

تحلیل دینامیکی احتراق همزمان پیشرانه جامد و مایع در سامانه پیشران ترکیبی

رضا زمانی^۱، علی اکبر جمالی^{۲*}

۱- کارشناس ارشد، مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، reza.zamani777@gmail.com

۲- استادیار، مهندسی شیمی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ajamali@ihu.ac.ir

* نویسنده مخاطب

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۲۰، دریافت آخرین اصلاحات: ۱۴۰۰/۱۰/۱۶، پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۲۴)

چکیده: طراحی راکت‌هایی با وزن کم موتور و قدرت بالا، زمینه‌ساز ابداع طرح‌های جدیدی از موتورهای راکت توسط پژوهشگران شد. طرح پیشران ترکیبی، ناظر بر احتراق همزمان سوخت و اکسیدکننده پیشرانه جامد و مایع در محفظه احتراق است. مدل‌سازی احتراق همزمان پیشرانه جامد و مایع در محفظه انجام شد و با اعمال فرضیات ساده‌کننده به کمک کدهای رایانه‌ای مناسب در نرم‌افزار متلب، رفتار دینامیکی سامانه تحلیل شد. در پی مدل‌سازی و در روند شبیه‌سازی عددی، ضمن اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی کار حاضر با فعالیت عددی و تجربی، ترکیب‌درصدهای مختلف پیشرانه‌های جامد و مایع برای جرم‌های ۲۵۰، ۵۰۰، ۷۵۰ و ۱۰۰۰ کیلوگرم از سامانه‌ها در نظر گرفته شد. مشاهده شد که با افزایش درصد پیشرانه جامد تا ۶۰ درصد، نیروی پیشران بیشینه به حداکثر می‌رسد و در مقابل، زمان روشن ماندن موتور کاهش می‌یابد. با افزایش درصد پیشرانه جامد، ضربه کل افزایش و ضربه ویژه کاهش می‌یابد. در مقایسه‌های دیگر، برای پیشران ترکیبی با ۱۵۰ کیلوگرم پیشرانه جامد و ۱۰۰ کیلوگرم پیشرانه مایع، دبی تزریق پیشرانه مایع در سه مقدار ۴، ۸ و ۱۶ لیتر بر ثانیه تنظیم شد. نتایج نشان دادند که با افزایش دبی، نیروی پیشران بیشینه افزایش و ضربه کل کاهش یافته است. ضربه ویژه با تغییرات دبی، تغییر محسوسی نداشته است.

کلیدواژگان: راکت، پیشران ترکیبی، احتراق همزمان، نیروی پیشران، ضربه ویژه

مقدمه

راکت‌ها از انواع سامانه‌های هوافضایی هستند که معمولاً برای پرتاب محموله‌های فضایی یا نظامی و حتی به‌عنوان موتور اصلی برخی هواپیماهای جنگنده در طول تاریخ صنعت هوانوردی و فضانوردی مورد استفاده قرار گرفته‌اند. یکی از مهم‌ترین تأثیرگذارترین اجزاء راکت‌ها، سامانه پیشران آن‌هاست؛ چرا که هر چه این سامانه قوی‌تر، سبک‌تر، کوچک‌تر و ارزان‌تر باشد، راکت ساخته شده، توانمندتر است و قدرت حمل سلاح، محموله فضایی یا فضاپیما و هواپیمای بزرگ‌تر و سنگین‌تری را دارد. چینی‌ها در قرن سیزدهم ماده‌ای به نام پودر سیاه را به‌عنوان پیشران استفاده نمودند که شامل زغال چوب، گوگرد و پتاسیم نیترات بود. پس از آن با ساخت نیتروسولوز، نیتروگلیسیرین، کوردیت و دینامیت، پیشران‌های جامد راکتی ساخته شدند. سپس آمونیوم پرکلرات به‌عنوان اکسیدکننده جامد مورد استفاده قرار گرفت. افزودن پودر آلومینیوم تا ۱۵ درصد باعث بهبود عملکرد راکت‌ها شد. توسعه پلی بوتادین منجر به تولید سوخت بوتادین یافته با هیدروکسیل^۱ و پلی بوتادین اختتام یافته با هیدروکسیل^۲ شد [۱]. در موتور جامد، محفظه احتراق راکت به‌وسیله پیشران جامد کاملاً پر می‌شود که بسته به نوع هسته^۳ ممکن است یک استوانه توخالی یا حجم‌های هندسی دیگر درون آن وجود داشته باشد که هر کدام از شکل‌های مختلف، خواص

1. Hydroxyl-terminated butadiene- (HTBD)
2. Hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB)
3. Grain

متفاوتی را برای احتراق هسته به وجود می‌آورند. شروع احتراق به وسیله یک شوک الکتریکی، مکانیکی یا ... با عاملیت محترق کننده، انجام می‌شود [۲]. زراعتکار مقدم و همکاران، در سال ۱۳۹۵، نقش نانو ذرات آلومینیوم را در رفتار سوختن پیشراندهای جامد مرکب بررسی کردند و دریافتند که مصرف نانو ذرات آلومینیوم سبب کاهش نمای فشار در قانون آهنگ سوختن می‌شود و کاهش اندازه ذرات آلومینیوم از میکرو به نانو، موجب افزایش تقریباً ۱۰۰٪ در آهنگ سوختن پیشراندهای جامد مرکب می‌شود [۳]. وزیری و همکاران، در سال ۱۳۹۷، تأثیر اندازه ذرات جامد بر خواص مکانیکی و سرعت سوزش پیشرانده جامد مرکب را بدون کاهش تکانه ویژه بهبود می‌بخشد و از نظر خواص مکانیکی، میزان سختی و کرنش مناسب‌تری خواهد داشت. استفاده از ذرات ریز و درشت آمونیوم پرکلرات در کنار هم، خواص مکانیکی پیشرانده جامد مرکب را بهبود می‌دهد. همچنین با افزایش درصد ذرات ریزتر اکسیدکننده آمونیوم پرکلرات در ترکیب، سرعت سوزش پیشرانده جامد مرکب افزایش می‌یابد [۴]. یکی از پارامترهای موثر بر دقت عملکرد موتورهای پیشرانده جامد مرکب، حساسیت دمایی سرعت سوزش است. فتیحی و همکاران، در سال ۱۳۹۲، تأثیر اکسید آهن بر حساسیت دمایی سرعت سوزش پیشراندهای جامد مرکب را بررسی نمودند و نتیجه گرفتند که با افزودن اکسید آهن سرعت سوزش افزایش می‌یابد. تحلیل حرارتی دیفرانسیلی نشان داد که دمای تجزیه آمونیوم پرکلرات با افزودن اکسید آهن کاهش می‌یابد. همچنین، با توجه به نتایج آزمون دمای خوداشتعالی، مشخص شد که دمای خوداشتعالی با افزودن اکسید آهن کاهش می‌یابد [۵]. یکی از مهم‌ترین معایب پیشرانده جامد، عدم کنترل جریان گاز در آن است. برای رفع این مشکل، دامبلین [۶]، تیپالدوس [۷]، روآدز [۸] و کربت [۹] فناوری اتوفاژ را توسعه دادند. شیوه کار این موتور، بر مبنای تبخیر پیشرانده جامد در یک مولد بخار مخروطی شکل و هدایت بخارات حاصل به محفظه احتراق است. تفاوت ساختار پیشرانده جامد در این طرح با طرح قبلی در نحوه توزیع سوخت و اکسیدکننده است. پیشرانده جامد در راکت‌های اتوفاژ، دارای سوخت و اکسیدکننده به شکل آمیزه^۲ نیست؛ بلکه سوخت در لایه بیرونی اکسیدکننده قرار گرفته است. در نتیجه در انتهای مولد گاز مخروطی شکل که فرایند تبخیر اتفاق می‌افتد، ابتدا سوخت جامد و سپس اکسیدکننده جامد که توسط گازهای حاصل از احتراق داغ می‌شوند؛ ذوب و سپس تبخیر می‌شوند. گازها پس از تبخیر از طریق منافذ موجود روی مولد گاز، به سمت محفظه احتراق هدایت شده و در آنجا می‌سوزند [۱۰].

تسیولکوفسکی^۳ تئوری استفاده از پیشرانده مایع را ارائه نمود. گودارد^۴ آزمایش‌های عملی پرتاب موشک را انجام داد و متقاعد شد که پیشرانده موشک به وسیله پیشرانده مایع می‌تواند بهتر از پیشرانده جامد باشد. پس از آن، موتورهای پیشرانده مایع با سوخت هیدروژن و موتورهای کرایونیک و پیشرانده‌های قابل ذخیره توسعه یافتند [۱۱]. یکی از مسائل مطرح در موضوع سامانه‌های پیشران مایع، خنک کاری محفظه احتراق است. مردانی و همکاران خنک کاری فیلمی محفظه احتراق یک رانشگر فضایی با سوخت مونومتیل هیدرازین و اکسیدکننده نیتروژن تتروکسید را به روش عددی بررسی نمودند و دریافتند که برای خنک کاری در کامل‌ترین حالت، با تزریق ۱۰٪ سوخت به عنوان خنک‌کن، شار گلوگاه در حدود ۲۵٪ و با تزریق ۲۰٪ سوخت، شار گلوگاه حدود ۴۸٪ قابل کاهش است [۱۲]. به عنوان مهم‌ترین مزایا و معایب موتورهای پیشرانده جامد و مایع می‌توان به موارد ذیل در جدول ۱ اشاره نمود:

جدول ۱- مزایا و معایب موتور پیشرانده جامد و مایع [۱۳]

Table 1- Advantages and disadvantages of solid and liquid propellants [13]

Propellant Type	Advantages	Disadvantages
Liquid	High Specific Impulse	Complicated Design
	Low Toxic Gases	High Volume
Solid	Simple Design	Explosive
	Low Volume	High Toxic Gases

1. Autophage
2. Composite
3. Tsiolkovsky
4. Goddard

معایب هر یک از انواع موتورهای پیشرانه جامد و مایع و جذابیت پرتاب کلاهکها و ماهواره‌های کوچک، ایجاب کرد که موتورهای جدیدی نظیر راکت‌های هیبریدی مورد توجه پژوهشگران و مؤسسات تحقیقاتی واقع شوند. این نوع موتورها، از پیشرانه‌هایی در فازهای مختلف استفاده می‌کنند که معمولاً دارای سوخت جامد و اکسیدکننده مایع است. از آنجایی که در پیشرانه‌های هیبریدی تنها یک جریان مایع وجود دارد، سیستم تزریق بسیار ساده‌تر از موتورهای پیشرانه مایع با دو جزء مایع است و از آنجایی که سوخت و اکسیدکننده از یکدیگر جدایند، از موتورهای پیشرانه جامد ایمن‌تر است [۱۴]. شکل ۱ اجزاء مختلف یک موتور پیشرانه هیبریدی را نشان می‌دهد. در این شکل مخزن اکسیدکننده مایع و مخزن سوخت جامد کاملاً جدا از هم قرار گرفته‌اند.

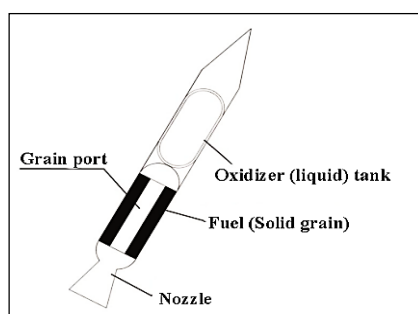


Figure 1- Hybride Propellant Structure [15]

شکل ۱- ساختار پیشرانه هیبریدی [۱۵]

یکی دیگر از طرح‌های جدید موتورهای راکت، احتراق همزمان پیشرانه جامد و مایع در یک محفظه احتراق است. این طرح اولین بار توسط کامینگ پیشنهاد شد [۱۶]. ساختارهای جدیدتری از این طرح توسط پژوهشگران دیگر بررسی شدند [۱۷]. در این موتورها، هسته پیشرانه جامد (آمیزه سوخت و اکسیدکننده جامد) درون یک محفظه احتراق قرار دارد که پیشرانه مایع (سوخت و اکسیدکننده مایع) نیز در همان جا تزریق می‌شود و احتراق همزمان این دو نوع پیشرانه در یک محفظه منجر به افزایش نیروی پیشران تولیدی موتور می‌شود. پاندیت و همکاران، در سال ۲۰۱۲، مدل‌سازی و شبیه‌سازی احتراق را در چنین موتوری به کمک برنامه محاسباتی آپن‌فوم بررسی و به کمک نمونه آزمایشگاهی ساخته شده، نتایج را اعتبارسنجی نمودند [۱۸]. این سامانه به دلیل استفاده همزمان از پیشرانه جامد و مایع، دارای مزایای هر دو پیشرانه است. جدول ۲، اجزاء سامانه‌های مختلف پیشران را به‌طور خلاصه نشان می‌دهد.

