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}, \quad C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_n}, \quad L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (14)$$



شکل ۳ - شماتیک شیر قطع

معادله حرکت مؤلفه ها در ناحیه مورد نظر از شیر قطع تا صفحه انژکتور [۲۱]:

$$\frac{L}{A} \frac{dm}{dt} = (p_2 - p_{inj}) - \left[\frac{fL}{2A^2 D} + \frac{1}{A^2} \right] \frac{\dot{m}^2}{\rho} \quad (15)$$

$$\frac{d^2 \Delta p}{dt^2} + \frac{1}{\theta_g} \left(1 + \frac{K_4}{2\sqrt{\Delta p}} \right) \frac{d\Delta p}{dt} + \frac{K_4}{\theta_g} \sqrt{\Delta p} = 0 \quad (32)$$

$$K_4 = C_{dinj} A_{inj} \sqrt{2\rho} \left[\frac{1+k_m}{k_m} \right] K_c + \frac{\theta_g a^2}{V_{inj}} \quad (33)$$

مرحله ۴: زمان دوفازی (τ_4)

این زمان به رژیم‌های بخارشدن اجزای مایع پیشران بعد از شیر قطع و در مسیر پیشران و کاروگیت‌های محفظه بستگی دارد. با رسیدن فشار محفظه احتراق به مقدار فشار بخار اشباع یکی از مؤلفه‌های پیشران، امکان تبخیر یا جوشش آن مؤلفه وجود دارد و در این صورت مؤلفه مورد نظر دو فازی خواهد شد. چنانچه حرارت منتقل شده بیش از حد یا افت فشار متناسب با آنکه برای شروع جوشش لازم است اعمال شود، در این صورت افت شدید فشار تا نقطه E (شکل ۱) ادامه پیدا می‌کند که در این نقطه $P_{cc} = P_s^{max}$ و افت تا نقطه ۳ ادامه یافته و فشار در این ناحیه به مقدار $P_{cc} = P_s^{max} - \Delta p$ می‌رسد.

بدین ترتیب، نقطه ۳ متناسب با ظاهر شدن اولین حباب‌های بخار است. محلی که این حباب‌ها ایجاد می‌شوند با مقدار ماکزیمم دمای جداره T_w تعیین می‌شود. حباب‌های بخار تشکیل شده تحت تأثیر فشار بخارات اشباع شده همراه با سیال، وارد محفظه احتراق می‌شوند. در این صورت دبی‌های جرمی سیال تا حد زیادی کمتر از مقادیر نامی خواهد شد و امکان عدم تثبیت فشار محفظه (P_c) وجود دارد. علاوه بر این افت فشار Δp ، باعث جوشش اضافی مؤلفه مایع می‌شود که در نتیجه ضریب دبی به‌طور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابد.

در نتیجه کاهش فشار در محفظه احتراق و همچنین در مسیر خنک‌کاری، لایه‌های جدیدی از این حباب‌ها تشکیل می‌شود و شرایط لازم برای افزایش جوشش مجدد را ایجاد می‌کنند و فشار محفظه به مراتب پایین‌تر خواهد رفت. این خود باعث افزایش دبی ورودی به محفظه احتراق شده و فشار داخل محفظه کمی بالا می‌رود (نقطه G در شکل ۱). در بعضی شرایط، تعادل بین واردشدن مؤلفه‌های جوشان به محفظه و دبی جرمی محصولات احتراق برقرار می‌شود. اما چنین وضعیت ایده‌آلی همیشه تحقق نمی‌یابد. احتمال افت فشار در محفظه پایین‌تر از نقطه جوش مؤلفه دیگر نیز وجود دارد ($P_c < P_s^{ox} - \Delta P^{ox}$) که منجر به تخلیه شدن آن مؤلفه در محفظه می‌شود و در نتیجه فرآورده‌های حاصل از احتراق با RT های بالا تشکیل می‌شود و فشار داخل محفظه بالا رفته و وارد شدن یک یا هر دو مؤلفه به محفظه متوقف می‌شود. فشار محفظه احتراق مجدداً افت پیدا می‌کند و بدین ترتیب تمام عوامل مربوط به بروز نوسانات

