مجله مهندسی مکانیک، شماره پیاپی ۷۴، جلد ۴۶، شماره ۱، بهار ۱۳۹۵، صفحه ۳۹-۵۱

طراحی، ساخت و شبیه‌سازی بالستیک داخلی یک نوع موتور پیشرانه جامد با گرین چند بخشی شده به همراه آزمایش استاتیک آن

محسن جهانمیری* دانشیار، دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

فتح‌اله بحرینی دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شیراز، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

چکیده

در مقاله حاضر با استفاده از چند بخشی کردن گرین به مطالعه و شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور پیشرانه جامد راکتی با رویکرد مهندسی سیستم پرداخته شده است. با چند بخشی نمودن گرین، سطوح سوزش عرضی جایگزین حاصل می‌شود که در فرآیند احتراق شرکت می‌کنند. این شبیه‌سازی با دریافت ورودی، تمام پارامترهای عملکردی و نمودار نیروی تراست- زمان متناسب با ماموریت را تعیین می‌کند. بیان معادلات تئوری و تجربی، مدل‌سازی و اصلاح روابط متناسب با روش پیشنهادی، امکان‌سنجی و بررسی کارآمدی روش به همراه طراحی، ساخت و آزمایش یک موتور از موارد اصلی بحث می‌باشند. مولفه‌های مدنظر مورد بحث عبارتند از هندسه موتور و محفظه احتراق، ابعاد و نوع گرین، سطح سوزش به همراه تغییرات آن و هندسه نازل. در بحث دو رویکرد گنجانده شده است. اول تهیه برنامه مطابق با روش پیشنهادی و دوم الزامات فنی ساخت، آزمایش، ضبط و تحلیل داده‌ها است. نکات قوت این مطالعه شامل تعیین تمامی ورودی‌ها و خروجی‌های موتور، ارتباط موثر بین زیرسامانه‌های موتور، ساخت موتور و مقایسه نتایج، تصحیح مقادیر و افزایش دقت محاسبات، سادگی و سرعت بالای برنامه عددی است. در انتها یک نمونه‌ی مهندسی از موتور ساخته می‌شود و نیروی تراست تولیدی توسط سکوی آزمایش استاندارد اندازه‌گیری گردیده است. مقایسه‌ی نمودار و مقادیر نیروی تراست – زمان از حل عددی با خروجی‌های آزمایش، نشان دهنده تطابق نتایج است.

واژه‌های کلیدی: مدل‌سازی موتور پیشرانه جامد، طراحی موتور پیشرانه جامد، سطوح سوزش جایگزین، شبیه‌سازی بالستیک داخلی، آزمایش استاتیک موتور.

Design, Manufacture, Test and Internal Ballistic Simulation of a Solid Propellant Motor with Segmented Grain

M. jahnmiri Associate professor, shiraz university of technology, Mechanical and aerospace engineering

F. bahreini M.Sc. Student, shiraz university of technology, Mechanical and aerospace engineering

Abstract

This article studies the solid propellant rocket motor internal ballistic simulation with multi-segmented grain and system engineering approach. Once grain is segmented, the alternative cross-burning Surfaces are added to combustion process. This simulation can estimate all motor performance parameters and satisfy thrust considered by mission. Synthesis and integration of all equations, modeling and relations correction in accordance with the proposed method, feasibility and effectiveness of method along with design, manufacture and test of one engineering prototype motor are the main goals of this study. Motor components are; Combustion chamber, grain, burning surface and nozzle. In this study, two main approaches are included; first is preparing a numerical program in accordance with the proposed method and second is technical requirements of production, static testing with data recording and analyzing. Determining all the inputs and outputs, effective interrelated data communication, correct and improve the calculation accuracy, simplicity and high speed calculation are advantages of the program. Finally, a complete prototype motor was manufactured and productive force was measured using a standard static test stand. Thrust force comparison between numerical and test output are show results matching.

Keywords: Multi segmented grain, alternative cross-burning surfaces, simulation of internal ballistic, motor manufacture and test.

*نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: jahanmiri@sutech.ac.ir

۱- مقدمه

در بحث طراحی هر سامانه پیشرانشی، چند قدم اصلی وجود دارد که به شناخت طرح و کل سیستم کمک می‌کند. در فرآیند طراحی، سه بخش اصلی وجود دارد. طراحی اولیه، مطالعات تکمیلی طرح و طراحی نهایی. طراحی اولیه با جمع آوری اطلاعات و دانستن پارامترهای اصلی طرح و اجزای آن شروع می‌شود. در مطالعه‌های تکمیلی به نحوه انتخاب، مقیاس و شرایط فرآهم‌آوری اجزا می‌پردازند. در نهایت با مقایسه، ادغام و تحلیل نتایج طرح نهایی شکل می‌گیرد[۱]. پایه کار و عملکرد موتور راکت، سوختن ماده پیشران است. به بیانی دیگر تبدیل انرژی شیمیایی گرین پیشرانه به گازها و ذرات (مانند دود) دما بالا، اساس کار موتورهای راکتی است. مدل‌سازی احتراق باید با روندی منطقی و مناسب صورت پذیرد تا نیازهای عملیاتی تعریف شده را فراهم کند. با درنظر گرفتن محدودیت‌های فیزیکی و محیطی، نمودار تراست - زمان و فشار- زمان پراهمیت است زیرا به همراه دمای محفظه بر نوع سازه محفظه و عملکرد موتور بسیار تأثیرگذار خواهند بود[۲و۳]. یکی از اصلی‌ترین بحث‌ها در مسائل موتورهای پیشرانه جامد، مدل‌سازی و شبیه‌سازی جریان داخلی[1] است. بحث جریان تعادلی[2] وابسته به میزان انرژی آزاد شده از واکنش شیمیایی و عبور جریان از درون نازل است. اگر سرعت واکنش‌های شیمیایی بقدری آهسته باشد که جریان عبوری از نازل به سرعت واکنش ربطی نداشته باشد، حالت جریان ایستا[3] خواهد بود. تمایز دادن این دو حالت در روند شبیه‌سازی مهم می‌باشد[۴]. احتراق گرین پیشرانه در محفظه موتور تحت فشار بالا رخ می‌دهد. گازهای حاصل از احتراق در نازل منبسط می‌شوند و محصولات احتراق را به جریان خروجی مافوق صوت تبدیل می‌کنند. طراحی و تحلیل اجزای اصلی مهم خواهند بود. این اجزا شامل پوسته‌ی موتور (فلزی یا مواد کامپوزیت)، گرین پیشرانه، عایق‌های حرارتی و گرمایی، نازل خروجی، درپوش سر موتور و سیستم آتش‌زنه می‌باشند[۵]. در ایران نیز تحقیقاتی صورت گرفته است که به تحلیل گرین‌های خاص در شرایط تعریف شده توجه گردیده است. حیدری و آدمی به معرفی روشی بر اساس تغییر مکان هندسی سطح سوزش گرین پرداخته‌اند. در ادامه‌ی کار، متناسب با روش پیشنهادی خود شبیه‌سازی بالستیک داخلی را انجام داده و بیشتر بر نتایج و کلیات بحث تمرکز نموده‌اند[۶ و۷]. در تحقیق دیگری با استفاده از شبکه‌های متحرک نرم‌افزار فلوئنت به حل بالستیک داخلی موتور پیشرانه جامد پرداخته شده است. سادگی هندسه حل و مقایسه با نتایج تجربی در ادامه تحقیق بیان و بحث گردیده است[۸]. در زمینه موتورهای پیشرانه جامد تحقیقات زیادی صورت گرفته است که هر یک از اجزا و مولفه‌ها را در برمی‌گیرد. با این حال بالستیک داخلی و کنترل میزان سطح سوزش بیش‌تر مدنظر بوده است، زیرا نهایتا به نوع عملکرد موتور (میزان نیروی تراست تولید شده در یک معیار زمانی مشخص) می‌انجامد. سال ۲۰۱۰ در دانشگاه آمستردام به بررسی طراحی شکل هندسی گرین پیشرانه و ارائه یک مدل برای ارزیابی شکل ستاره‌ای پرداخته شده است. تعیین سطح سوزش اولیه، نوع ساختار سوزش و پسروی سوزش مهم‌ترین نتایج به دست آمده است[۹]. در مدل‌سازی موتورهای پیشرانه جامد، بحث پسروی سطح سوزش و کوپل نمودن آن با جریان درون موتور نیازمند روابط ریاضی دقیق و روش‌های عددی مناسب و سریع است. در سال ۲۰۱۴ میلادی، محققان چینی به بررسی و مطالعه کوپل نمودن جریان سیال دورن موتور با پسروی سطح سوزش پرداخته اند. در ابتدا معادلات و ماتریس‌های عددی جریان استخراج شده و سپس نرخ سوزش به صورت معادله دیفرانسیلی اضافه گردیده است. در این پژوهش نتایج آزمایشگاهی وجود ندارد و الزاما به ایده کوپل کردن هر مدول در روند شبیه‌سازی موتور پیشرانه جامد بسنده کرده‌اند[۱۰]. در ادامه‌ی بحث شبیه‌سازی بالستیک داخلی، تحقیقی در سال ۲۰۱۵ در مجله علوم دفاعی توسط سه محقق هندی انستیتو علوم هند صورت گرفته است. با استفاده از تابع حداقل فاصله[4] برای پسروی سطح سوزش یک برنامه کامپیوتری تبیین گشته است. مدول محاسباتی جریان بر کل میدان اعمال می‌گردد که عبارتند از شکل هندسی گرین، قطر گلوگاه نازل و ویژگی‌های ماده پیشران. این خواص در طول محور موتور مورد بررسی قرار می‌گیرند و در قسمت اعتبارسنجی با استفاده از ساخت موتور و آزمایش آن، سنجش صورت گرفته است.جزییات موتور و خواص پیشرانه بیان نگردیده است و صرفا نتایج ارائه شده است[۱۱]. در بسیاری از تحقیقات، بالستیک داخلی موتور مدنظر قرار گرفته است ولی هیچ یک به صورت جامع و با رویکرد مهندسی سیستمی مورد بحث قرار نگرفته است. در تمامی موارد کنترل و شبیه‌سازی سطح سوزش، از یک گرین با اشکال هندسی مختلف و پیچیده بهره گرفته شده است. در تحقیق کنونی با چند بخشی کردن گرین و ایجاد سطوح سوزش عرضی جایگزین می‌توان به سطح سوزش دلخواه رسید؛ بدون اینکه شکل هندسی گرین را تغییر داد و یا پیچیده‌تر نمود. اولین قدم در این مقاله تهیه یک برنامه عددی کامل و تفصیلی با اعمال روش پیشنهاد شده در روند حل آن است که با آن می‌توان موتور با تغییرات سطح سوزش دلخواه را طراحی نمود. البته یک امکان سنجی علمی برای روش پیشنهادی نیز انجام می‌گیرد. این برنامه توسط نرم‌افزار محاسباتی متلب تهیه می‌گردد. در ادامه‌ی کار برای اعتبارسنجی روش پیشنهاد شده و