جدول ۲- اجزاء سامانه‌های پیشران

Table 2- Components of Propellant Systems

Propellant	Fuel		Oxidizer	
	Solid	Liquid	Solid	Liquid
Composite Solid Propellant	+	-	+	-
Liquid Propellant	-	+	-	+
Autophage Propellant	+	-	+	-
Hybrid Propellant	+	-	-	+
Combined Propellant	+	+	+	+

به‌عنوان جمع‌بندی می‌توان یادآور شد که انواع سامانه‌های پیشران شامل ساختارهای جامد (سوخت و اکسیدکننده جامد مرکب)، مایع (سوخت و اکسیدکننده مایع)، اتوفاژ (سوخت و اکسیدکننده جامد مجزا) و هیبریدی (معمولاً سوخت جامد و اکسیدکننده مایع) در مطالعات دیگر پژوهشگران به تفصیل مورد بررسی قرار گرفته‌اند. سامانه پیشران ترکیبی به‌عنوان ساختاری

جدید که شامل احتراق پیشرانه جامد ترکیبی و پیشرانه مایع تک جزئی در یک محفظه و به طور همزمان است، تنها در چند مرجع محدود مطالعه شده است [۱۶-۱۸]. پاندیت و همکاران، در سال ۲۰۱۲، مدل‌های حاکم بر چنین محفظه احتراقی را بدون در نظر گرفتن نوسان‌های موجود در دبی پیشرانه مایع بررسی و شبیه‌سازی انجام شده با نرم‌افزار این فوم را با نتایج حاصل از آزمایش خود در مقیاس کوچک اعتبارسنجی نمودند [۱۸]. ذکر این نکته لازم است که تنها فشار محفظه احتراق مورد بررسی قرار گرفت و مقادیر به دست آمده با مقادیر مربوط به فشار تولید شده از احتراق پیشرانه‌های جامد و مایع مستقل مقایسه نشدند. در پژوهش حاضر ابتدا ساختار و مدل‌های توصیف‌کننده احتراق همزمان پیشرانه‌های جامد و مایع در یک محفظه احتراق بررسی می‌شوند. بر مبنای این مدل‌ها کدهایی به منظور شبیه‌سازی فرایند احتراق در نرم افزار متلب نوشته شده‌اند که با کمک داده‌های آزمایشگاهی پاندیت و همکاران [۱۸] اعتبارسنجی می‌شوند. در نهایت شبیه‌سازی فرایند احتراق همزمان دو پیشرانه جامد و مایع تک جزئی در یک محفظه به منظور محاسبه نیروی پیشران، ضربه کل و ضربه ویژه که از مهم‌ترین متغیرهای بررسی عملکرد پیشرانه‌ها هستند، در مقیاس کوچک و بزرگ انجام و نتایج آن با مقادیر متغیرهای عملکردی حاصل از شبیه‌سازی احتراق پیشرانه‌های جامد و مایع مستقل به منظور تشخیص عملکرد سامانه ترکیبی مقایسه می‌شوند.

ساختار و مدل‌های حاکم بر محفظه نیروی پیشران سامانه پیشران ترکیبی

در شکل ۲، پیشران ترکیبی با مخزن‌های سوخت و اکسیدکننده مایع کاملاً جدا از یکدیگر و محفظه احتراق بارگذاری شده با پیشرانه جامد (آمیزه سوخت و اکسیدکننده جامد) نشان داده شده‌اند. در ابتدا پیشرانه جامد احتراق و تولید نیروی پیشران را آغاز می‌کند و در حین آن، پیشرانه مایع در محفظه داغ شده، تزریق می‌شود که انتظار می‌رود این هم‌زمانی و هم‌مکانی منجر به اثرات هم‌افزایی در افزایش نیروی پیشران شود.

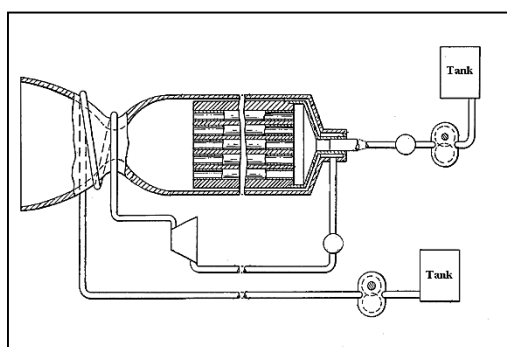


Figure 2- Combined Propellant Structure [17]

شکل ۲- ساختار پیشران ترکیبی [۱۷]

شکل ۳ شماتیک ساده‌ای از سامانه پیشران ترکیبی با پیشرانه مایع تک جزئی و پیشرانه جامد مرکب را نشان می‌دهد. در ادامه، قسمت‌های مختلف این سامانه مدل‌سازی می‌شوند.

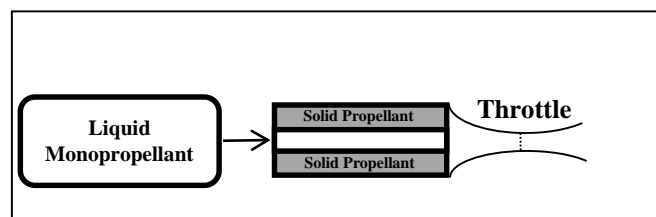


Figure 3- Combined Propellant Schematic with Liquid Monopropellant and Composite Solid Propellant

شکل ۳- شماتیک سامانه پیشران ترکیبی با پیشرانه مایع تک‌جزئی و پیشرانه جامد مرکب

مدل احتراقی پیشرانه در محفظه چنین سامانه‌ای، شامل هر دو دسته مدل‌های احتراق پیشرانه‌های جامد و مایع می‌شود. موازنه جرم کلی برای محفظه احتراق طبق رابطه (۱) در نظر گرفته می‌شود:

$$\frac{d(\rho_g(V_{ch} - V_{sp}))}{dt} = \dot{m}_{evap} + \dot{m}_{burn} - \dot{m}_{exit} \quad (1)$$

که در آن \dot{m}_{evap} نرخ جرمی بخار حاصل از تبخیر پیشرانه مایع و \dot{m}_{burn} نرخ جرمی گاز حاصل از تجزیه پیشرانه جامد است. \dot{m}_{exit} نیز نرخ جرمی گاز خروجی از محفظه است. ρ_g دانسیته گاز و V_{ch} و V_{sp} به ترتیب حجم محفظه احتراق و پیشرانه جامد اند. با نوشتن موازنه انرژی در محفظه احتراق، رابطه (۲) حاصل می‌شود:

$$\frac{d(\rho_g(V_{ch} - V_{sp})h_g)}{dt} = \dot{m}_{evap}(h_{liq,inlet} - \Delta H_{R,liq} - \lambda_{liq}) + \dot{m}_{burn}(-\Delta H_{R,sp}) - \dot{m}_{exit}h_g - \dot{Q}_{sp} - \dot{Q}_{ch} \quad (2)$$

که در آن h_g آنتالپی ویژه فاز گاز، $h_{liq,inlet}$ آنتالپی ویژه مایع ورودی، λ_{liq} گرمای نهان تبخیر به‌ازای واحد جرم پیشرانه مایع، $\Delta H_{R,liq}$ انرژی حاصل از تجزیه واحد جرم پیشرانه مایع تک‌جزئی، $\Delta H_{R,sp}$ انرژی حاصل از احتراق واحد جرم پیشرانه جامد مرکب، \dot{Q}_{ch} و \dot{Q}_{sp} به ترتیب گرمای منتقل شده به پیشرانه جامد و محفظه احتراق اند. برای ساده شدن مدل می‌توان فرض کرد که محفظه عایق‌بندی شده باشد و از تغییرات دمای پیشرانه جامد با زمان نیز صرف نظر شود. در نتیجه \dot{Q}_{ch} و \dot{Q}_{sp} برابر صفر می‌شوند. هم‌چنین با توجه به تعریف آنتالپی، می‌توان نوشت:

$$dh_g = Cp, dT_g \quad (3)$$

می‌توان گرمای ویژه گاز Cp ، دانسیته، آنتالپی‌ها، گرمای نهان تبخیر پیشرانه مایع λ_{liq} و گرمای حاصل از تجزیه پیشرانه‌ها را مقادیری ثابت فرض نمود. بنابراین، شکل ساده شده رابطه (۲) به‌صورت زیر است:

$$\rho_g(V_{ch} - V_{sp})Cp \frac{dT_g}{dt} = \dot{m}_{evap}(h_{liq,inlet} - \Delta H_{R,liq} - \lambda_{liq}) + \dot{m}_{burn}(-\Delta H_{R,sp}) - \dot{m}_{exit}h_g \quad (4)$$

برای یافتن فشار محفظه احتراق در زمان‌های مختلف، با فرض ایده‌آل بودن گازها و دیفرانسیل‌گیری از معادله حالت گاز ایده‌آل، معادله (۵) حاصل می‌شود:

$$(V_{ch} - V_{sp}) \frac{dP_g}{dt} = RT_g \frac{dn_g}{dt} + n_g R \frac{dT_g}{dt} - \frac{P_g \dot{m}_{burn}}{\rho_{sp}} \quad (5)$$

$$\frac{dn_g}{dt} = \dot{m}_{evap} \sum_m \frac{Y_{m,f}}{(mw)_m} + \dot{m}_{burn} \sum_m \frac{Y_{m,s}}{(mw)_m} - \dot{m}_{exit} \sum_m \frac{Y_{m,g}}{(mw)_m} \quad (6)$$

در این رابطه‌های، $(mw)_m$ جرم مولی مولکول m در مخلوط گازی است. $Y_{m,s}$ جزء جرمی m در گازهای حاصل از تجزیه پیشرانه جامد و $Y_{m,f}$ در گازهای حاصل از تجزیه پیشرانه مایع می‌باشند که با توجه به جنس و ترکیب درصد پیشرانه‌ها و به کمک نرم‌افزار پروپ^۱ [۱۹] به‌دست می‌آیند و مقادیری ثابت‌اند. نرم‌افزار پروپ، برنامه‌ای رایج در حوزه تخمین خواص احتراق پیشرانه‌های جامد و مایع به‌وسیله کدهای رایانه‌ای است که با دریافت جنس و ترکیب درصد پیشرانه‌ها، متغیرهای کاربردی از جمله فشار محفظه احتراق، دمای محفظه احتراق و ترکیب درصد گازهای خروجی نازل را محاسبه می‌کند.

بر مبنای کسر جرمی گاز خروجی $Y_{m,g}$ ، می‌توان مقدار تغییرات مولی کل فاز گاز با زمان را به‌دست آورد. $Y_{m,g}$ جزء جرمی مولکول m در فاز گاز حاصل از تجزیه پیشرانه‌هاست و برای یافتن آن در زمان‌های مختلف، لازم است موازنه جرم برای هر جزء نوشته شود:

$$\frac{d(\rho_g(V_{ch} - V_{sp})Y_{m,g})}{dt} = \dot{m}_{burn}Y_{m,s} + \dot{m}_{evap}Y_{m,f} - \dot{m}_{exit}Y_{m,g} \quad (7)$$

که شکل ساده شده آن در رابطه (۸) آمده است:

$$\rho_g(V_{ch} - V_{sp}) \frac{dY_{m,g}}{dt} = \dot{m}_{burn} Y_{m,s} + \dot{m}_{evap} Y_{m,f} - \dot{m}_{exit} Y_{m,g} \quad (8)$$

برای به دست آوردن \dot{m}_{burn} از رابطه‌های مربوط به احتراق پیشرانه جامد و برای محاسبه \dot{m}_{evap} از مدل‌های مربوط به انتقال حرارت، تبخیر و تجزیه پیشرانه مایع استفاده می‌شود. \dot{m}_{exit} نیز با توجه به رابطه‌های جریان سیال تراکم‌ناپذیر ایده‌آل در نازل محاسبه می‌شود. محاسبات، با فرض برابری فشار محفظه در لحظه اولیه با فشار جو ($P_g|_{t=0} = P_{atm}$) آغاز می‌شود. نرخ سوزش پیشرانه جامد بر حسب فشار محفظه طبق رابطه (۹) بیان می‌شود [۲۰]:

$$\dot{s} = a P_g^n \quad (9)$$

ثابت‌های a و n در معادله با توجه به جنس و ترکیب پیشرانه جامد تعیین می‌شوند. برای محاسبه \dot{m}_{burn} باید طبق رابطه (۱۰) عمل نمود:

$$\dot{m}_{burn} = A_b \rho_{sp} \dot{s} \quad (10)$$

که در آن ρ_{sp} دانسیته پیشرانه جامد است و A_b سطح سوزش است. در مطالعه پاندیت و همکاران [۱۸ و ۲۰] فرض بر این است که پیشرانه استوانه‌ای از سطح درونی و از سطوح مقطع دو انتهای استوانه پیشرانه جامد می‌سوزد. بنابراین، تجزیه پیشرانه جامد زمانی به انتها می‌رسد که یا پیشرانه در جهت طول به انتها برسد یا در جهت شعاعی تمام شود (هر کدام که زودتر اتفاق بیافتد). در شکل ۴، هسته پیشرانه جامد و جهت‌های سوزش نشان داده شده‌اند.