$$\theta_g \frac{dp_c}{dt} + p_c = K_1 \sqrt{p - p_c}, \quad p = p_2 = p_{inj} \quad (25)$$

$$K_2 \sqrt{\frac{p - p_c}{p_1 - p}} = K_3 + \frac{\zeta A_v}{K_s} p - \frac{A_p}{K_s} p_g \quad (26)$$

$$K_1 = \frac{1+k_m}{k_m} K_c A_{inj} C_{dinj} \sqrt{2\rho} \quad (27)$$

$$K_2 = \frac{C_{dval} A_{inj}}{C_{dval} \pi d_v \sin \theta} \quad (28)$$

$$K_3 = \frac{1}{K_s} (F_{s0} + \zeta p_1 A_v + p_H A_p) + h \quad (29)$$

مرحله ۳- تخلیه محفظه (τ_3)

بعد از بسته شدن دریچه‌های قطع، محفظه از فرآورده‌های حاصل از احتراق تخلیه می‌شود. مؤلفه‌های سوخت و اکسیدکننده مایع در نتیجه کاهش اندازه و مقدار ظرفیت‌های پس دریچه‌ها وارد محفظه می‌شوند. چنین کاهش بر اثر تغییر شکل الاستیک المان‌های سازه‌ای محفظه ایجاد شده است و تغییر شکل‌ها در افت زیاد فشار ظاهر می‌شوند. در مقابل تخلیه سریع محفظه احتراق از محصولات احتراقی، ورود پیشران بر اثر تغییر شکل الاستیک مسیر ناچیز فرض می‌شود و افت فشار شدید در محفظه در نتیجه خالی شدن محفظه از فرآورده‌های حاصل از احتراق است.

در این مرحله، محفظه موتور از محصولات حاصل از احتراق سوخت و اکسیدکننده تخلیه می‌شود. با یک تقریب خطی زمان تخلیه محفظه موتور از رابطه زیر تعیین می‌شود [۱۰]:

$$t_d = \frac{V_c}{A_1 \Gamma \sqrt{RT_c}} = \frac{C^* V_c}{A_1 RT_c} = \frac{C^* L^*}{RT_c} = \theta_g \quad (30)$$

در نتیجه با توجه به معادله ۹ (محفظه احتراق)، کل فرآیند تغییر فشار در مرحله ۳ بدون در نظر گرفتن تأخیر زمانی اشتعال به شکل تابع نمایی تخمین زده می‌شود:

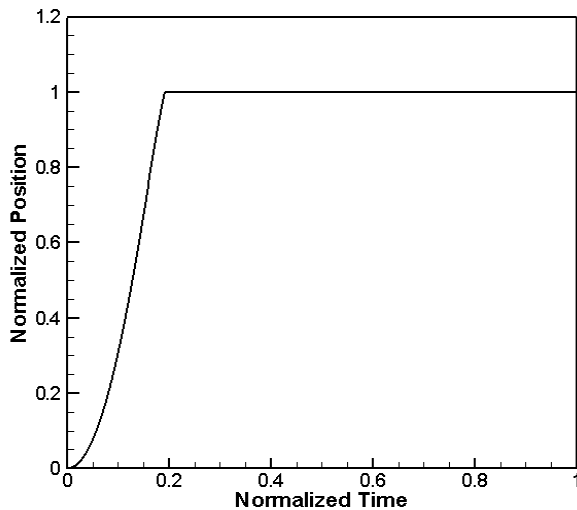
$$p_c(t) = p_{c0} e^{-\frac{t}{t_d}} \quad (31)$$

این تقریب با این فرض است که کمیت‌های C^*, R, T تابعی از فشار محفظه نباشد و در زمان تخلیه محصولات احتراق، هیچگونه سوخت و اکسیدکننده‌ای از حفره‌های شیرها وارد محفظه نمی‌شود. در غیر این صورت باید فرآیند را با معادله دیفرانسیل غیرخطی زیر متمایز کرد [۵]:

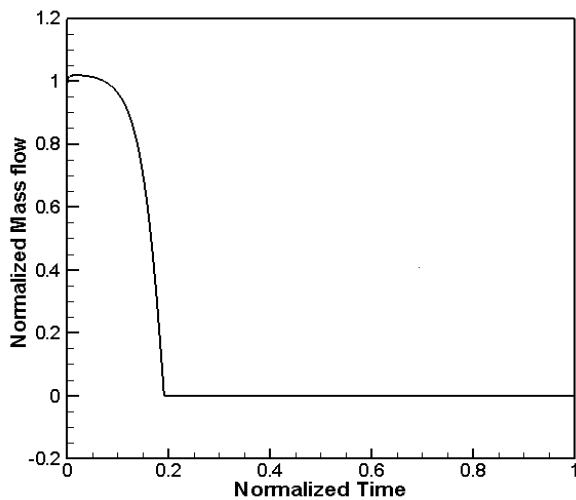
نامشخص فشار محفظه را می‌توان با ۵٪ مقدار نامی آن تخمین زد. این با تقریبی که در مرجع [۱۰] آورده شده است همخوانی دارد. شایان ذکر است که در مراحل ۲، ۳ و ۴ از نرم‌افزار CEA برای حل معادله احتراق و تعیین R, T و C^* در هر لحظه با توجه به فشار و دبی ورودی استفاده شده است.

تحلیل و بررسی نتایج

با حل کردن رابطه ۱۶ (به‌عنوان معادله اساسی شیر قطع) در طول زمان فرآیند قطع، عملاً مشخصات کارکردی حرکت سوپاپ اعم از سرعت و حرکت سوپاپ را می‌توان استخراج کرد. همان‌طور که شکل (۴) نشان می‌دهد، میزان جابه‌جایی سوپاپ تا بستن کامل مسیر پیشران به‌صورت خطی است (بجز لحظات اولیه که غیرخطی است).



شکل ۴- شماتیک حرکت دریچه قطع



شکل ۵- تغییرات دبی عبوری از شیر

فشار ایجاد می‌شوند. مرحله ۴ ناحیه اتمام احتراق نامیده می‌شود. این ناحیه در حالت عمومی تشکیل شده از دوره زمانی است که مربوط به تمام شدن یکی از مؤلفه‌هاست که معمولاً مؤلفه سوخت است. طول زمان این ناحیه بسته به مقدار سوخت و اکسیدکننده پشت شیرها و تقدم و تأخر ورود آنها به محفظه احتراق است.

سیستم معادلات مشخص‌کننده فرآیندهای متغیر با زمان در حجم‌های بعد از شیرهای قطع شامل معادلات: معادله بالانس جرم برای مؤلفه‌های تبخیر شده؛ معادله انرژی برای مخلوط دوفازی گاز-مایع و رابطه‌های ترمودینامیکی بین پارامترهای مؤلفه مایع و بخار آن است.

$$\frac{dm_{rf}}{dt} = \dot{m}_{vf} - \dot{m}_{lf} \quad (34)$$

$$\frac{dV_{rf}}{dt} = \dot{V}_{vf} + \dot{V}_{lf} \quad (35)$$

$$\frac{d(e_{rf} m_{rf})}{dt} = \frac{dQ}{dt} + \dot{m}_{vf} h_{vf} - \dot{m}_{lf} h_{lf} - p_s \dot{V}_{lf} \quad (36)$$

$$\dot{m}_{vf} = \varepsilon \dot{m}_{lf} + \frac{\rho_{lf}}{K_{ft}} \frac{dT_{rf}}{dt} \quad (37)$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{m_{rf}}{m_{lf}}} \quad (38)$$

$$e_{rf} = h_{rf} - p_{rf} V_{rf} \quad (39)$$

$$h_{rf} = h_{lf} + \psi h_{lv} \quad (40)$$

شار حرارتی از دیواره به پیشران باقیمانده در کاروگیتها [۱۹]:

$$\frac{dQ}{dt} = q_l \quad (41)$$

$$q_l = A_l h_l (T_w - T_l) \quad (42)$$

$$h = \frac{k}{d} Nu, \quad Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (43)$$