[1] Internal Flow
[2] Equilibrium Flow
[3] Frozen Flow
[4] Minimum distance function (MDF)

کارایی برنامه عددی، یک نمونه مهندسی موتور ساخته و با استفاده از سکوی استاتیک آزمایش می‌شود. افزایش راندمان حجمی موتور، عدم نیاز به اشکال پیچیده گرین، سرعت بالای محاسبه و تحلیل برنامه، سادگی در ساخت موتور و امکان داشتن سطح سوزش مطلوب طراح مهم‌ترین مزایای این مطالعه است. استفاده از سکوی استاتیک با نیروسنج‌های متقارن و امکان ضبط و ثبت داده از ویژگی‌های بخش آزمایشی تحقیق می‌باشد. نتایج و مباحث حاضر ویژگی‌های کاربردی، توسعه‌ای و صنعتی دارد.

۲- الگوریتم برنامه و مفروضات پایه

در روند هر شبیه‌سازی و طراحی، باید پارامترهای تأثیرگذار، تأثیرپذیر و پارامترهای کل سیستم را شناخت و بتوان بر اساس آن برنامه را جلو برد. اگرچه در طراحی همه‌ی موتورهای پیشرانه جامد، مولفه‌های مشترک و همبسته زیادی وجود دارد[۱۲]. با این حال فرآیند و شیوه‌ی طراحی واحد و مشخصی تبیین نشده است. در روش حل برنامه، توانایی همگرایی پارامترها و ساده‌سازی آن‌ها مورد توجه قرار گرفته است[۱۳]. در مطالعات موجود، حداکثر فشار محفظه به عنوان مبنا و اصل شروع محاسبات قرار می‌گیرد. در روش پیشنهادی، برنامه‌ای یک‌پارچه در زمینه طراحی موتورهای پیشرانه جامد تدوین می‌گردد و طراحی از اطلاعات بالادست شروع و به سمت نتایج در هر مرحله پایین دستی منجر می‌شود[۱۴]. حلقه تکرار در هر زیر بخش محاسباتی وجود دارد و بازگشت پذیری و اصلاح مقادیر [1] به ازای گام‌های زمانی متوالی انجام می‌شود. زیربخش‌های اصلی موتور عبارتند از:

- محفظه احتراق موتور
- هندسه گرین
- خواص ماده پیشرانه
- مشخصات احتراقی موتور
- تعیین فشار محفظه موتور
- مشخصه‌های عملکردی موتور
- هندسه نازل
- سازه و ضخامت محفظه احتراق

زیربخش‌های مذکور به ترتیب از بالا به پایین ورودی می‌گیرند و خروجی‌های هر یک محاسبه و به کاربر ارائه می‌گردد. خروجی یک مولفه در مولفه‌های بعدی به عنوان ورودی یا پارامتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. تعداد زیاد ورودی‌ها، خروجی‌ها، پارامترها و متغیرهای برنامه الزامی برای دسته‌بندی کردن زیربخش‌ها ایجاب می‌کند تا بتوان تمام اطلاعات موتور را به دست آورد. در الگوریتم ۸ قسمت بیان شده است که تبادل داده‌ها در برنامه‌ی کامپیوتری و مطابق با معادلات و روابط ریاضی را میسر می‌سازد. این ارتباط متناسب با نگاه روش پیشنهادی است. در موتور راکت‌ها همه‌ی فرآیندها و واکنش‌های شیمیایی و فیزیکی که طی زمان عملکرد موتور رخ می‌دهد، بسیار پیچیده است. با در نظر گرفتن پیچیده‌گی‌ها، چندین فرض مورد نیاز می‌باشد که عبارتند از:

- احتراق و معادلات آیروترمودینامیکی از قانون گاز کامل تبعیت می‌کنند.
- پدیده احتراق و جریان عبوری در موتور و نازل آدیاباتیک خواهند بود.
- انبساط سیال بدون تشکیل شوک یا ناپیوستگی خواهد بود.
- جریان عبوری از نازل یک بعدی و بدون چرخش فرض می‌شود.
- خواص جریان درون نازل نسبت به محور اصلی آن یکنواخت می‌باشد.
- تعادل شیمیایی در درون محفظه احتراق برقرار است و به جریان عبوری از نازل ارتباط پیدا نمی‌کند. این شرایط به تعادل ایستا[2] معروف است.
- سوزش گرین ماده پیشرانه عمود بر سطح سوزش است و این سوزش به صورت یکنواخت در طول کل گرین در حال احتراق اتفاق می‌افتد.

برنامه عددی مدنظر باید توانایی انعکاس نتایجی نزدیک به رفتار یک موتور واقعی را ارائه دهد[۱۵]. روش پیشنهاد شده در قسمت تعیین فشار محفظه موتور تشریح خواهد شد و روابط در همان بخش وارد روند حل می‌گردد. در ادامه بنا بر الگوریتم بیان شده جزئیات هر قسمت تشریح می‌شود

۳- روابط حاکم بر بالستیک داخلی

تعیین و تخمین فشار محفظه برحسب زمان کارکرد موتور مهمترین موضوع در طراحی موتورهای پیشرانه جامد است. در روند طراحی موتور راکت به بیشترین مساحت سطح سوزش توجه می‌شود، زیرا این پارامتر مشخص‌کننده حداکثر فشار قابل دستیابی محفظه احتراق خواهد بود. تولید گازهای احتراقی و جریان خروجی از نازل در شرایط تعادل قرار دارند و حالت جریان ایستا حاکم می‌باشد. با توجه به تقارن هندسی گرین استوانه‌ای (تیوبی) و پسروی عمود سطح سوزش، می‌توان با استفاده از حل بالستیک صفربعدی به نتایج نزدیک و قابل قبولی دست یافت. با مشاهده رفتار نمودار فشار- زمان موتور پیشرانه جامد، سه فاز اصلی کارکرد موتور مشهود است (شکل۱). بعد از