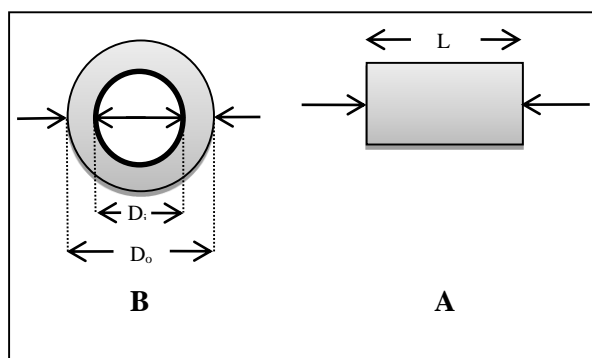


Figure 4- Solid Propellant Grain and directions of Burning
شکل ۴- هسته پیشرانه جامد و جهت‌های سوزش: (A) از کنار، (B) از روبرو

بنابراین، سطح سوزش از رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود:

$$A_b = \pi D_i L + \pi(D_o^2 - D_i^2)/2 \quad (11)$$

با جایگذاری رابطه (۱۱) در (۱۰)، رابطه (۱۲) به دست می‌آید:

$$\dot{m}_{burn} = [\pi D_i L + \pi(D_o^2 - D_i^2)/2] \rho_{sp} \dot{s} \quad (12)$$

بنابر شکل ۴، برای محاسبه تغییرات طول و شعاع درونی پیشرانه جامد، باید از رابطه‌های (۱۳) و (۱۴) استفاده شود:

$$\frac{dL}{dt} = -2\dot{s} \quad (13)$$

$$\frac{dD_i}{dt} = 2\dot{s} \quad (14)$$

حجم پیشرانه جامد در هر لحظه برابر است با:

$$V_{sp} = \pi(D_o^2 - D_i^2)L/4 \quad (15)$$

در فرایند احتراق پیشرانه مایع تک جزئی، ابتدا جت مایع به افشانه‌ای از مجموعه قطره‌ها که مستقل فرض می‌شوند، تبدیل می‌شود. سپس هر قطره به‌طور مستقل دستخوش یک دوره حرارتی شامل ابتدا جذب حرارت تا دمای حباب مرطوب و پس از آن تبخیر از سطح قطره می‌شود و فرض بر این است که تجزیه، تنها برای بخارهای حاصل اتفاق می‌افتد. همچنین فرض می‌شود که نرخ تبخیر قطره‌ها نسبت به نرخ تجزیه بخارها، بسیار کمتر و در نتیجه تبخیر کنترل‌کننده فرایند است. بنابراین، طبق قانون پایستگی جرم، می‌توان گفت که نرخ کلی تبخیر در فرایند احتراق، برابر نرخ تبخیر مجموعه قطره‌هاست. فرض می‌شود که قطره‌ها کروی اند و محفظه احتراق، یک محفظه به‌خوبی همزده شده است. بنابراین، توزیع دما و فشار در نقاط مختلف محفظه وجود ندارد و این پارامترها تنها تابع زمان‌اند. همچنین فرض می‌شود که قطره‌های تبخیر شده، به‌سمت جبهه شعله حرکت می‌کنند و در آنجا می‌سوزند [۱۸]. موازنه انرژی برای دو ناحیه سطح قطره تا جبهه شعله و بیرون جبهه شعله با فرض غالب بودن مکانیسم هدایت و برقراری حالت پایا با شرایط مرزی مقادیر ثابت، نوشته شدند. دما در سطح قطره T_s ، جبهه شعله T_f و در بینهایت T_∞ فرض شدند. شکل ۵ قطره مایع و ناحیه شعله اطراف آن را به‌طور شماتیک نشان می‌دهد.

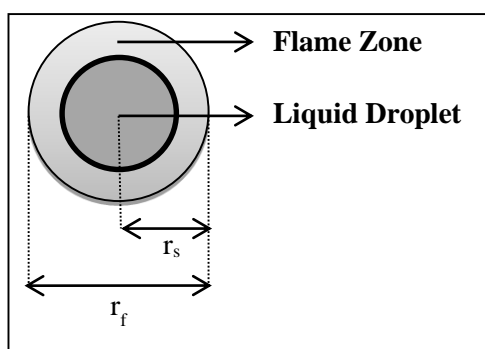


Figure 5- Liquid Propellant Single Droplet in Flame Zone

شکل ۵- قطره منفرد پیشرانه مایع در ناحیه شعله

موازنه‌های انرژی در ناحیه $r_s < r < r_f$ و $r > r_f$ در رابطه‌های (۱۶) و (۱۷) آمده است:

$$4\pi r_s^2 (\dot{q}_{\text{cond}})_{r_s} = \dot{m}_F \quad (16)$$

$$4\pi r_f^2 (\dot{q}_{\text{cond}})_{r_f}^{\text{inwards}} + 4\pi r_f^2 (\dot{q}_{\text{cond}})_{r_f}^{\text{outwards}} = \dot{m}_F (-\Delta H_c) \quad (17)$$

که با توجه به قانون فوریه:

$$(\dot{q}_{\text{cond}})_r = -k_g \left(\frac{dT}{dr} \right)_r \quad (18)$$

معادله‌های توزیع دما بر حسب فاصله شعاعی از مرکز قطره در این دو ناحیه طبق رابطه‌های (۱۹) و (۲۰) محاسبه می‌شوند [۱۸]:

$$T(r) = \frac{(T_f - T_\infty) \exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r}\right) + T_f \exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r_s}\right) - T_s \exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r_f}\right)}{\exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r_s}\right) - \exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r_f}\right)} \quad (19)$$

برای $r_s < r < r_f$

برای $r > r_f$

$$T(r) = \frac{(T_f - T_\infty) \exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r}\right) + T_\infty \exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r_f}\right) - T_f}{\exp\left(-\frac{Z_T \dot{m}_F}{r_f}\right) - 1} \quad (20)$$

که در آن‌ها \dot{m}_F نرخ تبخیر قطره پیشرانه مایع است و Z_T از رابطه (21) به دست می‌آید:

$$Z_T = \frac{Cp}{4\pi k_g} \quad (21)$$

برای یافتن مقدار نرخ تبخیر قطره، با جایگذاری رابطه‌های توزیع دما در معادله‌های موازنه انرژی، رابطه (22) به دست می‌آید:

$$\dot{m}_F = \frac{r_s}{Z_T} \ln(B_1 B_2) \quad (22)$$

که در آن

$$B_1 = \frac{\lambda + Cp(T_\infty - T_s) - (-\Delta H_c)}{\lambda + Cp(T_f - T_s) - (-\Delta H_c)} \quad (23)$$

$$B_2 = \frac{\lambda + Cp(T_f - T_s)}{\lambda} \quad (24)$$

در اینجا برای محاسبه مقدار B_1 و B_2 فرض می‌شود که مقادیر T_s و T_f داده شده‌اند. از مفاهیم ریاضی نتیجه می‌شود که $B_1 B_2 > 0$ پس $B_1, B_2 > 0$ یا چون $B_1, B_2 < 0$. به دلیل اینکه B_2 همیشه مثبت است بنابراین، B_1 نیز باید مثبت باشد. در نتیجه باید شرایطی که هر دو صورت و مخرج کسر B_1 ممکن است هم‌زمان منفی یا مثبت باشد به دست آورده شوند [18]. بنابراین:

$$T_f, T_\infty > \frac{((-\Delta H_c) - \lambda)}{Cp} + T_s \quad (25)$$

$$T_f, T_\infty < \frac{((-\Delta H_c) - \lambda)}{Cp} + T_s \quad (26)$$

از آنجایی که شرط اول نمی‌تواند برای تمام مقادیر T_∞ برقرار باشد، از شرط دوم به منظور تحلیل ریاضی بهره گرفته خواهد شد. در اینجا متغیر T_{crit} که حد بالای T_f و T_∞ است، تعریف می‌شود؛ بنابراین، بر اساس دومین شرط نتیجه می‌شود:

$$T_{crit} = \frac{((-\Delta H_c) - \lambda)}{Cp} + T_s \quad (27)$$

پاندیت و همکاران شبیه‌سازی را با در نظر گرفتن مقادیر مختلف قطر متوسط انجام دادند. مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها با داده‌های آزمایشگاهی نشان می‌دهد که فرض قطر متوسط ۱۲۰ میکرون مقادیر نزدیک به داده‌های آزمایشگاهی را تولید می‌کند [18]. به موجب پیشنهاد پاندیت و همکاران [18]، در پژوهش حاضر برای محاسبه در هر گام زمانی باید تعداد قطره‌های (با قطر متوسط ۱۲۰ میکرون) موجود در محفظه در همان گام زمانی را در متناظر ضرب کرد:

$$(\dot{m}_{evap})_i = N_i \times (\dot{m}_F)_i \quad (28)$$

که در آن N_i تعداد برای یافتن تعداد قطره‌های موجود در محفظه در گام زمانی i ام است و برابر است با:

$$N_i = I_i + R_{i-1} \quad (29)$$

در این رابطه، I_i تعداد قطره‌های ورودی در گام زمانی i ام و R_{i-1} تعداد قطره‌های باقی‌مانده از گام زمانی $i-1$ ام است.

$$I_i = \frac{\bar{Q}_i \Delta t}{\bar{V}_{drop}} \quad (30)$$

متغیر Q_i تحت کنترل کاربر یا طراح سامانه است که به وسیله شیر کنترلی تنظیم می‌شود و در اینجا به عنوان داده مسأله مطرح می‌شود. \bar{V}_{drop} نیز با در نظر گرفتن مقدار ۱۲۰ میکرون به عنوان قطر متوسط قطره‌ها به دست می‌آید.

$$R_{i-1} = N_{i-1} \times \left[1 - \frac{(\dot{m}_F)_{i-1} \Delta t}{\bar{V}_{\text{drop}} \times \rho_{\text{liq}}} \right] \quad (31)$$

با جایگذاری در معادله (۲۸) می‌توان نوشت:

$$(\dot{m}_{\text{evap}})_i = \left\{ \frac{\bar{Q}_i \Delta t}{\bar{V}_{\text{drop}}} + N_{i-1} \times \left[1 - \frac{(\dot{m}_F)_{i-1} \Delta t}{\bar{V}_{\text{drop}} \times \rho_{\text{liq}}} \right] \right\} \times (\dot{m}_F)_i \quad (32)$$

دبی جرمی گاز ایده‌آل تراکم‌ناپذیر خروجی از یک نازل طبق رابطه (۳۳) مدل می‌شود [۱۸]:

$$\dot{G}_{\text{exit}} = \sqrt{\frac{2P_g MW_g (P_g - P_{\text{ambient}})}{RT_g}} \quad (33)$$

برای به‌دست آوردن نرخ جرمی گاز خروجی باید \dot{G}_{exit} را در سطح مقطع روزنه ضرب کرد [۱۸]:

$$\dot{m}_{\text{exit}} = \Phi \dot{G}_{\text{exit}} A_{\text{orifice}} \quad (34)$$

در این رابطه Φ ضریب تصحیح است و به دلیل تفاوت در پارامترهای شکلی نازل ایجاد می‌شود. مقدار این ضریب با توجه به داده‌های آزمایشگاهی تعیین می‌شود و معمولاً بین ۸۰ تا ۹۰ درصد است [۱۸]. مقدار نیروی پیشران به کمک رابطه (۳۵) [۲۱] به‌دست می‌آید:

$$F = C_F P_c A_t \quad (35)$$

که در آن A_t سطح گلوگاه، فشار محفظه و C_F ضریب نیروی پیشران است و می‌توان آن را از رابطه (۳۶) مرجع [۲۱] محاسبه کرد:

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left[\frac{P_e}{P_c} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} + \frac{P_e - P_{\text{amb}}}{P_c} \varepsilon} \quad (36)$$

در این رابطه P_{amb} فشار محیط، γ نسبت گرماهای ویژه، P_e فشار خروجی و ε برابر نسبت سطح مقطع خروجی به سطح مقطع گلوگاه نازل است. از رابطه (۳۷) مرجع [۲۱] محاسبه می‌شود:

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (37)$$

در این رابطه A_e سطح خروجی نازل است. برای محاسبه ضربه کل و ضربه ویژه نیز از رابطه‌های (۳۸ و ۳۹) مرجع [۱۳] استفاده می‌شود:

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (38)$$

$$I_s = \frac{I_t}{g_0 \int m dt} \quad (39)$$

که در آنها F نیروی پیشران، g_0 شتاب گرانش و نرخ جرمی پیشران مصرفی است و در مورد سامانه پیشران ترکیبی، برابر مجموع نرخ‌های جرمی گاز حاصل از تجزیه پیشران مایع و جامد در لحظه t می‌شود.