نرخ انتقال حرارت از سمت گاز به دیواره [۱۹]:

$$q_g = A_g h_g (T_g - T_w) \quad (44)$$

با استفاده از معادلات فوق، نرخ تغییر دمای دیواره از رابطه

زیر محاسبه می‌شود [۱۹]:

$$\frac{dT_w}{dt} = -\frac{q_g - q_l}{C_{pw} m_w} \quad (45)$$

سیستم معادلات مشخص‌کننده فرآیندهای متغیر با زمان در

حجم‌های بعد از شیرهای قطع در مسیر اکسیدکننده شامل معادلات: معادله بالانس جرم و معادله انرژی است:

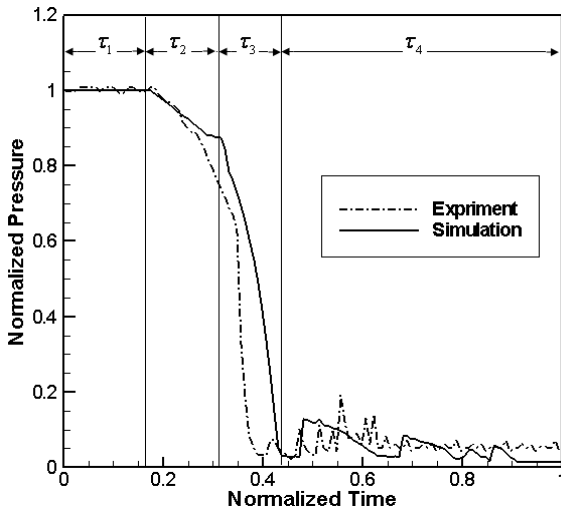
$$\frac{dm_{ox}}{dt} = -\dot{m}_{ox} \quad (46)$$

$$\frac{d(e_{ox} m_{ox})}{dt} = -\dot{m}_{ox} h_{ox} \quad (47)$$

برای حل دقیق مسئله باید معادلات فوق همراه با معادله

محفظه احتراق (۹) حل شود. در ساده‌ترین حالت این مقدار

فرآیند قطع و محاسبه ضربه پس از قطع پرداخته می‌شود. این ساده‌سازی می‌تواند باعث اختلاف نتایج مدل‌سازی و تجربی باشد.



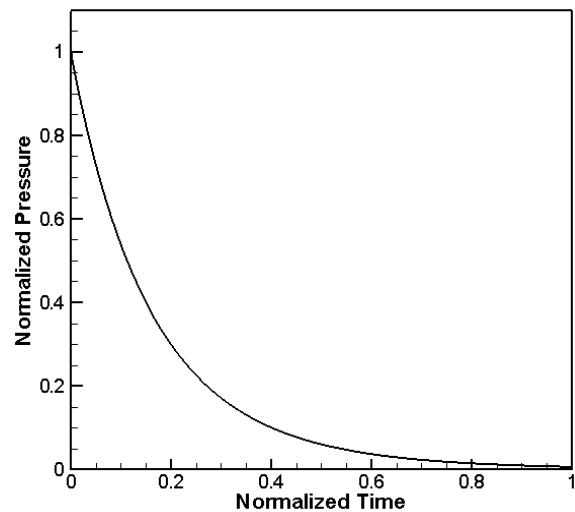
شکل ۷- تغییرات فشار محفظه احتراق بعد از فرمان قطع

نتیجه‌گیری

مدل فیزیکی بررسی شده با توجه به پدیده‌هایی که همراه با فرآیند قطع در موتورهای پیشران مایع اتفاق می‌افتد، امکان ایجاد روابطی برای محاسبه ضربه پس از قطع موتور را می‌دهند. با استفاده از این رابطه‌ها می‌توان راه‌های کاهش اندازه و مقدار آن را تعیین کرد. از روی رابطه (۳) که برای تعیین میزان ضربه پس از قطع بیان شد مشخص است که اندازه و مقدار مرحله اول شکل‌گیری ضربه پس از قطع موتور به اندازه و مقدار نیروی رانش قبل از قطع و به مجموع زمان تأخیر بستگی دارد. بدین ترتیب از دو طریق به کاهش مؤثر مرحله اول فرآیند قطع می‌توان دست یافت: اولاً با کاهش نیروی رانش سیستم پیشران موتور و رساندن آن به حداقل ممکن قبل از ارسال فرمان اصلی برای قطع، و ثانیاً با کم کردن زمان تأخیر عملکرد شیرهای قطع.