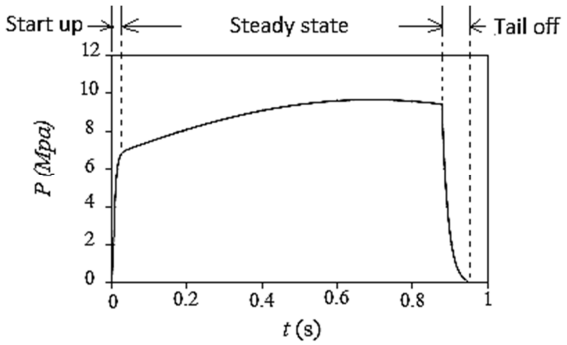
[1] No iterate condition

[2] Frozen equilibrium

عمل‌کردن آتش‌زنه[1] و روشن شدن موتور، یک فاز گذار وجود دارد که فشار محفظه با زمان به شدت افزایش می‌یابد. بعد از این مرحله، فشار با رفتار پایدارتری تغییر می‌کند و موتور در حالت یکنواخت فشاری قرار خواهد گرفت. در این فاز فشار نسبت به زمان تغییرات بسیار کمی دارد و حداکثر زمان عملکرد موتور را شامل می‌شود. تمام ماده پیشرانه در دو فاز اول مصرف می‌گردد[۱۶]. در این مدل، کل محفظه احتراق موتور به صورت یک حجم کنترل استوانه‌ای در نظر گرفته می‌شود که از یک طرف بسته و از طرفی دیگر گلوگاه نازل به عنوان یک اوریفیس تخلیه حضور دارد. شبیه‌سازی جریان بر پایه قانون بقای جرم درون حجم کنترل است. تغییرات جرم داخل حجم کنترل برابر است با جرم تولید شده از احتراق منهای جرم تخلیه شده از نازل خروجی. رابطه کمکی از قانون گازهای ایده‌آل برای گازهای دما بالا با حجم مخلوط معین، ثابت جهانی گاز و میانگین جرم مولکولی مشخص درنظر گرفته می‌شود. با در نظر گرفتن این‌که دمای محصولات احتراق مستقل از تغییرات فشار احتراق است (دمای شعله آدیاباتیک مبنای طراحی است)، قانون بقای جرم حجم کنترل به صورت رابطه ۱ خواهد بود[۱۷].

$$\frac{V_c}{R\,T_0}\frac{dP_c}{dt} = A_b\, r\left(\rho_p - \rho_g\right) - C_D A_t P_c \qquad (۱)$$

ρ_g چگالی محصولات گازی و r نرخ سوزش می‌باشد. مقادیر سطح سوزش A_b و حجم محفظه V_c به صورت لحظه‌ای از هندسه گرین و محفظه بدست می‌آید.



شکل ۱- فازهای اصلی عملکرد موتور در نمودار فشار- زمان

معمولا از چگالی گازها در مقابل چگالی پیشرانه صرف‌نظر می‌شود (نسبت ۱ به ۳۰۰). با گسسته کردن زمان در معادله دیفرانسیل بالا، رابطه ۲ برای تعیین فشار حاصل می‌گردد[۱۸].

$$P_c^{t+1} = P_c^t + \frac{\Delta t R T_0}{V_c}\left(A_b^t\, \rho_p r^t - C_D A_t P_c^t\right) \qquad (۲)$$

رابطه بیان شده برای تعیین میزان فشار لحظه‌ای محفظه از شبیه‌سازی صفربعدی است که از لحظه شروع احتراق تا پایان سوزش پیشرانه ادامه خواهد داشت. در انتها یک محفظه پرفشار باقی می‌ماند. از این مرحله به بعد خارج شدن فشار موتور به محیط مورد بحث خواهد بود که فاز تخلیه نهایی نامیده می‌شود. برای مدل‌سازی این فاز باید سطح سوزش صفر ($\boldsymbol{A_b = 0}$) درنظر گرفته شود. با تعریف سرعت مشخصه جریان معادلات ساده‌تر خواهد شد.

$$C^* = \sqrt{\frac{R\,T_0}{k}\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \qquad (۳)$$

اگر شرط سطح سوزش صفر را در رابطه ۱ اعمال نمود، رابطه‌ی حاصل به ازای زمان تخلیه $\boldsymbol{t}$ و فشار اتمام سوزش $\boldsymbol{P_{bo}}$ مانند زیر خواهد بود.

$$P_c = P_{bo}\, exp\left(-\frac{R\,T_0 A_t}{V_c C^*}\, t\right) \qquad (۴)$$

از رابطه بالا مشخص است که تخلیه و تغییرات فشار درون محفظه کاهشی و رفتار آن نمایی می‌باشد[۱۹و۲۰].

۴- ساختار برنامه و تئوری مدل‌سازی

تعیین حجم موتور، نوع و هندسه گرین و میزان پسروی سطح سوزش، میزان جرمی تولید شده با دمای بالا و تغییر فشار محفظه، تخلیه محصولات احتراق و عبور گاز از نازل و در نهایت تولید نیرو و مقدار مولفه‌های عملکردی موتور مهم‌ترین اطلاعات موردنظر جهت شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور است.

۴-۱- محفظه احتراق موتور

اولین قدم در ساختار برنامه تعیین اندازه‌های محفظه احتراق است که همانند یک لوله جدار نازک استوانه‌ای می‌باشد. پارامترهای ورودی و خروجی این قسمت در جدول ۱ نشان داده شده است.

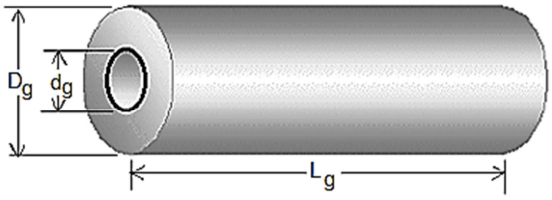
جدول۱ - ورودی‌ها و خروجی‌های محفظه موتور

پارامتر	نوع داده	تعریف
D_C	ورودی	قطر داخلی محفظه
L_C	ورودی	طول محفظه
V_C	خروجی	حجم کل محفظه

[1] Igniter

۴-۲- هندسه گرین

پیشرانه‌های جامد از دو جزء اصلی سوخت و اکسیدکننده تشکیل می‌شود. البته اصلاح‌کننده، پایدارکننده فازی، حلال‌های صنعتی و نرم‌کننده‌ها نیز با درصدی اندک و مشخص اضافه می‌شوند. نقش گرین پیشرانه داشتن یک شکل هندسی برای قرارگیری در محفظه احتراق است به گونه‌ای که سطح سوزش مدنظر را تعبیه نماید و حداکثر راندمان حجمی را داشته باشد[۲۱]. حفره مرکزی می‌تواند اشکال مقطع متفاوتی داشته باشد. مقاطع استوانه‌ای، ستاره‌ای، پره‌ای و غیره وجود دارد که در این بحث از نوع استوانه‌ای استفاده گردیده است. در شکل ۲ ابعاد گرین نشان داده شده است. گرین استوانه‌ای دارای سه سطح کف، درون و بیرون است که سطح بیرونی عایق می‌باشد. عایق‌ها مواد یا پوشش‌هایی هستند که به عنوان مقاومت گرمایی نقش ایفا می‌کنند و سطوحی که با عایق محافظت می‌شوند در فرآیند احتراق شرکت نمی‌کنند. پس نوع سوزش گرین کنونی کف‌سوز- درون‌سوز خواهد بود. ورودی‌ها و خروجی‌ها در جدول ۲ بیان شده است. یکی از پارامترهای طراحی، کسر بار حجمی[۱] است که به صورت نسبت حجم پیشرانه به حجم موجود محفظه بیان می‌شود.



شکل۲- شماتیک گرین استوانه ای با حفره مرکزی

جدول۲- ورودی‌ها و خروجی‌های هندسه گرین

پارامتر	نوع داده	تعریف
D_g	ورودی	قطر خارجی گرین
d_g	ورودی	قطر داخلی گرین
L_g	ورودی	طول گرین
V_g	خروجی	حجم کل گرین
V_l	خروجی	کسر بار حجمی
Err	خروجی	خطا (شرطی)

دقت شود که در برنامه یک شرط برای بررسی کسر بار حجمی قرار داده شود تا در صورت اشتباه بودن مقادیر وارد شده به طراح اخطار دهد[۲۲و۲۳].