ارزیابی مدل

محاسبه‌های عددی به‌کار رفته در شبیه‌سازی حاضر، با توجه به معادله‌های بیان شده مربوط به حل معادله‌های دیفرانسیلی معمولی مرتبه اول به روش اولر ضمنی و حل انتگرال عددی به روش ذوزنقه‌ای است [۲۲ و ۲۳]. پاندیت و همکاران [۱۸]، سه آزمایش برای بررسی تغییرات فشار محفظه احتراق با زمان در یک سامانه پیشران ترکیبی با پیشرانه‌ها و طراحی مشخص انجام دادند. ثابت‌های مورد استفاده در معادله‌ها، طبق جدول ۳ است:

جدول ۳- مقادیر تخصیص داده شده به پارامترها در ارزیابی [۱۸]

Table 3- Values considered for parameters in validation [18]

Parameter	Value
Density of Solid Propellant (kg/m^3)	1610
Density of Liquid Propellant (kg/m^3)	1231
Decomposition Enthalpy of Solid Propellant (kJ/kg)	-2000
Decomposition Enthalpy of Liquid Propellant (kJ/kg)	-3000
Latent Heat of Liquid Propellant (kJ/kg)	310
Burning law coefficient, a	1.3E-6
Burning law exponent, n	0.55
External diameter of Solid Propellant, D_o (mm)	67
Internal diameter of Solid Propellant, D_i (mm)	35
Length of Solid Propellant, L (mm)	85
Specific heat of combustion products (kJ/kgK)	2000

شکل‌های ۶، ۸ و ۱۰، دبی تزریق پیشرانه مایع در هر لحظه را برای کار حاضر و آزمایش پاندیت و همکاران [۱۸] نشان می‌دهند. مقدار دبی در آزمایش تجربی، با نوسان‌هایی همراه بود که در شبیه‌سازی پاندیت و همکاران [۱۸] بدون نوسان در نظر گرفته شد؛ بنابراین، در قسمت اول ارزیابی کار حاضر نیز، دبی بدون نوسان و در قسمت دوم با نوسان در نظر گرفته شد. کنترل مقدار دبی پیشرانه مایع در آزمایشگاه به‌دست اپراتور بوده است و مقادیر تقریب زده شده با توجه به نمودارهای دبی بر حسب زمان (شکل‌های ۶، ۸ و ۱۰) به‌عنوان داده ورودی شبیه‌سازی در نظر گرفته می‌شوند. اختلاف بین مقادیر تجربی و کار حاضر، به‌دلیل تقریبی بودن مقادیر در نظر گرفته شده است که همین اختلاف در نتایج شبیه‌سازی نیز مورد انتظار است.

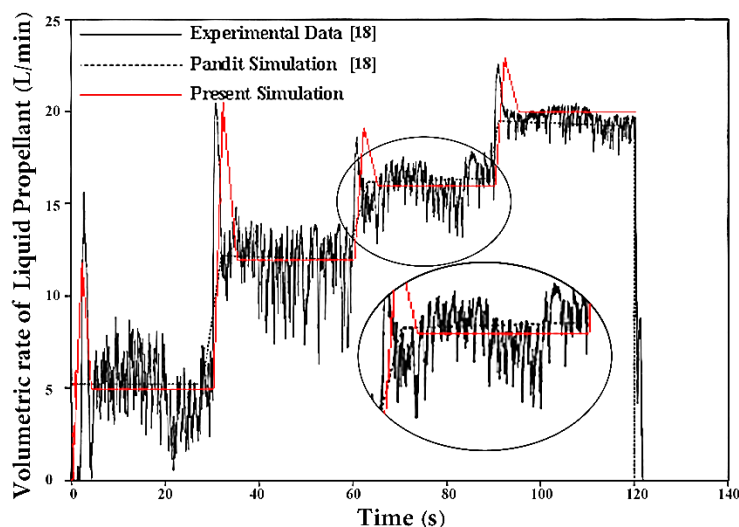


Figure 6- Comparison of volumetric rate of Liquid Propellant in first experiment

شکل ۶- مقایسه نمودارهای دبی پیشرانه مایع برای آزمایش اول

خطوط پررنگ دارای نوسان و نقطه چین‌های بدون نوسان به ترتیب داده‌های حاصل از آزمایش و مقادیر تقریب زده شده توسط پاندیت و همکاران [۱۸] در شبیه‌سازی را نشان می‌دهند و خطوط پر رنگ (قرمز) بدون نوسان مقادیر تقریب زده شده برای شبیه‌سازی حاضر را نشان می‌دهند. اپراتور در این آزمایش، در چهار مرحله مقدار دبی را افزایش داده است که ابتدا با یک تغییر ناگهانی همراه بوده و سپس در هر مرحله حدود ۳۰ ثانیه در محدوده مشخصی نوسان داشته است. پاندیت و همکاران [۱۸] در شبیه‌سازی خود از در نظر گرفتن نوسان‌ها صرف‌نظر نمودند. در کار حاضر نیز ابتدا به همین ترتیب عمل شد و سپس به وسیله توابع موجود در نرم افزار متلب، نوسان‌های تصادفی نیز در نظر گرفته شد. شکل‌های ۷، ۹ و ۱۱ نتایج حاصل از اجرای کد محاسباتی با گام زمانی ۰/۱ ثانیه در کار حاضر را با داده‌های آزمایشگاهی و شبیه‌سازی پاندیت و همکاران [۱۸] مقایسه می‌کنند.

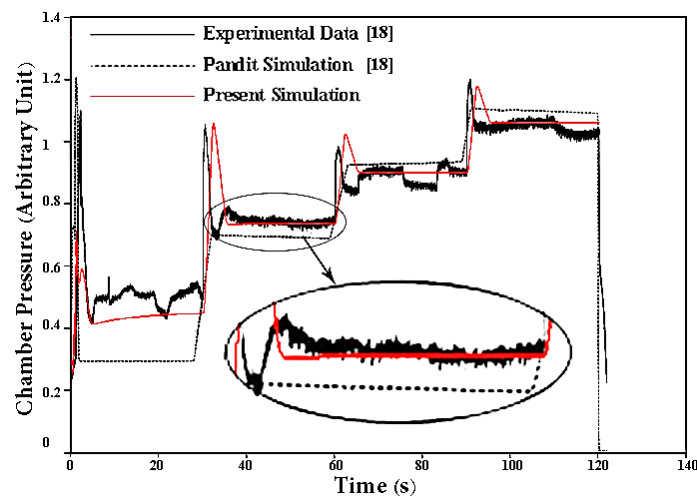


Figure 7- Comparison of Chamber Pressure changes in first experiment
 شکل ۷- مقایسه نمودارهای تغییرات فشار محفظه برای آزمایش اول

فشار به دست آمده از شبیه‌سازی احتراق پیشران ترکیبی با دبی پیشران مایع متغیر طبق شکل ۶، در شکل ۷ نشان داده شده است و واضح است که از صحت و دقت خوبی حتی بهتر از شبیه‌سازی پاندیت و همکاران [۱۸] برخوردار است. نکته مهم دیگر در مورد آزمایش اول این است که در ابتدای احتراق، به دلیل همزمانی احتراق پیشران جامد و مایع، افزایش ناگهانی در فشار دیده می‌شود که در حدود ۵ ثانیه اول به شکل دو قله متوالی نشان داده شده است و شبیه‌سازی نیز به خوبی این افزایش ناگهانی و دو قله پشت سر هم را نشان می‌دهد. شکل‌های ۸ و ۹ نیز به ترتیب دبی پیشران مایع و نمودارهای تغییرات فشار محفظه را برای آزمایش دوم نشان می‌دهند.

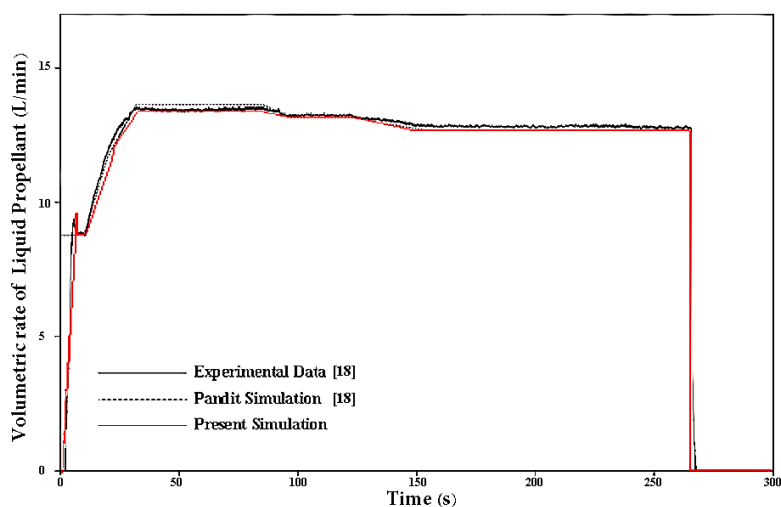


Figure 8- Comparison of Volumetric rate of Liquid Propellant in second experiment
 شکل ۸- مقایسه نمودارهای دبی پیشرانه مایع برای آزمایش دوم

در آزمایش دوم، دبی تا حدود ۱۴ لیتر بر دقیقه افزایش یافته و به مدت ۲۰۰ ثانیه با کمترین نوسان در این محدوده باقی مانده است.

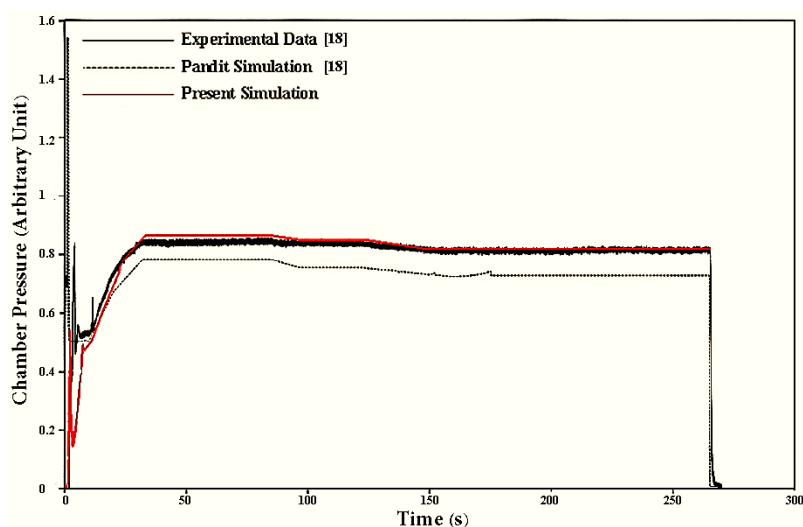


Figure 9- Comparison of Chamber Pressure changes in second experiment
 شکل ۹- مقایسه نمودارهای تغییرات فشار محفظه برای آزمایش دوم

در شکل ۹، شبیه شکل ۷ در ابتدای فرایند احتراق به دلیل همزمانی احتراق پیشرانه جامد و مایع، افزایش و کاهش ناگهانی در فشار وجود دارد که شبیه سازی به خوبی این تغییرات را نشان داده است. شکل های ۱۰ و ۱۱ نیز نمودارهای دبی پیشرانه مایع و تغییرات فشار محفظه با زمان را برای آزمایش سوم نشان می دهند.