با توجه به اینکه مرحله دوم فرآیند قطع متناسب با نیروی رانش در مدت بسته شدن شیرهای قطع و طول مدت عملکرد آنهاست، این مرحله از شکل‌گیری ضربه پس از قطع موتور را نیز می‌توان با استفاده از شیرهای با عملکرد سریع و مطمئن کاهش داد. طولانی بودن مرحله‌های اول و دوم شکل‌گیری ضربه بعد از قطع موتور به مشخصات شیرهای قطع به‌ویژه به زمان تأخیر به‌کارافتادن آنها و زمان بسته شدن آنها نیز بستگی دارد. بنابراین استفاده از شیرهای پنوماتیکی و هیدرولیکی مقرون به صرفه نیست. به همین دلیل، به‌کاربردن شیرهای انفجاری این امکان را می‌دهند تا مراحل اول و دوم ضربه بعد از قطع را تا حد زیادی کاهش داد.

شکل (۵) تغییرات دبی خروجی از شیر را نشان می‌دهد. پس از اعمال فرمان قطع، سوپاپ شروع به حرکت کرده و مسیر جریان را مسدود می‌کند و منجر به کاهش دبی عبوری از شیر می‌شود. با استفاده از روابط ۱۲ و ۲۲ و حل همزمان این روابط چاشنی استفاده شده در شیر قطع مدل‌سازی شده است و در حقیقت پس از ارسال فرمان قطع به شیر، چاشنی عمل می‌کند و گاز پرفشار تولیدی توسط چاشنی به‌عنوان عامل محرک سوپاپ شناخته می‌شود، شکل (۶) فشار پشت سوپاپ را نمایش می‌دهد، که با توجه به ماهیت چاشنی به شکل کاهنده است و در حقیقت پس از یک پیک فشاری ناشی از احتراق مواد چاشنی عملیات تخلیه منجر به کاهش فشار پشت سوپاپ می‌شود.



شکل ۶- تغییرات فشار گاز چاشنی انفجاری

شکل (۷) نتیجه حاصل از مدل‌سازی چهار مرحله تشکیل ضربه پس از قطع را نشان می‌دهد. با توجه به رابطه (۳) می‌توان با استفاده از مقدار سطح زیر منحنی فشار- زمان که در شکل (۷) نشان داده شده است، میزان ضربه پس از قطع را محاسبه کرد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، بیشترین میزان ضربه پس از قطع (تقریباً ۸۵٪) مربوط به مراحل ۱ و ۲ است. با استفاده از شیرهایی که زمان تأخیر عکس‌العمل و زمان عملکرد کوتاه‌تری دارند، می‌توان میزان ضربه کلی پس از قطع را کاهش داد. همچنین با استفاده از سیستم شستشو می‌توان میزان ضربه پس از قطع در مرحله ۴ را نیز به حداقل مقدار ممکن رساند. نتایج تجربی از آزمایش واقعی موتور پیشران مایع و داده‌برداری در حین عملکرد و زمان ارسال فرمان خاموشی به‌دست آمده است. این داده‌ها مربوط به موتور پیشران مایع با سطح نیروی رانش متوسط است، شرح بیشتر در مرجع [۱۶] آمده است. به دلیل نداشتن یک مدل مناسب برای محاسبه ضربه پس از قطع و شبیه‌سازی فرآیند خاموشی، در این پژوهش با استفاده از مدل‌های ساده ریاضی و نه دقیق به پیاده‌سازی