۴-۳- خواص ماده پیشرانه

یکی از ویژگی‌های فیزیکی گرین پیشرانه میزان چگالی جرمی است، که برای محاسبه‌های عملکردی موتور استفاده می‌شود. اگر پیشرانه شامل دو جز ترکیبی باشد، درصد اختلاط و چگالی هر یک معلوم می‌باشد. چگالی پیشرانه با استفاده از رابطه ۵ محاسبه می‌گردد. پس بر اساس تعاریف، پارامترهای ورودی و خروجی در جدول ۳ بیان شده است.

جدول۳- ورودی‌ها و خروجی‌های خواص پیشرانه

پارامتر	نوع داده	تعریف
F_f	ورودی	کسر جرمی سوخت
ρ_F	ورودی	چگالی سوخت
O_f	ورودی	کسر جرمی اکسیدکننده
ρ_O	ورودی	چگالی اکسیدکننده
ϵ_p	ورودی	نسبت چگالی واقعی به ایده‌آل
ρ'_P	خروجی	چگالی ایده‌آل پیشرانه
M_g	خروجی	جرم کل گرین
M_F	خروجی	جرم سوخت
M_O	خروجی	جرم اکسیدکننده
ρ_P	خروجی	چگالی واقعی پیشرانه

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{O_f}{\rho_o} + \frac{F_f}{\rho_F}} \qquad (۵)$$

با مشخص شدن مقدار چگالی پیشرانه و معلوم بودن حجم پیشرانه که از قسمت هندسه گرین به دست آمده است، می‌توان جرم کل پیشرانه و جرم مورد نیاز هر یک از سوخت و اکسیدکننده را با ضرب کسر جرمی سوخت و اکسیدکننده در کل جرم پیشرانه محاسبه نمود[۲۰و۲۲]

۴-۴- مشخصات احتراقی موتور

با تعیین ابعاد موتور و انتخاب خصوصیات گرین، حل برنامه به خواص ترمواحتراقی متناظر نیاز دارد. خصوصیات احتراقی و ترمودینامیکی پیشرانه به همراه سطوح سوزش و کارکرد موتور از مهمترین پارامترهای این قسمت خواهند بود. در جدول ۴ ورودی‌ها و خروجی‌های سیستمی این بخش بیان گردیده است. با تولید محصولات احتراق و جریان یافتن آن در طول موتور و نازل، مقطع گلوگاه نازل به عنوان یک پارامتر تعیین رفتار احتراقی و عملکردی موتور خواهد بود که به صورت سطح دایره می‌باشد.

جدول۴- ورودی‌ها و خروجی‌های بخش احتراقی

پارامتر	نوع داده	تعریف
R'	ورودی	ثابت جهانی گاز
M	ورودی	وزن مولکولی موثر
D_t	ورودی	قطر گلوگاه نازل
k	ورودی	گرمای ویژه مخلوط
a	ورودی	ضریب سوزش
n	ورودی	نمای فشار
P_{atm}	ورودی	فشار اتمسفر
T_0	ورودی	دمای آدیاباتیک
C_{eff}	ورودی	راندمان احتراق
A_t	خروجی	مساحت گلوگاه
t_{webi}	خروجی	ضخامت جان
A_{bi}	خروجی	سطح سوزش
A_{duct}	خروجی	مساحت کانال
A_{load}	خروجی	نسبت مجرایی
T_{0act}	خروجی	دمای احتراق
C^*	خروجی	سرعت مشخصه
R	خروجی	ثابت ویژه گاز
C_D	خروجی	ضریب تخلیه

وزن مولکولی موثر محصولات در تعیین ثابت ویژه گازها احتیاج است که از نرم‌افزار جی دی ا ل[1] قابل محاسبه می‌باشد[۲۶]. یکی از پارامترهای موثر در فرآیند حل بالستیک داخلی، ضخامت جان گرین است که برابر نصف اختلاف قطر خارجی و قطر داخلی گرین تعریف می‌گردد. فرآیند احتراق با سطح سوزش اولیه شروع می‌شود. از این رو رابطه ۶ برای سنجش سطح سوزش گرین ته‌سوز-درون‌سوز وجود دارد.

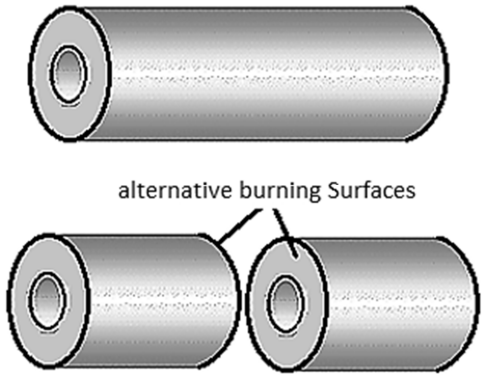
$$A_{bi} = \frac{\pi}{2}\left({D_g}^2 - {d_g}^2\right) + \pi\, d_g L_g \qquad (۶)$$

خروجی حائز اهمیت دیگر سطح مقطع کانال جریان است که حاصل اختلاف سطح مقطع داخلی محفظه از سطح مقطع گرین استوانه‌ای می‌باشد. پارامتر دیگر نسبت مجرایی موتور است که حاصل تقسیم سطح کانال موتور بر سطح گلوگاه می‌باشد. دمای شعله آدیاباتیک، کیفیت احتراق، گرمای ویژه مخلوط، ضریب سوزش، نمای فشار و فشار محیط جز ورودی‌ها هستند که توسط طراح به برنامه معرفی می‌گردند. با توجه به دمای شعله آدیاباتیک و کیفیت احتراق، دمای آدیاباتیک واقعی قابل محاسبه است. ضریب تخلیه جزء خواص ترمودینامیکی است (قابلیت گاز و جریان سیال برای خروج) که در فرآیند حل بالستیک داخلی نقش دارد و از رابطه ۷ قابل محاسبه است[۲۷و ۲۸].

$$C_D = \frac{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2k-2}}}{\sqrt{k\,R\,T_{0act}}} \qquad (۷)$$

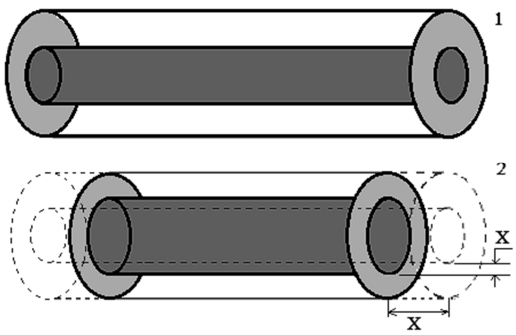
۴-۵- محفظه فشار موتور

برای محاسبه فشار در سه فاز احتراق مطابق با معادله‌های ۲ و ۴ نیازمند تعیین لحظه‌ای سطح سوزش خواهد بود. به ازای هر گام زمانی تعریف شده، تمام پارامترها محاسبه می‌شود و یک ماتریس از اطلاعات لحظه‌ای موتور در اختیار قرار می‌گیرد[۲۹]. در این بخش روش پیشنهادی تشریح می‌گردد. در روش چند قسمتی کردن گرین و جایگزینی سطوح سوزش عرضی، بدون اینکه نیاز به تغییر شکل گرین باشد می‌توان سطوح اضافه‌ای برای سوزش تشکیل داد که در شکل ۳ نشان داده شده است. در شکل مشخص است که دو سطح مقطع عرضی بدون کاهش محسوس طول گرین به سطوح قابل سوزش اضافه می‌گردد و با حفظ شکل اصلی گرین، می‌توان به راندمان حجمی بیش‌تری دست یافت. پس با استفاده از نرخ سوزش و زمان می‌توان میزان جابجایی سطح سوزش را محاسبه نمود و با متغیر پسروی x تعریف می‌گردد. شبیه‌سازی احتراق برای گرین کف‌سوز و درون‌سوز درنظر گرفته شده است و متغیر x بر روی آن سطوح عمل می‌کند. با شروع احتراق قطر داخلی گرین رفته رفته به اندازه x زیادتر و طول هر قسمت گرین کوتاه‌تر می‌گردد. با این که متغیر x یک بعد دارد ولی پسروی برای هر سه بعد گرین مدل‌سازی می‌شود (شکل۴).