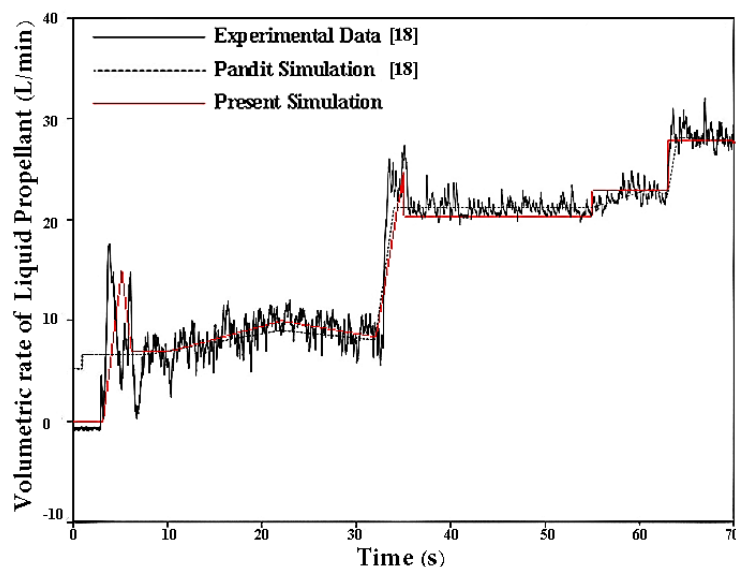


Figure 10- Comparison of Volumetric rate of Liquid Propellant in third experiment

شکل ۱۰- مقایسه نمودارهای دبی پیشرانه مایع برای آزمایش سوم

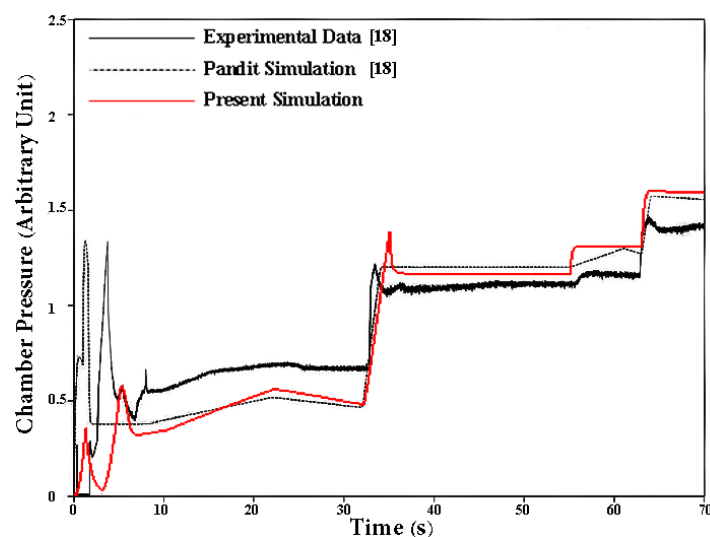


Figure 11- Comparison of Chamber Pressure changes in third experiment

شکل ۱۱- مقایسه نمودارهای تغییرات فشار محفظه برای آزمایش سوم

در شکل ۱۱، دو قله متوالی نشان از وجود احتراق هر دو پیشرانه در ابتدای فرایند احتراق است که به خوبی توسط کد محاسباتی پیش‌بینی شده است.

از جمله مهم‌ترین عوامل ایجاد خطا در این شبیه‌سازی عبارت‌اند از: فرض توزیع یکنواخت خواص درون محفظه، ایده‌آل بودن گاز درون محفظه، ثابت فرض کردن قطر قطره‌های پیشرانه مایع، عایق بودن محفظه، ثابت ماندن دمای پیشرانه جامد، دانسیته ثابت گازهای حاصل از احتراق و ثابت فرض کردن آنتالپی‌های تجزیه پیشرانه‌های جامد و مایع در دماهای مختلف. عدم ملاحظه نوسان در دبی پیشرانه مایع نیز یکی از مهم‌ترین عوامل خطای شبیه‌سازی است؛ بنابراین، شکل‌های ۱۲ و ۱۳ به‌منظور افزایش دقت شبیه‌سازی و اطمینان از کارایی مطلوب کد و مدل‌سازی، نتایج شبیه‌سازی را برای آزمایش اول با در نظر گرفتن نوسان‌ها در دبی پیشرانه مایع نشان می‌دهند. اغلب پدیده‌های طبیعی دارای توزیع آماری مشخص‌اند و امکان تولید این دسته از

پروفایل‌ها در محیط متلب وجود دارد. دامنه‌ی تغییرات مزبور متکی بر داده‌های تجربی و اعمال آن در نتایج شبیه‌سازی، مستلزم دسترسی به توزیع آماری تغییرات پارامتر مورد مطالعه محدود به زمانی مرتبط است. از آنجا که تاریخچه زمانی تغییر پارامترهای عملیاتی اغلب پدیده تصادفی است؛ از این رو در کسرهای زمانی، از نقطه نظر آماری، تولید اعداد تصادفی که منطبق بر طبیعت آماری اتفاق تجربی صورت گرفته باشد، بسیار مفید است. با فرض توزیع نرمال (گوسی) برای پدیده با احتساب دامنه تغییرات پارامتر میانگین مقادیر کمیت مورد نظر (μ) و همچنین مقدار انحراف از معیار (σ)، زمینه را برای تولید اعداد تصادفی (در اینجا محاسبه دامنه نوسان‌های دبی پیش‌ران مایع نسبت به مقدار میانگین، اعم از احتساب مقادیر رشد یا تنزل دبی در هر لحظه) در بازه زمانی اجرای شبیه‌سازی فراهم می‌کند. با توجه به دامنه نوسان موجود در شکل‌های ۶، ۸ و ۱۰ از آنجا که در هر لحظه مقدار دبی و در هر بازه زمانی، دامنه نوسان آن برای هر کدام از سه آزمایش پاندیت و همکاران [۱۸] موجود است، برای تعیین مقدار دبی نوسانی از تابع تولید عدد تصادفی $randn(m,n)$ برای محاسبه‌های شبیه‌سازی بر پایه نرم افزار متلب استفاده شده است. به‌عنوان نمونه، شکل ۱۲ نمودار تغییرات دبی پیش‌ران مایع با زمان را با در نظر گرفتن نوسان تصادفی در دامنه مشخص برای هر بازه زمانی در آزمایش اول پاندیت و همکاران [۱۸] نشان می‌دهد.

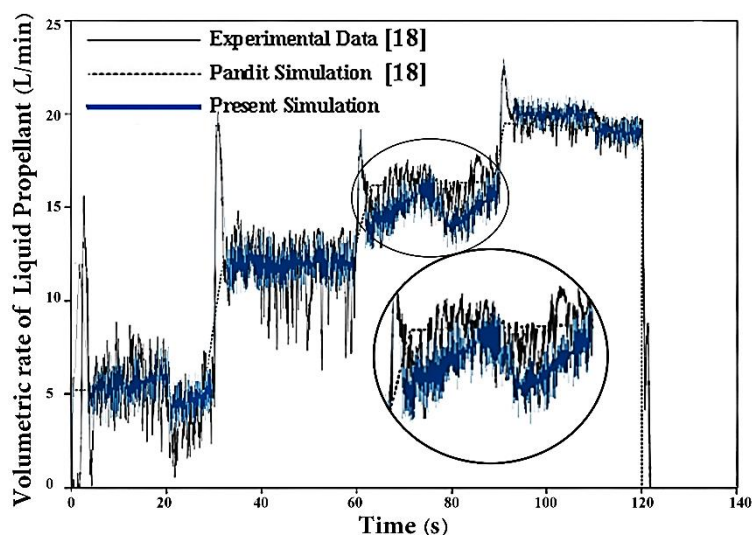


Figure 12- Comparison of Volumetric rate of Liquid Propellant in first experiment with noises

شکل ۱۲- مقایسه نمودارهای دبی نوسانی پیش‌ران مایع برای آزمایش اول

با توجه به مقدار متوسط و دامنه نوسان دبی در هر بازه زمانی انجام آزمایش، به کمک تابع $randn(m,n)$ اعداد تصادفی و در نتیجه نوسان در مقدار متوسط دبی تولید شد که نتیجه اجرای کد متلب، در شکل ۱۲ نشان داده شده است. این مقادیر برای شبیه‌سازی احتراق به‌عنوان مقدار دبی تزریق شده در هر لحظه در نظر گرفته شد و نتایج شبیه‌سازی، تغییرات نوسانی فشار محفظه با زمان را سبب شد که در شکل ۱۳ نشان داده شده است.

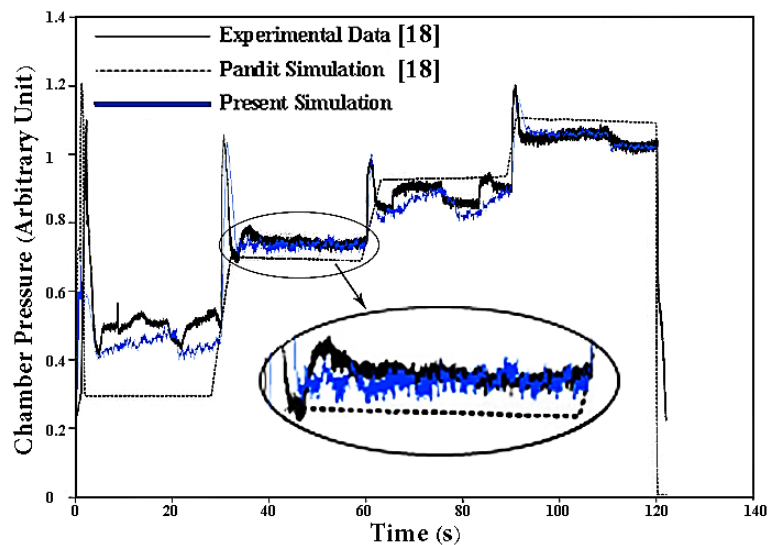


Figure 13- Comparison of Chamber Pressure changes in first experiment with noises
 شکل ۱۳- مقایسه نمودارهای تغییرات نوسانی فشار محفظه برای آزمایش اول

شکل ۱۳، فشار به دست آمده برای آزمایش اول در شرایط نوسان داشتن دبی پیشرانه مایع را نشان می‌دهد. به خوبی مشخص است که نوسان در دبی منجر به ایجاد نوسان در فشار محفظه شده است. همچنین به خوبی مشخص است که افزودن نوسان به دبی ورودی پیشرانه مایع، منجر به خارج شدن مقدار فشار از محدوده داده‌های آزمایشگاهی نشده است و در نتیجه مدل‌ها، الگوریتم و کد محاسباتی نوشته شده، در شرایط اعمال نوسان نیز نتایج دقیقی ارائه می‌دهند.

نتایج و بحث

طراحی سامانه‌های پیشران ترکیبی در مقیاس بزرگ به منظور مقایسه نیروی پیشران، ضربه ویژه و ضربه کل آن‌ها با موتورهای پیشرانه مایع و جامد تنها انجام می‌شود. ابتدا ترکیبات مختلف وزنی پیشرانه مایع و جامد با وزن کل برابر با یکدیگر مقایسه می‌شوند. دبی تزریق پیشرانه مایع مقداری ثابت برای تمام پیشرانه‌هاست و تزریق پیشرانه مایع از لحظه ابتدای شروع احتراق پیشرانه جامد انجام می‌گیرد. فرض می‌شود که قطر خارجی پیشرانه جامد برابر قطر محفظه احتراق است و در نتیجه سوزش پیشرانه جامد در راستای شعاعی تنها در جهت داخلی انجام می‌گیرد. همچنین فرض می‌شود که طول پیشرانه جامد ثابت است و سوزش تنها در راستای شعاعی اتفاق می‌افتد. در قسمت بعد پیشران‌های ترکیبی با دبی تزریق مایع متفاوت با یکدیگر قیاس می‌شوند. پیشرانه مایع تک جزئی، هیدرازین و پیشرانه جامد مرکب، AP/Al/HTPB با ترکیب درصد ۶۸/۱۸/۱۴ است. شبیه‌سازی احتراق و نیروی پیشران برای انواع ترکیب‌های مختلف پیشرانه مایع و جامد به کمک مدل‌ها و کد محاسباتی اعتبارسنجی شده انجام گرفته‌اند.