نتیجه گیری

در این تحقیق یک مدل برای تعیین افت فشار در محفظه موتور پیشران مایع در حین خاموشی ارائه شد. با توجه به نتایج حاصل از شبیه سازی می توان گفت، مدلی که بر مبنای رفتار فیزیکی پدیده ها ایجاد شده است تطابق خوبی با نتایج آزمایش دارد. نتایج مدل سازی نشان می دهد که این مدل می تواند پیش بینی قابل قبولی (کمتر از ۱۰٪ اختلاف) از رفتار گذرای موتور در طول مدت خاموشی ارائه نماید. نتایج نشان می دهد که با کاهش زمان تأخیر عملکرد (τ_1) و زمان عملکرد شیر (τ_2) با استفاده از یک شیر انفجاری می توان ضربه پس از قطع (سطح زیر نمودار فشار محفظه احتراق) را تا حد قابل قبولی کاهش داد.

مراجع

- [1] Moshkin, Ye. K. and Prysnyakov, V. F., *Liquid Propellant Rocket Engines Dynamics*, Mashinostroeniye, Moscow, 1969, (In Russian).
- [2] Volodin, V. A., "Construction and Design of Rocket Engines," *Foreign Technology Division Wright-Patterson Air Force Base*, Ohio, 1972.
- [3] Glikman, B. F., *Automatic Control in Liquid Propellant Rocket Engines*, Mashinostroeniye, Moscow, 1974, (In Russian).
- [4] Glikman, B. F., *Unsteady Process in Hydraulic-Pneumatic Systems*, Mashinostroeniye, Moscow, 1979, (In Russian).
- [5] Prysnyakov, V. F., *Dynamics of Liquid Rocket Engines and Propulsion Systems*, Mashinostroeniye, Moscow, 1983, (In Russian).
- [6] Moshkin, Ye. K. and Prysnyakov, V. F., *Liquid Propellant Rocket Engines Systems*, Mashinostroeniye, Moscow, 1983, (In Russian).
- [7] Moshkin, Ye. K., Prysnyakov, V. F. and Belik, N. P., *Dynamics of Liquid Rocket Engines*, Mashinostroeniye, Moscow, 1983, (In Russian).
- [8] Babkin, A. I., Belov, S. V., Rotovcki, N. B. and Soloviev, E. V., *Principles of Automatic Control in Liquid Propellant Rocket Engines*, Mashinostroeniye, Moscow, 1986, (In Russian).
- [9] Glikman, B. F., *Automatic Control in Liquid Propellant Rocket Engines Dynamic Systems*, Mashinostroeniye, Moscow, 1987, (In Russian).
- [10] Kazlov, A. A., Novikov, B. N. and Soloviev, E. V., *Propulsion and Control Systems of Liquid Propellant Rocket Engine*, Mashinostroeniye, Moscow, 1998, (In Russian).
- [11] Prysnyakov, V. F. and Serebryansky, V. N., "Non-Stationary Heat Behavior of Liquid Propellant Rocket Engines," *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 8, No. 8, 1981, pp. 855-866.

مقدار مرحله سوم در مدت زمان افت شدید فشار در محفظه احتراق به فشار محفظه احتراق در لحظه بسته شدن شیرهای قطع بستگی دارد. بنابراین هرچه فشار محفظه کمتر باشد، به همان اندازه زمان و مقدار این مرحله کمتر است.

اندازه و مقدار مرحله چهارم شکل گیری ضربه پس از قطع که از طریق بخارشدن مؤلفه ها تعیین شده است، به جرم پیشران در فضاهای پس از شیرهای قطع و نیز نسبت مؤلفه ها در این دوره بستگی دارد. به همین دلیل مرحله چهارم ضربه پس از قطع موتور را با کاهش ورود مقدار مؤلفه های پیشران به محفظه احتراق و در صورت امکان تخلیه آنها از مجاری خنک کاری را و کاهش میزان بخار شدن مؤلفه خنک کاری می توان کاهش داد.

مرحله چهارم بیشترین سهم را در تغییر ناگهانی ضربه بعد از قطع موتور ایفا می کند. این مؤلفه بر اثر احتراق کامل مؤلفه ها ایجاد می شود. به همین دلیل باید راه های کاهش مقدار ضربه بعد از قطع موتور و همچنین تغییر ناگهانی آن در انتخاب پارامترهای طراحی محفظه ها لحاظ شود. یکی از این پارامترها در نظر گرفتن کاهش میزان و زمان بخارشدن همزمان اکسیدکننده و سوخت است. همچنین کاهش ورود جرم مؤلفه های ورودی به محفظه در دوره بعد از ارسال فرمان قطع از طریق کاهش حجم کاروگیت ها تا سرحد امکان باید در نظر گرفته شود.