شکل۳- مقایسه بین گرین ساده و چندقسمتی

[1] Gas Dynamic Laboratory(GDL)



شکل۴- رگرسیون سطح سوزش گرین برای دو بازه زمانی (x یکسان است)

در برخی موارد برای جابجا کردن آسان‌تر و مونتاژ موتور از قسمت کردن گرین بهره گرفته می‌شود. در آن‌ها پیشرانه بیش‌تر از نوع چسبیده به بدنه هستند و کل محفظه موتور بر روی هم نصب و به عنوان یک واحد عمل می‌نماید، ولی به صورت گرین قالب‌گیری شده و چند بخشی با سطوح عرضی جایگزین مورد استفاده قرار نمی‌گیرند. با تعریف صورت گرفته برای مدل‌سازی سطوح سوزش جدید، رابطه ریاضی سطح سوزش برای N قسمت گرین تعمیم می‌یابد. از این رو تغییر و تعیین سطح سوزش متناسب با ماموریت و نظر طراح امکان‌پذیر می‌باشد. به لحاظ علمی، دیگر نیازی به هندسه‌های گرین پیچیده و تحلیل‌های مشکل آن نمی‌باشد و به لحاظ فنی و صنعتی، امکان ساخت موتور با امکانات و تجهیزات ساده و هزینه کمتر وجود دارد. فشار محفظه با کمیتی به نام Kn تغییر می‌کند. کمیت Kn، نسبت مساحت سطح سوزش به مساحت گلوگاه نازل است. در طراحی موتورهای راکتی، مشخص بودن Kn بسیار با اهمیت است و با دانستن نحوه تغییرات آن، می‌توان رفتار نمودار تراست- زمان و سایر پارامترهای عملیاتی موتور را سنجید. خروجی‌های این بخش در جدول ۵ بیان گردیده است. تمامی داده‌های بالا بر حسب متغیر x و یا یک شمارنده مرتبط با آن محاسبه و مورد استفاده قرار می‌گیرد[۳۰و۳۱].

جدول ۵- خروجی‌های بخش تعیین فشار محفظه

پارامتر	نوع داده	تعریف
$\mathrm{d}(x)$	خروجی	تغییرات قطر داخلی گرین
$\mathrm{L}(x)$	خروجی	تغییرات طول گرین
$\mathrm{A_{duct}}(x)$	خروجی	تغییرات سطح کانال
$\mathrm{A_{bi}}(x)$	خروجی	تغییرات سطح سوزش
$Kn(x)$	خروجی	تغییرات پارامتر طراحی Kn
$\mathrm{V_g}(x)$	خروجی	تغییرات حجم گرین
$\mathrm{V_{free}}(x)$	خروجی	تغییرات حجم خالی محفظه
$\mathrm{M_g}(x)$	خروجی	تغییرات جرم گرین (پیشرانه)
$\mathrm{M_{gen}}(x)$	خروجی	تغییرات جرم تولید شده در محفظه
$\mathrm{t}(x)$	خروجی	تغییرات زمانی
$r(x)$	خروجی	تغییرات نرخ سوزش
$\mathrm{P}_c(x)$	خروجی	تغییرات فشار محفظه
$\mathrm{P_{gage}}(x)$	خروجی	تغییرات فشار پیمانه‌ای

با داشتن مقادیر متغیر رگرسیون، زمان و نرخ سوزش و ارتباط این سه با یکدیگر، می‌توان تمامی خروجی‌ها را بر حسب زمان نیز به دست آورد. تمامی مقادیر و الگوی تغییرات آن‌ها قابل رصد است. نمودارهای کمیت Kn بر حسب ضخامت جان و فشار بر حسب زمان مهم‌ترین داده‌های خروجی می‌باشد[۲۶-۲۹]

۴-۶- مشخصه‌های عملکردی موتور

با تعیین مقدار فشار محفظه از قسمت قبل، می‌توان میزان نیروی تراست را تعیین نمود. اساس تولید نیرو، خروج پرسرعت جرم از میان نازل است. رابطه اصلی تراست به ازای شرایط بحرانی گلوگاه تعمیم داده می‌شود و معادله نهایی در زیر بیان گردیده است[۵].

$$F = C_f A_t P_c + (P_e - P_{atm}) A_e \qquad (۸)$$

A_e سطح خروجی نازل، P_e فشار خروجی از نازل و C_f ضریب تراست می‌باشد که مطابق رابطه ۹ خواهد بود[۱۳].

$$\mathrm{C_f} = \sqrt{\frac{2\mathrm{K}^2}{\mathrm{K}-1}\left(\frac{2}{\mathrm{K}+1}\right)^{\frac{\mathrm{K}+1}{\mathrm{K}-1}}\left[1-\left(\frac{\mathrm{P_e}}{\mathrm{P_c}}\right)^{\frac{\mathrm{K}-1}{\mathrm{K}}}\right]} + \left(\frac{(\mathrm{P_e}-\mathrm{P_a})\mathrm{A_e}}{\mathrm{P_c A_t}}\right) \qquad (۹)$$

در رابطه بالا K نسبت گرمای ویژه برای جریان دوفازی است و این مقدار در عملکرد نازل و راندمان عملیاتی موتور موثر است. با مشخص شدن مقادیر نیرو و با استفاده از روابط زیر می‌توان ضربه کل و ضربه ویژه را محاسبه نمود که هر یک بیانگر قدرت و توانایی تولید نیرو برای موتور و پیشرانه است[۳۲].

$$\mathrm{I_t} = \int_0^{\mathrm{t}} \mathrm{F.dt} \qquad (۱۰)$$

$$I_{sp} = \frac{I_t}{M_g\, g} \qquad (۱۱)$$

برای محاسبه ضربه کل، مقادیر نیرو و زمان در اندازه‌های گسسته با یکدیگر جمع می‌شوند. با این اوصاف ورودی‌ها و خروجی‌های این بخش به قرار جدول ۶ خواهد بود[۳۳].

جدول۶ ورودی‌ها و خروجی‌های عملکردی موتور

پارامتر	نوع داده	تعریف
K	ورودی	گرمای ویژه دو فازی
ζ	ورودی	راندمان نازل
P_e	ورودی	فشار خروجی
g	ورودی	شتاب گرانش
C_f	خروجی	ضریب تراست
F	خروجی	نیروی تراست
I_{spI}	خروجی	ضربه ویژه ایده آل
I_t	خروجی	ضربه کل

۴-۷- هندسه نازل

وظیفه نازل شتاب بخشیدن به جریان و ذارت حاصل از سوزش ماده پیشرانه است. برای مدل‌سازی ریاضی جریان عبوری از نازل، چندین فرض جریان تراکم‌پذیر یک‌بعدی دائم[1] درنظر گرفته شده است. البته مواردی چون تغییرات سطح مقطع نازل، اصطکاک دیواره و اتلاف حرارت از عوامل مهم تأثیرگذار هستند. سه سطح اصلی ورودی، گلوگاه و خروجی در هندسه نازل وجود دارد و پایه حل برای نازل با شکل مخروطی می‌باشد. سطح ورودی هم‌اندازه قطر موتور و گلوگاه نازل نیز در بخش‌های قبل جزو پارامترهای طراحی بوده است و فقط سطح خروجی مجهول خواهد بود. اگر چهار رابطه انرژی، پیوستگی، مومنتوم و معادله حالت را با شرط آدیاباتیک بودن در نظر گرفته شود، روابط سطح خروجی و سرعت خروجی به قرار زیر است[۳۴].

$$\frac{A^*}{A_e} = \left(\frac{K+1}{2}\right)^{\frac{1}{K-1}} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{1}{K}} \sqrt{\left(\frac{K+1}{K-1}\right)\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]} \qquad (۱۲)$$

$$V_e = \sqrt{2T_0R\left(\frac{K}{K-1}\right)\left[1-\left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]} \qquad (۱۳)$$

نیم‌زاویه همگرایی با β و نیم‌زاویه واگرایی با α معرفی می‌گردد. در جدول ۷ ورودی و خروجی‌های بخش نازل مشخص گردیده است. λ فاکتور تصحیح برای جریان محوری نازل است، چون در قسمت واگرای نازل به دلیل وجود مولفه سرعت غیر محوری، کارآیی آن کاهش می‌یابد.

جدول۷- ورودی‌ها و خروجی‌های هندسه نازل

پارامتر	نوع داده	تعریف
β	ورودی	نیم‌زاویه همگرایی
α	ورودی	نیم‌زاویه واگرایی
L_{con}	خروجی	طول قسمت همگرا
L_{div}	خروجی	طول قسمت واگرا
I_{sp}	خروجی	ضربه ویژه تولیدی
V_e	خروجی	سرعت خروجی
r_e	خروجی	شعاع سطح خروجی

$$\lambda = \frac{1}{2}(1+cos\alpha) \qquad (۱۴)$$

ضربه ویژه تولیدی وابسته به مقدار فاکتور تصحیح نازل و کیفیت احتراق می‌باشد و به صورت رابطه ۱۵ بیان می‌شود[۳۵].

$$I_{sp} = C_{eff}\, \lambda\, I_{spI} \qquad (۱۵)$$

سرعت خروجی به صورت مجموعه مقادیر است و نمودار آن بر حسب زمان قابل رسم خواهد بود.