مقایسه اول: اثر تغییر ترکیب پیشرانه‌ها با دبی یکسان تزریق پیشرانه مایع

ابتدا پیشرانه جامد شروع به تجزیه می‌کند و پیشرانه مایع به طور همزمان تزریق می‌شود. در شبیه‌سازی‌های پیش رو فرض می‌شود که نرخ جریان تزریق پیشرانه مایع از لحظه شروع تا ثانیه پنجم به شکل خطی تا ۰/۰۰۸ مترمکعب بر ثانیه افزایش یابد و پس از آن تا لحظه‌ای مشخص که در آخرین ستون جدول ۴ آورده شده است، ثابت بماند تا جرم مورد نظر از پیشرانه مایع تزریق شود و پس از آن تزریق قطع می‌شود. جدول ۴ طراحی ابعاد پیشرانه‌های جامد و مایع در سامانه‌های پیشران ترکیبی

مورد بررسی را نشان می‌دهد. تزریق پیشرانه مایع تا لحظه‌ای ادامه می‌یابد که جرم تزریق شده برابر مقدار در نظر گرفته شده در جدول ۴ شود. حجم محفظه نیز بر مبنای قطر خارجی پیشرانه جامد که همان قطر محفظه است، محاسبه شده است.

جدول ۴- طراحی ابعاد پیشرانه‌ها

Table 4- Dimensions of Propellants Design

Mass of Solid Propellant (kg)	Mass of Liquid Propellant (kg)	Total Mass (kg)	Solid Propellant Content (%)	D _i (m)	D _o (m)	L (m)	Volume of Solid Propellant (m ³)	Volume of Chamber (m ³)	Volume of Liquid Propellant (m ³)	Duration of Injection (s)
250	0	250	100	0.51	0.70	0.80	0.14	0.31	0	0
200	50	250	80	0.56	0.70	0.80	0.11	0.31	0.15	8.7
150	100	250	60	0.60	0.70	0.80	0.09	0.31	0.10	14.91
100	150	250	40	0.63	0.70	0.80	0.06	0.31	0.15	21.11
0	250	250	0	0.70	0.70	0.80	0	0.31	0.25	33.52
500	0	500	100	0.36	0.70	1	0.28	0.38	0	0
400	100	500	80	0.45	0.70	1	0.23	0.38	0.10	14.91
300	200	500	60	0.52	0.70	1	0.17	0.38	0.20	27.31
200	300	500	40	0.59	0.70	1	0.11	0.38	0.30	39.72
0	500	500	0	0.70	0.70	1	0	0.38	0.50	64.53
750	0	750	100	0.19	0.70	1.2	0.43	0.46	0	0
600	150	750	80	0.36	0.70	1.2	0.34	0.46	0.15	21.11
450	300	750	60	0.47	0.70	1.2	0.26	0.46	0.30	32.72
300	450	750	40	0.56	0.70	1.2	0.17	0.46	0.45	58.33
0	750	750	0	0.70	0.70	1.2	0	0.46	0.74	95.55
1000	0	1000	100	0.19	0.70	1.6	0.57	0.77	0	0
800	200	1000	80	0.36	0.70	1.6	0.45	0.77	0.20	27.31
600	400	1000	60	0.47	0.70	1.6	0.34	0.77	0.40	52.13
400	600	1000	40	0.56	0.70	1.6	0.23	0.77	0.60	76.94
0	1000	1000	0	0.70	0.70	1.6	0	0.77	0.99	126.57

دانسیتته پیشرانه‌ها، آنتالپی‌های تجزیه پیشرانه‌ها، گرمای نهان تبخیر پیشرانه مایع، ثابت‌های معادله نرخ سوزش پیشرانه جامد و گرمای ویژه محصولات گازی حاصل از احتراق در جدول ۵ نشان داده شده است.

جدول ۵- مقادیر در نظر گرفته شده برای پارامترها

Table 5- Values considered for parameters

Parameters	Value	Reference
Density of Solid Propellant (kg/m ³)	1760.8	[19]
Density of Liquid Propellant (kg/m ³)	1007.5	[19]
Decomposition Enthalpy of Solid Propellant (kJ/kg)	-1230	[24]
Decomposition Enthalpy of Liquid Propellant (kJ/kg)	-3500	[25]
Latent Heat of Liquid Propellant (kJ/kg)	1390.6	[26]
Burning law coefficient, a	1.3E-6	[18]
Burning law exponent, n	0.55	[18]
Specific heat of combustion products (kJ/kgK)	2000	[18]

شکل‌های ۱۴ تا ۱۷ نمودارهای تغییرات نیروی پیشران را نسبت به زمان به ترتیب برای پیشران‌هایی با وزن کل پیشرانه برابر ۲۵۰، ۵۰۰، ۷۵۰ و ۱۰۰۰ کیلوگرمی طراحی شده در جدول ۴ نشان می‌دهند. دو منحنی پر رنگ، مربوط به پیشران‌های جامد و مایع مستقل است و منحنی‌های خط‌چین و نقطه‌چین نمایان‌گر مقادیر مربوط به پیشران‌های ترکیبی با درصدهای مختلف پیشرانه جامداند. با توجه به تأثیر کم نوسان دبی بر مقدار فشار و سایر پارامترهای عملکردی پیشران و از طرفی تجمع منحنی‌ها در این شکل‌ها، به منظور مقایسه راحت‌تر، شبیه‌سازی‌ها بدون در نظر گرفتن نوسان در دبی پیشرانه مایع ورودی انجام شدند.

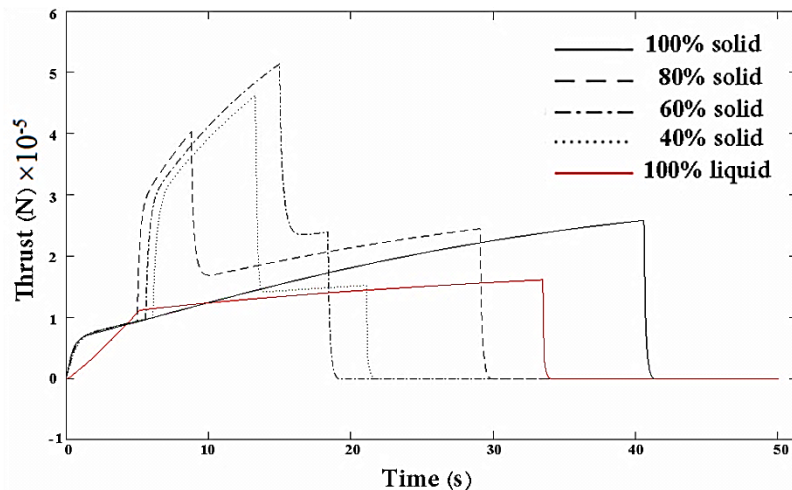


Figure 14- Thrust-Time Diagram for 250kg Propellants

شکل ۱۴- نمودار نیروی پیشران-زمان برای پیشران‌هایی با وزن کل ۲۵۰kg

در شکل ۱۴، نمودار نیروی پیشران در مقابل زمان برای پیشران‌هایی با وزن کل ۲۵۰ کیلوگرم مقایسه شده‌اند. به‌وضوح مشخص است که نیروی پیشران در پیشران‌های ترکیبی از هر دو پیشران جامد و مایع مستقل بیشتر است که نشان‌دهنده اثرات هم‌افزایی احتراق هم‌زمان پیشران‌های جامد و مایع در یک محفظه است. در لحظه‌ای که مقدار نیروی پیشران دچار یک افت ناگهانی می‌شود، در واقع جرم پیشران مایع به پایان رسیده است و رفتار نمودار به پیشران جامد شبیه می‌شود، با این تفاوت که مقدار نیروی پیشران آن کمی بیشتر از پیشران جامد مستقل است. در مورد پیشران با ۴۰٪ پیشران جامد که با نقطه‌چین نمایش داده شده است، ابتدا پیشران جامد به پایان می‌رسد و رفتار نمودار، به رفتار پیشران مایع مستقل (نمودار قرمز رنگ) نزدیک می‌شود.

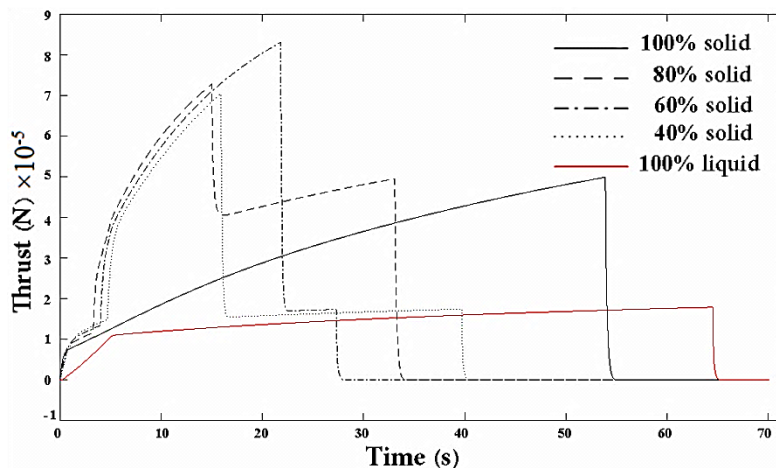


Figure 15- Thrust-Time Diagram for 500kg Propellants

شکل ۱۵- نمودار نیروی پیشران-زمان برای پیشران‌هایی با وزن کل ۵۰۰kg

در شکل ۱۵، با توجه به افزایش جرم پیشران‌ها، مقدار نیروی پیشران و زمان روشن ماندن موتور افزایش یافته‌اند. در این پیشران‌ها، پیشران مایع مستقل دارای بیشترین زمان روشن ماندن موتور و کمترین نیروی پیشران است. در پیشران‌هایی با ۴۰ و ۶۰ درصد وزنی پیشران جامد، پیشران جامد زودتر از مایع به اتمام رسیده است و مقدار نیروی پیشران به مقدار مربوط به

نمودار قرمز رنگ پیشران مایع مستقل نزدیک شده است. در این پیشران‌ها نیز بیشترین مقدار نیروی پیشران مربوط به پیشران‌های ترکیبی بود.

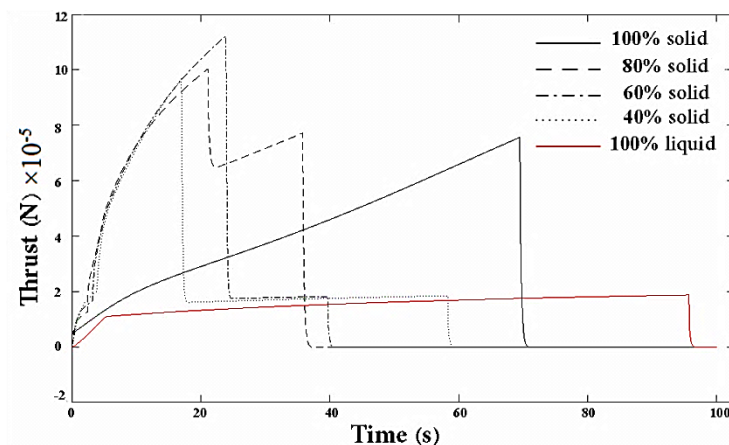


Figure 16- Thrust-Time Diagram for 750kg Propellants

شکل ۱۶- نمودار نیروی پیشران-زمان برای پیشران‌هایی با وزن کل ۷۵۰kg

نمودارهای شکل ۱۶ نیز رفتاری مشابه نمودارهای شکل ۱۵ را نشان می‌دهند، با این تفاوت که مقدار نیروی پیشران و مدت زمان روشن ماندن موتور به دلیل افزایش جرم پیشران‌ها بیشتر شده است.

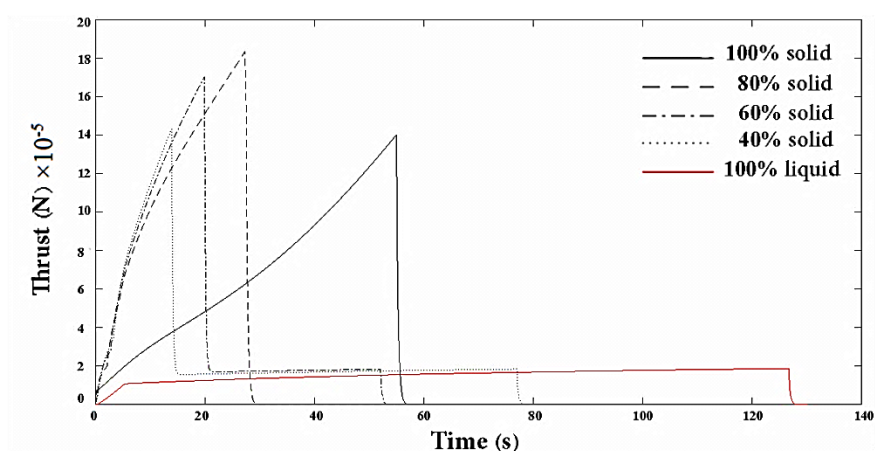


Figure 17- Thrust-Time Diagram for 1000kg Propellants

شکل ۱۷- نمودار نیروی پیشران-زمان برای پیشران‌هایی با وزن کل ۱۰۰۰kg

در مجموع از مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها می‌توان فهمید پیشران‌های ترکیبی دارای سطح نیروی پیشران بیشتری نسبت به پیشران‌های جامد و مایع مستقل هم‌وزن با خودشان‌اند که نشان‌دهنده هم‌افزایی فشارهای ایجاد شده توسط هر کدام از پیشران‌هاست. همچنین ملاحظه می‌شود که تمام پیشران‌های ترکیبی در زمانی کمتر از پیشران مایع هم‌وزن خود خاموش می‌شوند؛ اما در مورد پیشران جامد، ترتیب مشخصی دیده نمی‌شود. به‌علاوه می‌توان به‌وضوح فهمید که پیشران‌های ترکیبی زودتر از پیشران‌های جامد و مایع مستقل به نیروی پیشران بیشینه می‌رسند (افزایش نیروی پیشران با شتاب بیشتری رخ می‌دهد). در برخی از پیشران‌ها، ابتدا پیشران جامد تمام می‌شود و در برخی دیگر ابتدا پیشران مایع به اتمام می‌رسد. بر اساس داده‌های به‌دست‌آمده از کد محاسباتی برای پیشران‌های جدول ۴ که نتایج شبیه‌سازی نیروی پیشران آن‌ها در شکل‌های ۱۴ تا

۱۷ آورده شد، مقادیر نیروی پیشران بیشینه، ضربه کل و ضربه ویژه نیز قابل محاسبه‌اند که به‌طور خلاصه در جدول ۶ آورده شده‌اند.