نصب شیرهای قطع در نزدیک ترین فاصله از صفحه انژکتور و همچنین کاهش حجم فضاهای قبل از انژکتورهای پیشران یک روش مسلم و قطعی برای کاهش مقدار مؤلفه های پیشران در حجم و فضاهای بعد از دریچه هاست. در محفظه های دارای مؤلفه خنک کاری، دریچه قطع را در قسمت خروجی از مسیر خنک کاری و قبل از ورود به صفحه انژکتور می توان قرار داد.

همچنین به منظور کاهش تغییر ناگهانی آن، غالباً تخلیه اجباری باقیمانده های مؤلفه ها از حجم فضاهای پس از شیرهای قطع پیش بینی می شود. تخلیه اجباری این امکان را می دهد تا دوره احتراق کامل نامنظم اکسیدکننده و سوخت در محفظه به طور کلی حذف شود یا به میزان چشمگیری کاهش یابد.

حرکت مایع (سیال) و گاز سرد در مسیر خنک کاری محفظه بعد از بسته شدن شیرهای پیشران مانع بخارشدن پیشران می شود و همچنین موجب حذف بارهای حرارتی بیش از حد می شود. این بارها بر اثر قطع شدن حرکت مایع (سیال) در مسیر خنک کاری محفظه ایجاد می شوند. بدین ترتیب دماش گاز شستشو به داخل مجاری پیشران با فشار بالا و در نتیجه تخلیه پیشران از فضاهای پس از شیر قطع نه تنها کاهش و ثبات ضربه بعد از قطع موتور را، بلکه قطع بدون خطر سیستم رانش را نیز فراهم می نماید.

- [18] Karimi, H., Mohammadi, R., and Taheri., "Dynamic Simulation and Parametric Study of a Liquid Propellant Engine," *3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies(RAST)*, Istanbul, Turkey, 2007, pp. 219-224.
- [19] Yamanishi, N. and et.al. "Transient Analysis of the LE-7A Rocket Engine Using the Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida*, 2004.
- [20] Di Matteo, F., "Modeling and Simulation of Liquid Rocket Engine Ignition Transients," Ph.D Dissertation, Faculty of Engineering, Sapienza University., Roma, Italy, 2011.
- [21] Manfletti, C., "Transient Simulation of Liquid Rocket Engine: A Step Towards A More Educated propellant Choice between Kerosene and Methane," *Proceedings of the 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion (ESA SP-557)*, Chia Laguna (Cagliari), Sardinia, Italy, 2004.
- [22] Zucrow, M. J. and Hoffman, J. P., *Gas Dynamics*, John Wiley & Sons, Vol. 1, New York, 1976.
- [12] Moshkin, Ye. K., *Dynamic Processes in Liquid Propellant Rocket Engines*, Mashinostroeniye, Moscow, 1964, (In Russian).
- [13] Moshkin, Ye. K., *Non- Steady Operating Regimes of Liquid Propellant Rocket Engines*, Mashinostroyeniye, Moscow, 1970, (In Russian).
- [14] Smith, G. W. and Sforzini, R. H., "Pulse Performance Analysis for Small Hypergolic Propellant Rocket Engines," *Marshall Space Flight Center*, 1972.
- [15] Hongyan, C., "Measuring Methods of Cutoff Impulse for Liquid Propellant Rocket Engine," *Journal of Astronautic Metrology and Measurement Technology*, Vol. 6, 1989.
- [16] Karimi, H., Nasirharand, A., and Beheshti, M., "Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid Propellant Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 938-944.
- [17] Karimi, H., and Mohammadi, R., "Modeling and Simulation of a Two Combustion Chambers Liquid Propellant Engine." *Journal of Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol.79, 2007, pp. 390– 397.