۴-۸- سازه و ضخامت محفظه احتراق

اصول طراحی این بخش بر پایه تئوری و روابط جداره نازک می‌باشد. در جدول ۸ ورودی‌ها و خروجی‌های این بخش بیان گردیده است. نسبت استحکام، معیاری برای طراحی محسوب می‌شود که از تقسیم تنش تسلیم بر تنش نهایی به دست می‌آید[۳۶]. با انتخاب ضریب اطمینان مناسب، ضخامت دیواره محفظه از رابطه زیر محاسبه می‌گردد[۳۷].

$$t_{wall} = \frac{P_{max}.FS.D_C}{2\,F_y} \qquad (۱۶)$$

[1] Steady one- dimensional compressible fluid flow

ضخامت دیواره با در نظر گرفتن حداکثر فشار محفظه محاسبه می‌شود. خروجی دیگر میزان تغییر قطر محفظه به دلیل اعمال فشار درونی است که می‌توان از رابطه زیر محاسبه نمود.

$$\Delta D_C = \frac{P_{max}.{D_C}^2}{2\,E.\,t_{wall}}\left(1-\frac{\nu}{2}\right) \qquad (۲۶)$$

جدول۸- ورودی‌ها و خروجی‌های سازه محفظه احتراق

پارامتر	نوع داده	تعریف
d_c	ورودی	قطر داخلی محفظه
FS	ورودی	ضریب اطمینان
F_u	ورودی	تنش نهایی
F_y	ورودی	تنش تسلیم
E	ورودی	مدول الاستیسته
ν	ورودی	نسبت پواسون
ΔD_C	خروجی	تغییر قطر محفظه
B	خروجی	نسبت استحکام ماده
t_{wall}	خروجی	ضخامت پوسته

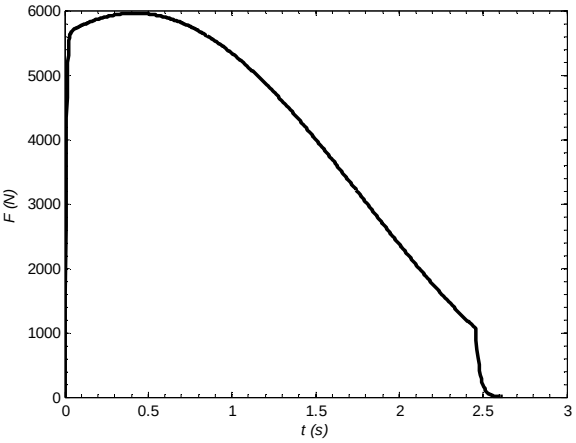
تمامی داده‌های بالا در شرایط پایدار سازه و خواص ماده‌ی مشخص قابل استناد است[۳۳- ۳۵].

۵- طراحی موتور

با استفاده از نرم افزار محاسباتی متلب و مطابق با روند و روابط بیان شده در قسمت‌های قبل، کد محاسباتی طراحی موتور راکت پیشرانه جامد بر اساس روش چند قسمتی کردن گرین و ایجاد سطوح سوزش عرض جایگزین تدوین می‌شود. این کد با نام SPRMD تعریف می‌شود و بعد از تدوین برنامه مورد نظر و رفع اشکالات محاسباتی آن، یک موتور متناسب با امکانات موجود و جهت ساخت و آزمایش نهایی، طراحی می‌گردد. پارامترهای اصلی عملکردی و ابعادی اجزای موتور طراحی شده در جدول ۸ بیان شده است. هدف از طراحی و ساخت موتور، آزمایش آن و تعیین رفتار نیروی تراست است. از این رو نمودار نیروی تراست- زمان حاصل از حل کامپیوتری این موتور در شکل ۵ نشان داده شده است.

جدول ۹- پارامترهای اصلی موتور طراحی شده

پارامتر اصلی طراحی موتور	مقدار	واحد
قطر داخلی محفظه	۱۰۶٫۵	میلی‌متر
طول محفظه احتراق	۵۰۰	میلی‌متر
قطر خارجی گرین	۱۰۳	میلی‌متر
قطر داخلی گرین	۳۰	میلی‌متر
کسر جرمی سوخت	۳۵	درصد
چگالی سوخت(ساکاروز)	۱۵۸۰	کیلوگرم بر مترمکعب
کسر جرمی اکسیدکننده	۶۵	درصد
چگالی اکسیدکننده(پتاسیم نیترات)	۲۱۰۹	کیلوگرم بر مترمکعب
جرم کل پیشرانه	۷٫۲	کیلوگرم
قطر گلوگاه نازل	۲۲٫۵	میلی‌متر
دمای واقعی محفظه	۱۶۳۴	کلوین
زمان سوزش	۲٫۴۶	ثانیه
زمان تولید نیرو	۲٫۶۲	ثانیه
حداکثر فشار	۸٫۹۵	مگاپاسکال
حداکثر نیروی تراست	۵۹۵۸٫۸	نیوتون
متوسط تیروی تراست	۴۶۸۹٫۹	نیوتون
قطر بهینه خروجی نازل	۷۳٫۳	میلی‌متر
ضربه کل	۱۰۴۸۵	نیوتون- ثانیه
ضربه ویژه ایده‌آل	۱۴۸٫۵	ثانیه
ضربه ویژه تولیدی	۱۳۸٫۶۷	ثانیه
ضریب اطمینان	۱٫۵	-
ضخامت محفظه	۲٫۳۸	میلی‌متر

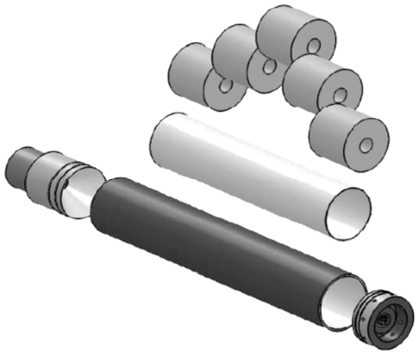


شکل۵- نمودار نیروی تراست- زمان موتور طراحی شده

۶- ساخت و آزمایش موتور

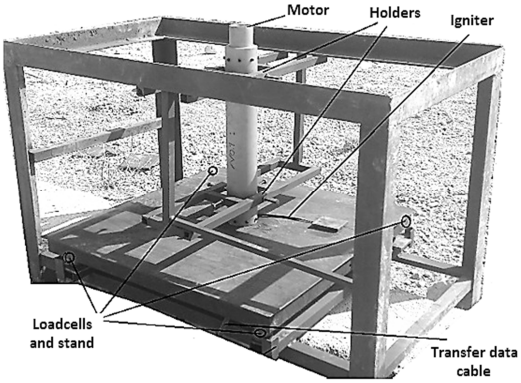
اکنون باید اجزای اصلی موتور طراحی و تحلیل شده در قسمت‌های قبل را ساخت و تهیه نمود. ساخت قطعات، فرآوری و قالب‌گیری گرین پیشرانه، چیدمان و اجزای مجموعه آزمایش،

رعایت موارد ایمنی در آزمایش و ضبط نتایج جزء ویژگی‌های اصلی این بخش است[۳۸]. نازل، محفظه موتور، درپوش موتور، عایق، اورینگ‌های آب‌بند، قالب پیشرانه، فرآوری پیشرانه و اتصالات اجزای اصلی هستند که تهیه و ساخته شده‌اند. موتور به‌گونه‌ای طراحی شده است که بیشترین نیرو را در ابتدا بدهد و یک سوزش پسرو داشته باشد. جهت اتصال درپوش و نازل از ۸ عدد پیچ فولادی و برای آب‌بندی آن‌ها ۲ عدد اورینگ پلاستیکی استفاده می‌شود[۳۹]. سامانه آتش‌زنه نیز متناسب با حجم و آستانه فشاری موتور طراحی و ساخته شده است که خرج آن از باروت سیاه می‌باشد. در شکل ۶ تمامی اجزای موتور به همراه گرین پیشرانه نمایش داده شده است. سازه سکوی آزمایش با شرایط استاندارد و متناسب با اندازه موتور ساخته شده است[۴۰].