جدول ۶- نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای پیشران‌های جدول ۴

Table 6- Simulation Results of Propellants in Table 4

Mass of Solid Propellant (kg)	Mass of Liquid Propellant (kg)	Total Mass (kg)	Maximum Thrust (N) $\times 10^{-5}$	Total Impulse (N.s) $\times 10^{-6}$	Specific Impulse (s)
250	0	250	2.58	7.08	251.92
200	50	250	4.03	5.91	252.10
150	100	250	5.13	5.14	258.92
100	150	250	4.62	4.35	262.30
0	250	250	1.61	4.23	339.35
500	0	500	4.98	17.43	292.30
400	100	500	7.27	14.91	298.14
300	200	500	8.30	12.62	298.42
200	300	500	7.04	10.57	300.28
0	500	500	1.79	9.27	371.35
750	0	750	7.56	29.20	311.41
600	150	750	10.03	24.51	319.06
450	300	750	11.22	20.24	315.39
300	450	750	9.67	17.15	317.92
0	750	750	1.88	14.58	388.43
1000	0	1000	14.01	37.40	312.19
800	200	1000	18.31	31.52	317.44
600	400	1000	17.00	26.12	311.49
400	600	1000	14.30	22.41	316.58
0	1000	1000	1.88	19.44	388.55

شکل‌های ۱۸ تا ۲۰ نتایج جدول ۶ را در قالب نمودارهای قابل مقایسه نشان می‌دهند.

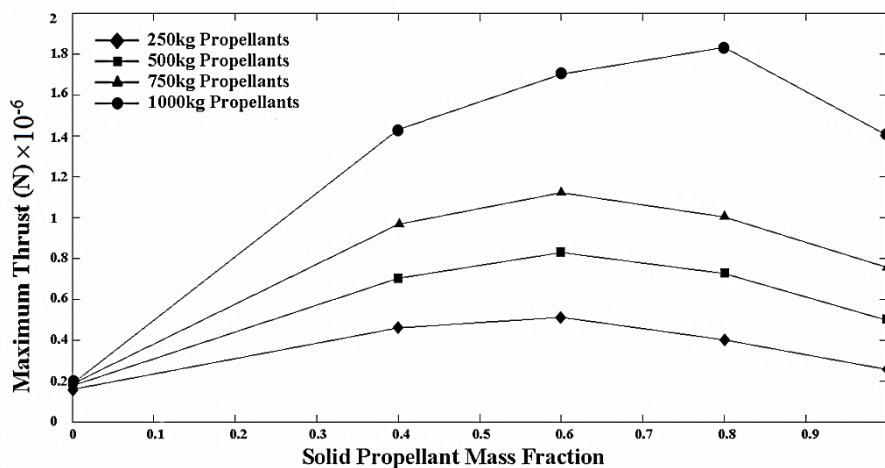


Figure 18- Comparison of Maximum Thrusts Diagram

شکل ۱۸- نمودار مقایسه نیروی پیشران بیشینه‌ها

با توجه به شکل ۱۸ نتیجه گرفته می‌شود که در حالت کلی هر چه جرم سامانه افزایش یابد، فشار محفظه و نیروی پیشران ایجاد شده نیز بیشتر می‌شوند. همچنین نیروی پیشران بیشینه پیشران‌های ترکیبی، بیشتر از پیشران‌های جامد و مایع مستقل است. از طرف دیگر بیشترین نیروی پیشران بیشینه در سامانه‌های ۲۵۰، ۵۰۰ و ۷۵۰ کیلوگرمی مربوط به سامانه با جزء جرمی جامد برابر ۰/۶ در هر کدام از وزن‌ها و در سامانه‌های ۱۰۰۰ کیلوگرمی برای سامانه با جزء جرمی جامد ۰/۸ بود.

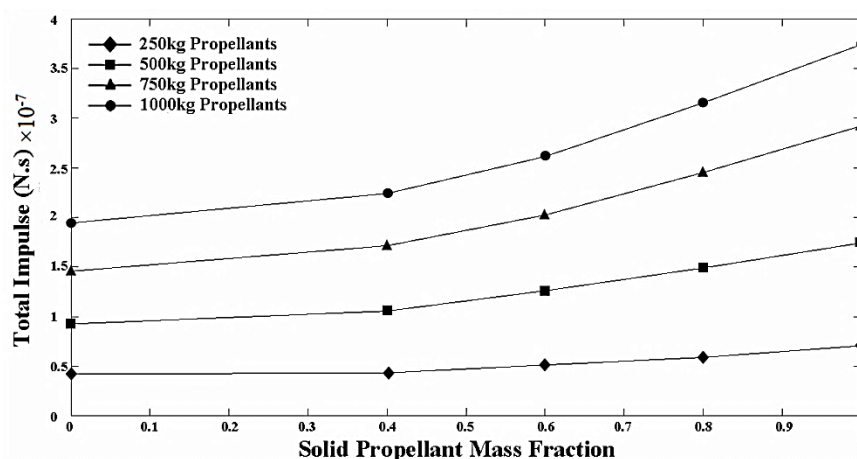


Figure 19- Comparison of Total Impulses Diagram

شکل ۱۹- نمودار مقایسه ضربه کل

از شکل ۱۹ نتیجه گرفته می شود که ضربه کل با افزایش جزء جرمی پیشران‌های جامد افزایش می یابد؛ بنابراین، ضربه کل پیشران‌های جامد، مستقل از سایر سامانه‌های هموزن با خود بیشتر است و ضربه کل پیشران‌های ترکیبی از پیشرانه مایع مستقل هموزن بیشتر است. همچنین مشاهده می شود که با افزایش جرم کل پیشران‌ها، ضربه کل نیز افزایش می یابد.

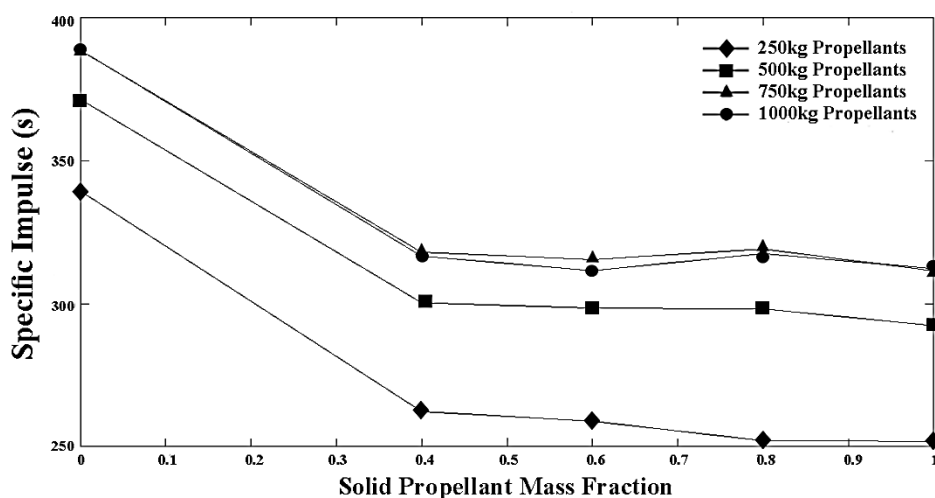


Figure 20- Comparison of Specific Impulses Diagram

شکل ۲۰- نمودار مقایسه ضربه ویژه

ضربه ویژه نیز طبق شکل ۲۰ برای پیشرانه مایع، از تمام سامانه‌های هموزن با آن بیشتر است. همچنین با افزایش وزن سامانه برای سامانه‌های ۲۵۰، ۵۰۰ و ۷۵۰ کیلوگرمی، مقدار ضربه ویژه نیز افزایش می یابد. پیشرانه جامد بیشترین مقدار ضربه کل و پیشرانه مایع بیشترین ضربه ویژه را دارند. پیشران‌های ترکیبی، نیروی پیشران بیشینه بیشتری نسبت به جامد و مایع مستقل هموزن با خودشان داشتند. برای نمونه، پیشران ترکیبی با ۳۰۰ کیلوگرم جامد و ۲۰۰ کیلوگرم مایع، دارای ضربه ویژه حدود ۳۰۰ ثانیه و نیروی پیشران بیشینه تقریبی ۸×10^5 نیوتن است در حالی که پیشران‌های جامد و مایع مستقل هموزن خودش به ترتیب دارای ضربه ویژه برابر ۲۹۰ و ۳۷۰ ثانیه و نیروی پیشران بیشینه ۵×10^5 و ۲×10^5 نیوتن اند. پیشران ترکیبی موردنظر دارای نیروی پیشران بیشینه بیشتر از جامد و مایع و ضربه ویژه بیشتر از جامد و کمتر از مایع است. بنابراین، بسته به

اینکه طراح راکت، نیاز به چه نوع موتوری دارد، یا اگر راکت چند مرحله‌ای است، در مرحله مورد نظر کدام متغیر مهم‌تر است، می‌تواند از هر کدام از پیشران‌های ترکیبی به شکل مستقل یا در مراحل مختلف راکت استفاده کند.

مقایسه دوم: اثر تغییر دبی تزریق پیشرانه مایع

برای بررسی اثر تغییرات مقدار دبی تزریق پیشرانه مایع بر متغیرهای عملکرد سامانه پیشران، پیشرانی با 150 kg پیشرانه جامد و 100 kg پیشرانه مایع به عنوان نمونه انتخاب شد و اثر سه دبی 4 ، 8 و 16 لیتر بر ثانیه بر تغییرات نیروی پیشران و متغیرهای عملکرد پیشران بررسی شد. در هر سه مورد، دبی از لحظه ابتدای تزریق تا ثانیه پنجم، به شکل خطی افزایش می‌یابد تا به مقدار بیشینه خود برسد. سپس، در همین مقدار باقی می‌ماند و تا لحظه‌ای که جرم تزریق شده مایع برابر با 100 کیلوگرم شود، ادامه می‌یابد. این لحظه با توجه به مساحت زیر نمودار که برابر با حجم کل تزریق شده است، به دست می‌آید. معادله (40) ، رابطه به دست آوردن لحظه انتهایی تزریق، t_f را نشان می‌دهد.

$$m_{\text{liquid}} = \frac{\rho_{\text{liquid}} (2t_f - 5) Q_{\text{max}}}{2} \quad (40)$$

که در آن، ρ_{liquid} دانسیته پیشرانه مایع، m_{liquid} جرم کل پیشرانه مایع و Q_{max} دبی بیشینه تزریق پیشرانه مایع اند. رابطه (41) برای یافتن t_f به دست می‌آید:

$$t_f = \frac{\left(\frac{2m_{\text{liquid}}}{\rho_{\text{liquid}} Q_{\text{max}}} + 5\right)}{2} \quad (41)$$

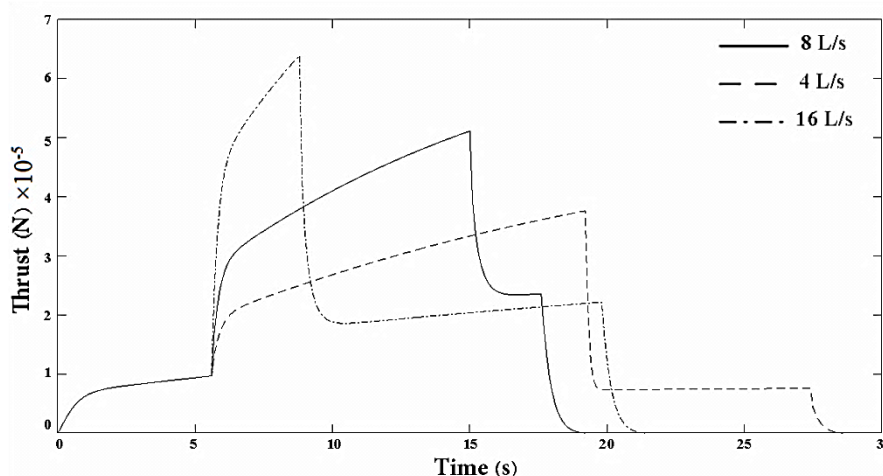


Figure 21- Thrust-timewith various volumetric rates of liquid propellant injection for propellant with 150kg solid and 100kg liquid

شکل ۲۱- تغییرات نیروی پیشران نسبت به زمان با تغییرات دبی تزریق برای پیشران با 150 kg جامد و 100 kg مایع

در شکل ۲۱، با افزایش دبی، بیشینه نیروی پیشران افزایش یافته، اما اولاً، لحظه‌ی پایان تزریق زودتر اتفاق می‌افتد و ثانیاً، با دبی 8 و 16 لیتر بر ثانیه، پیشرانه مایع زودتر از جامد تمام شده است و زمان بیشتر تزریق مایع با دبی 8 لیتر بر ثانیه نسبت به دبی 16 ثانیه باعث تأثیر و هم‌افزایی بیشتر بر پیشرانه جامد شده است. در نتیجه پیشرانه جامد در دبی 8 لیتر بر ثانیه زودتر از دبی 16 لیتر بر ثانیه تمام شده است. توجه شود که در این شکل در حدود 5 ثانیه اول، هر سه نمودار روی هم قرار گرفته‌اند و تنها یک منحنی قابل مشاهده است. جدول ۷، مقادیر مربوط به نیروی پیشران بیشینه، ضربه کل و ضربه ویژه هر کدام از سه پیشران را نشان می‌دهد.

جدول ۷- مقایسه متغیرهای عملکرد پیشران به ازای دبی‌های مختلف تزریق پیشرانه مایع
Table 7- Comparison of Propellant Performance in different Liquid Propellant Injection rates

Volumetric Rate (m ³ /s)	0.004	0.008	0.016
Maximum Thrust (N)	376115	511278	639357
Total Impulse (N.s)	5071064	4933438	4429971
Specific Impulse (s)	256.77	257.44	247.51

همان‌گونه که در جدول ۷ نشان داده شده است، نیروی پیشران بیشینه با افزایش دبی تزریق پیشرانه مایع، افزایش می‌یابد. ضربه کل رابطه عکس با دبی پیشرانه مایع دارد. در مورد ضربه ویژه رابطه مشخصی وجود ندارد.

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

با توجه به اینکه در سامانه پیشران ترکیبی، هر دو نوع پیشرانه جامد و مایع، به‌طور همزمان و در یک محفظه عمل می‌کنند؛ بنابراین، هم ساختار موتور پیچیده‌تر است و هم به حجم بیشتری نسبت به پیشرانه جامد یا مایع مستقل نیاز دارد. در مقابل، نتایج شبیه‌سازی برای سامانه‌های پیشران با وزن‌های ۲۵۰، ۵۰۰، ۷۵۰ و ۱۰۰۰ کیلوگرمی با ترکیب درصد مختلف از پیشرانه جامد و مایع به‌منظور مقایسه عملکرد سامانه‌های پیشران ترکیبی با پیشرانه‌های جامد و مایع مستقل، نشان دادند که هم‌افزایی ایجاد شده به‌دلیل احتراق همزمان هر دو پیشرانه در یک محفظه در سامانه‌های ترکیبی، منجر به افزایش قابل توجه سطح نیروی پیشران در آن‌ها نسبت به پیشرانه‌های جامد و مایع مستقل می‌شود؛ هر چند این هم‌افزایی منجر به افزایش بیشتر نرخ سوزش پیشرانه جامد و در نتیجه کاهش زمان روشن ماندن موتور می‌شود. مقایسه مقادیر ضربه کل (سطح زیر نمودار نیروی پیشران- زمان) نشان داد که با افزایش درصد پیشرانه جامد در سامانه، این مقدار افزایش می‌یابد. در مورد ضربه ویژه (نسبت ضربه کل به وزن پیشرانه مصرف شده) نیز مقایسه‌ها نشان دادند که بیشترین مقادیر مربوط به پیشرانه‌های مایع مستقل و کمترین مقدار مربوط به پیشرانه‌های جامد مستقل بود. به‌طور خلاصه و با توجه به مقادیر به‌دست‌آمده برای نیروی پیشران، ضربه کل و ضربه ویژه پیشران‌های ترکیبی و مقایسه آن با مقادیر مربوط به پیشرانه‌های جامد و مایع مستقل، می‌توان مزایا و معایب سامانه پیشران ترکیبی را نسبت به هر کدام از پیشران‌های مستقل مایع و جامد در جدول ۸ بیان نمود.

جدول ۸- مزایا و معایب پیشران ترکیبی
Table 8- Advantages and Disadvantages of Combined Propellant

	Advantages	Disadvantages
Comparison with Liquid Propellant	upper total impulse	larger
	upper maximum thrust	more complicated
	faster in getting maximum thrust	lower specific impulse
Comparison with Solid Propellant	upper specific impulse	larger
	upper maximum thrust	more complicated
	faster in getting maximum thrust	lower total impulse

در نهایت می‌توان نتیجه گرفت که عملکرد بهتر هر کدام از سامانه‌ها نسبت به دیگری و اولویت هر کدام به‌عنوان پیشران اصلی راکت، با توجه به مورد مصرف و ویژگی‌های دیگر راکت که مورد نظر طراح آن است، تعیین می‌شود. با این حال، در کار حاضر سعی بر این بود تا ویژگی‌های اصلی سامانه‌های پیشران ترکیبی به‌عنوان پیشرانی جدید و کمتر شناخته شده، بررسی شوند و چگونگی این ویژگی‌ها به‌شکل مقایسه‌ای نسبت به سایر سامانه‌های پیشران متداول مطرح شود.

منابع

1. Website: www.astronautix.com/s/solid.html, Accessed 30 December 2018.
2. A. Davenas, *Solid Rocket Propulsion Technology*, Oxford, Pergamon Press, 1993.
3. M. Zeraatkar Moghaddam and A. Kebritchi, "Aluminium nano particles function in composite solid propellants burning behaviour," *Iranian Journal of Chemical Engineering*, 15, No.85, 2016, pp.19-28. (in Persian)
4. S.A. Vaziri and M. Alimohammadi, "Effect of Solid Particles Size on mechanical properties and burning rate of HTPB/AP/Al Composite Solid Propellant," *Iranian Research and Development of Polymer Technology*, 3, No. 1, Issue No. 9, 2018, pp.19-27. (in Persian)
5. N. Fathi and M.A. Dehnavi, "Investigation of the Effect of Iron Oxide on the Burning Rate Temperature Sensitivity of Solid Composite Propellants," *Fuel and Combustion Scientific and Research Journal*, 6, 2013, pp.1-12. (in Persian)
6. L. Damblane, *Self-Propelling Projectile*, US Patent 2,114,214, 1938.
7. Z. A. Typaldos, *Autophage Rocket*, US Patent 3,250,216, 1966.
8. R. G. Rhoades, *Apparatus for Staged Combustion in Air Augmented Rockets*, US Patent 4,063,415, 1977.
9. M. J. Corbett and J. A. Belisle, *Single Stage Autophage Rocket*, US Patent 4,703,694, 1987.
10. V. Yemets, P. Harkness, M. Dron, A. Pashkov, K. Worrall and M. Middleton, "Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55, 2018, pp.1-9.
11. P. Caisso, A. Souchier, C. Rothmund, P. Alliot, C. Bonhomme, W. Zinner, R. Parsley, T. Neill, S. Forde, R. Starke, W. Wang, M. Takahashi, M. Atsumi and D. Valentian, "A liquid propulsion panorama", *Acta Astronaut*, 65, 2009, pp.1723-1737.
12. A. Mardani, A.A. Beige, M. Madani, A. Ramezani, "Numerical Investigation of Film Cooling in a Space Thruster," *Fuel and Combustion Scientific and Research Journal*, 13, Issue 2, 2020, pp.1-24. (in Persian)
13. G.P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, New York, John Wiley & Sons, 2001.
14. S.F. Costa, and R. Vieira, "Preliminary Analysis of Hybrid Rockets for Launching Nanosats Into LEO," *Journal of the Braz. Soc. of Mech. Sci. & Eng.*, 32, No. 4, 2010, pp.502-509.
15. M. Kanazaki, A. Ariyairt, K. Chiba, K. Kitagawa, T. Shimada, "Conceptual Design of Single-stage Rocket Using Hybrid Rocket by Means of Genetic Algorithm," *ProcediaEng*, 99, 2015, pp.198-207.
16. J.M. Cumming, *Combination Liquid and Solid Propellant Rocket*, US Patent 2,753,801, 1956.
17. A.I. Masters, *Solid-Liquid Propellant Rocket*, US Patent 3,246,466, 1962.
18. A.V. Pandit, A. Kumar, G.S. Rao, C. Kedarnath, R. Srihari and V.V. Ranade, "Modeling of liquid propellant combustion chamber," *Journal of Chemical Engineering*, 207, 2012, pp.151-166.
19. J.E.Lanier, *GDL PropepV64 Front Panel Version V32.1.6*, Gas Dynamic Lab, 2017.
20. A.V. Pandit, A. Kumar, G.S. Rao, C. Kedarnath, R. Srihari and V.V. Ranade, "Decomposition of Solid Propellants in a Combustion Chamber," *Advanced Chemical Engineering Research*, 1, No. 1, 2012, pp.8-17.
21. C. Tola, "Effects of Propellant Properties on Internal Ballistic Performance Results of Solid RocketMotors," *Scientific Proceedings XXIII International ScientificTechnical Conference, MOTAUTO 15*, Burgas, Bulgaria, 2018.
22. C.F. Gerald and P.O. Wheatley, *Applied Numerical Analysis*, Boston, Pearson Education Inc., 2004.
23. V.J. Law, *Numerical Methods for Chemical Engineers*, New York, CRC Press, 2013.
24. W. Cai, P. Thakre and V. Yang, "A Model of AP/HTPB Composite Propellant Combustion in Rocket-Motor Environments," *Combustion Science Technoogy*, 180, 2008, pp.2143-2169.
25. M.W. Schmidt and M.S. Gordon, "The Decomposition of Hydrazine in the Gas Phase and over an Iridium Catalyst," *Zeitschrift für Physikalische Chemie.*, 227, 2013, pp.1301-1336.
26. *Cameo Chemicals: Hydrazin Catalogue*, 1999, <https://cameochemicals.noaa.gov/chris/HDZ.pdf>.

English Abstract

Dynamic Analysis of Simultaneous Combustion for Solid and Liquid Propellants in Combined Propulsion System

Reza Zamani¹, Ali Akbar Jamali^{2*}

1- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, reza.zamani777@gmail.com

2- Department of Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran, ajamali@ihu.ac.ir

*Corresponding author

(Received: 2021.11.11, Received in revised form: 2022.01.06, Accepted: 2022.01.14)

The rocket design with low motor weight and more power paves the way for researchers to develop innovations in rocket engines. Combined propulsion design focuses on the simultaneous combustion of solid and liquid propellant components in the combustion chamber. In the present work, simultaneous combustion modeling of propellants (solid and liquid) was done. By writing house code and applying simplifying assumptions, the propulsion system behavior was analyzed. Different compositions were considered for systems with 250, 500, 750, and 1000 kg total mass of propellants. It shows by increasing the solid propellant percentage to 60%, the maximum thrust was reached its maximum value while decreasing the motor combustion time. When the solid propellant percentage increases, the total impulse increases accordingly, and the specific impulse decreases. In another comparison, for a propellant combination with 150 kg of the solid propellant charge and 100 kg of liquid propellant charge, the injection rate related to liquid propellant was adjusted at 4, 8, and 16 liters per second. The results show by increasing injection rate, maximum thrust increased, and total impulse decreased. The specific impulse was almost constant.

Keywords: Rocket, Combined Propellant, Simultaneous Combustion, Thrust, Specific Impulse