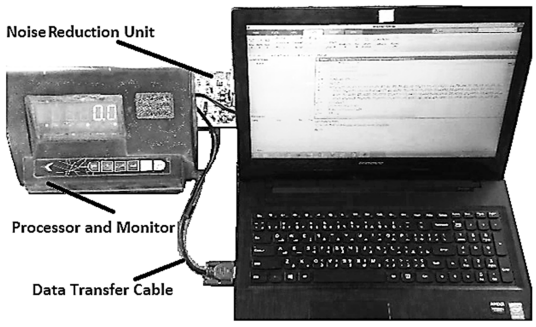
شکل۶- نمایش اجزای اصلی موتور طراحی شده

سکوی آزمایش از نوع عمودی است، یعنی بدین صورت که نیروسنج همانند یک کفه ترازو در پایین سکو قرار می‌گیرد و موتور به صورتی که نازل رو به بالا باشد، نصب می‌گردد. با خروج جریان گاز از نازل به سمت بالا و عکس‌العمل نیرو بر روی سیستم نیروسنج می‌توان داده‌ها را اندازه‌گیری نمود. سکوی آزمایش به لحاظ مکانیکی باید توانایی تحمل نیروها، امکان نصب تجهیزات اندازه‌گیری، پایداری استاتیکی هنگام نصب و آزمایش موتور و همچنین ایمنی داشته باشد. در زیر کفه استقرار ۴ عدد نیروسنج خمشی برند زمیک سری H8C تعبیه شده است و طبق استاندار حفاظتی IP67 و استاندار اروپایی اومیل کالیبره گردیده‌اند. سکوی آزمایش مدنظر در شکل ۷ نشان داده شده است.

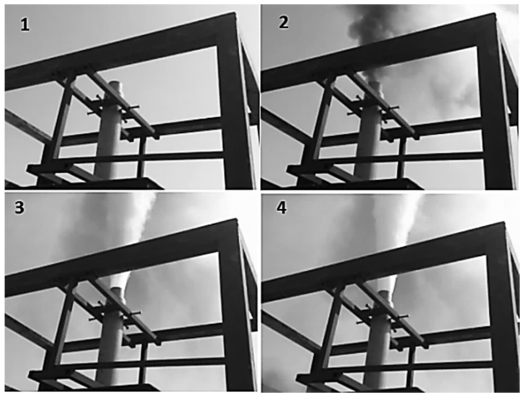


شکل۷- اجزای اصلی سکوی آزمایش با موتور نصب شده

تخلیه گازهای احتراق در یک فضای باز صورت می‌گیرد. تجهیزات ثبت سامانه شامل یک مبدل پردازشی است که اطلاعات خروجی از نیروسنج‌های الکتریکی را نشان می‌دهد و یک درگاه خروجی جهت اتصال به رایانه با کابل مانیتور وی جی آی دارد و به صورت همزمان ضبط داده انجام می‌گیرد. با اعمال نیرو بر کفه استقرار، سیگنال الکتریکی خروجی از نیروسنج‌ها به مبدل منتقل می‌گردد. مبدل بر روی نمایش‌گر کوچک خود میانگین وزن حاصل شده از نیروی اعمالی را با دقت ۵۰۰ گرم نشان می‌دهد و برای ثبت داده‌ها، به طور موازی به رایانه متصل است. برای افزایش دقت اندازه‌گیری و کاهش نویز سیگنال‌های ارسالی به رایانه یک مدار نوسان‌گیر الکتریکی با ولتاژ تغذیه ۱۲ ولت به مبدل متصل گردیده است[۴۱]. مجموعه ضبط و ثبت داده آزمایش در شکل ۸ مشخص می‌باشد. پاسخ فرکانسی دستگاه به ازای ثبت داده،۶۰ نقطه در ثانیه است که نسبتاً مناسب می‌باشد. با نصب موتور روی سکوی، اتصال آتش‌زنه به سویچ فعال‌کننده و رعایت الزامات ایمنی، موتور توسط تیم آزمایش روشن می‌گردد[۴۲]. طول جت گازهای پرسرعت خروجی حدود ۶ متر ثبت گردید. شکل ۹ موتور در حال کارکرد را نشان می‌دهد.



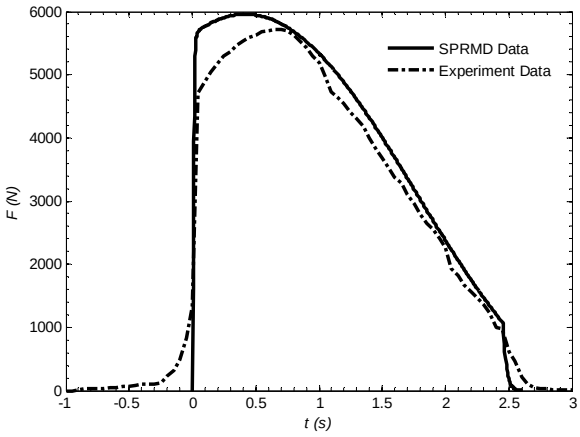
شکل۸- تجهیزات ضبط و ثبت داده‌های خروجی آزمایش



شکل۹- موتور در مرحله آخر مونتاژ و تصاویر لحظات آزمایش استاتیک

۷- مقایسه و اعتبارسنجی

با شروع احتراق موتور و پایان کارکرد آن، داده‌های خروجی از مبدل پردازشی به صورت دسته نقاط ضبط می‌شود. داده‌ها در سه ستون ذخیره می‌گردد. ستون اول تعداد داده‌ها، ستون دوم زمان و ستون سوم مقادیر اندازه‌گیری نیرو می‌باشد. در برنامه عددی موجود امکان وارد کردن نقاط، رسم و مقایسه نمودار و تعیین مقادیر عملکردی حاصل از آزمایش موتور وجود دارد تا فرآیند اعتبارسنجی کاملی انجام بپذیرد. با دریافت و ضبط اطلاعات عددی حاصل از آزمایش و اطمینان از صحت آن، نتایج روی نمودار رسم می‌گردد و با نمودار حاصل از برنامه مقایسه می‌شود. مقداری نقطه داده با پراکندگی زیاد نیز وجود داشت که از میان مجموعه حذف گردید. نمودار نیروی تراست- زمان به ازای خروجی برنامه عددی با خط پررنگ و برای آزمایش با خط ممتد ترسیم گردیده است(شکل۱۰).



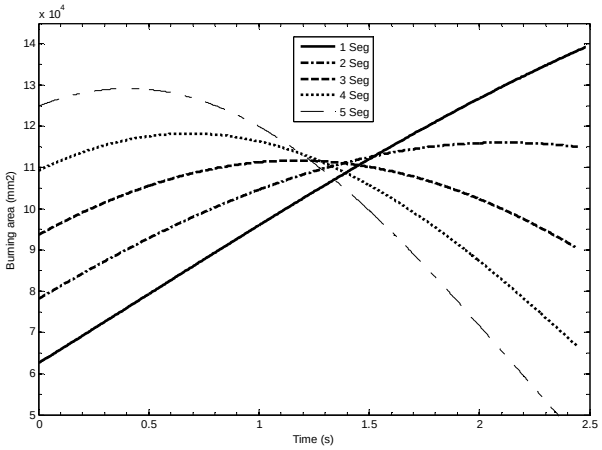
شکل۱۰- مقایسه نمودار نیروی تراست حاصل از برنامه و آزمایش استاتیک

رفتار و تغییرات نمودار تراست- زمان در ابتدا و انتهای کارکرد موتور متفاوت است. در ابتدای کارکرد موتور به دلیل شروع احتراق حاصل از آتش‌زنه فشار به تدریج افزایش می‌یابد و با سوزش لایه اول پیشرانه به صورت صعودی افزایش می‌یابد. ولی نرخ صعود شیب ملایم‌تری نسبت به رابطه ریاضی مدل دارد. در انتهای کارکرد موتور، به دلیل تخلیه مستمر فشار محفظه شیب نزولی نمودار برنامه عددی مقداری از نمودار آزمایش انحراف دارد. این موتور بیش‌ترین نیرو را در ابتدا تولید می‌کند که به معنی نرخ مصرف زیاد پیشرانه در ابتدا است. با توجه به شکل ۱۰ و مقایسه رفتار نمودار تراست- زمان حاصل از برنامه عددی و آزمایش، نتایج حاصله انحراف اندکی از یکدیگر دارند. پارامترهای عملکردی حاصل از داده‌های آزمایش موتور در جدول ۹ جمع‌بندی گردیده است.

جدول ۱۰- نتایج خروجی حاصل از آزمایش عملیاتی موتور

پارامتر عملکردی آزمایش	مقدار	واحد
حداکثر نیروی تراست	۵۷۱۳	نیوتون
خطای حداکثر نیروی تراست با برنامه	۴/۱۲	درصد
ضربه کل	۹۹۵۶	نیوتون- ثانیه
خطای ضربه کل با برنامه	۵/۰۴	درصد
ضربه ویژه	۱۴۱.۰	ثانیه
خطای ضربه ویژه با برنامه	۵/۰۵	درصد

یک تفسیر کلی از چند قسمتی کردن گرین برای همین ابعاد موتور انجام شده است. بدین صورت که با اعمال گرین‌های ۱ تا ۵ قسمتی در فرآیند حل موتورهای هم اندازه، میزان سطح سوزش اولیه و تغییرات زمانی آن مورد بحث قرار گرفته است (شکل۱۱).



شکل۱۱- نمودارهای سطح سوزش برای گرین‌های ۱ تا ۵ قسمتی

با توجه به محور سمت چپ سطح سوزش (محور عمودی) که مبین سطح سوزش اولیه کل گرین است، با افزایش تعداد بلوک‌های گرین، سطح سوزش اولیه نیز افزایش خواهد داشت. برای موتور طراحی و آزمایش شده (گرین ۵ قسمتی)، مشخص

است که با سطح سوزش و نیروی زیاد شروع به کار می‌کند و سپس یک سوزش پسرو خواهد داشت. نقطه مقابل آن گرین یک تکه است که با شروع احتراق و پسروی سطح سوزش، قطر داخلی گرین بیش‌تر می‌شود و متناظر با آن سطح سوزش افزایش می‌کند. به عبارتی با سطح سوزش و نیروی تراست کم شروع به کار می‌کند و سپس سوزشی پیشرو خواهد داشت. برای موتور کنونی، حداکثر سطح سوزش و نیروی تراست به ترتیب، در ابتدا و انتهای کارکرد موتور رخ می‌دهد. این نتیجه بیانگر اثرات چند قسمتی کردن گرین و سطح سوزش عرضی جایگزین بر رفتار موتور می‌باشد. پس می‌توان این روش پیشنهادی را به عنوان یک راه‌حل تئوری و عملی برشمرد.

۸- نتیجه‌گیری

توانایی شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور پیشرانه جامد از مباحث پرسابقه و مورد علاقه محققان حوزه آیرودینامیک و پیشرانش است. هدف مدنظر، شبیه‌سازی جریان بالستیک داخلی با اعمال چند بخشی کردن گرین است. در این تحقیق به تعیین سطح سوزش گرین با ایجاد سطوح عرضی جایگزین پرداخته شده است. در مطالعات و تحقیقات گذشته از این روش به عنوان یک عامل موثر در تعیین سطح سوزش و طراحی موتور استفاده نگردیده و گاها به عنوان یک تکنیک در بخش ساخت مورد استفاده قرار گرفته است. توانایی تغییر و تعیین سطح سوزش به عنوان کلید طراحی موتور شناخته می‌شود که متناسب با ماموریت قابل دستیابی است. ابتدا تمامی مولفه‌های تئوری و تجربی شبیه‌سازی بالستیک داخلی درنظر گرفته می‌شود و سپس مدل ریاضی روش مدنظر به آن اعمال می‌گردد. مقایسه‌ها و نتایج حاصل از بخش عددی نشان‌دهنده امکان تعیین سطح سوزش مطابق با نظر طراح است. البته چند نکته را باید رعایت نمود که عبارتند از اندازه طول هر بلوک پیشرانه متناسب با ضخامت جان گرین، توجه به شرایط سوزش فرسایشی، نسبت مجرایی مناسب و توجه به پایدار و پایایی احتراق. رعایت این نکات وابسته به تجربه طراح و انجام آزمایش‌های متعدد جهت شناخت این پدیده‌ها است. بعد از امکان‌سنجی و اطمینان از صحت محاسبات برنامه عددی، موتور طراحی شده آزمایش می‌گردد. مقایسه منحنی‌های حاصل از برنامه و آزمایش دارای انحراف اندکی هستند. خطای ۵ درصد در پارامترهای عملکردی به دست آمده، بیان‌گر دقت فرآیند تحقیق است. ویژگی‌های این روش را می‌توان به عنوان یک شبیه‌سازی علمی، روشی ساده و کم‌هزینه برای ساخت، بهینه‌سازی و افزایش راندمان عملکردی و تعیین رفتار نیروی موتور درنظر گرفت. بعد از آزمایش امکان محاسبه ضرایب تصحیح طراحی و راندمان کارایی موتور (مانند احتراق، نازل و ضریب تخلیه) وجود دارد. محاسبه ضرایب تصحیح، نیازمند داشتن اطلاعات تجربی دیگر مانند مقادیر دما، فشار و جرم خروجی است که به دلیل کمبود امکانات و عدم دسترسی به تجهیزات میسر نگردید.

مراجع

[1] Andrew J., "A Phased trade Study for Design of a solid rocket motor", Rensselar Polytechnic Institute, Graduate Project, Hartford, April 2012.

[2] Sutton G. P., Oscar B., "Rocket Propulsion Elements", 7th edition, Wiley Inter. science, New York, 2001.

[3] Geisler R., Beckman C., "The history of the BATES motor at the Air force rocket propulsion laboratory", 34th AIAA/ASME /SAE/ASEE joint propulsion Confrerence & Exhibit, Cleveland, July 1998.

[4] Gordon C. O., "Aerothermodynamics Of Gas Turbine And Rocket Propulsion", Third Edition, AIAA Education Series, 1998.

[5] Davenas A, "Solid Rocket Propulsion Technology", Technology and Research Director, SNPE, France, 1993.

[۶] حیدری محمد رضا، آدمی امیرحسین،" تحلیل گرین‌های خاص و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور سوخت جامد"، فصل‌نامه علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی، جلد ۵، شماره ۳، صفحه ۶۷-۸۰، پاییز ۱۳۹۱.

[۷]حیدری محمد رضا، آدمی امیرحسین،" تحلیل گرین‌های عمومی و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور سوخت جامد"، مجله علمی- پژوهشی مواد پرانرژی، سال ۵، شماره ۲، صفحه ۵۹-۷۲، پاییز و زمستان ۱۳۸۹.

[۸]حیدری محمد رضا، رزاقی بهروز،" استفاده از شبکه متحرک برای شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد"، مجله مکانیم و هوافضا (انتقال حرارت و پیشرانش)، جلد۶، شماره ۲، صفحه ۱-۱۰، ۱۳۸۹.

[9] Lesage A., "Solid Propellant Grain Geometry Design, a model for Evolution of star Shaped Interfaces", Bachelor project verslag Natuur University Van Amsterdam, 2010.

[10] Li Q., He G. Q., Liu P. J., Li J., “Coupled simulation of fluid flow and propellant burning surface regression in a solid rocket motor”, Computers & Fluids journal, No.93, 2014.

[11] Javad A., Sundarm I. A., Charkraborty D., "Internal ballistic code for solid rocket motors using minimum distance function for grain burnback", Defence Science Journal, Vol. 65, No. 3, May 2015.

[12] Terzic J.,. Zecevic B, Baskarad M., Catovic A., sabina S. K., "Prediction of internal ballistic parameters of solid propellant rocket motors", 8th international armament Conference, Poland,2010.

[۱۳] فولادی نوربخش، زین العابدینی احمد،" فرآیند طراحی مفهومی سامانه‌های پیشرانش سوخت جامد"، پروژه افق

گزارش(۱-۱۷)، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مرکز تحقیقات فضایی، ۱۳۸۶.

[14] Terzic J., Zecevic B., Baskarad M., Catovic A.,. sabina S. K, "Numerical simulation of internal ballistics parameters of solid propellant rocket motors",15th Seminar New Trends in Research of Energetic Materials, Part II, Czech, 2012.

[15] Gomes F. M., "Internal ballistic simulation of a solid propellant rocket motor", M.Sc Thesis Final Report, Engenharia Aeronautical University of Beira Interior, 2013.

[16] Nakka R. A., "Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing", graduate Thesis, The University of Manitoba, 1984.

[۱۷]فولادی نوربخش،" اصول طراحی سامانه‌های پیشران سوخت جامد" ، انتشارات دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ۱۳۸۹.

[18] Morgan G. C., "An Investigation into the combustion and performance of small solid propellant rocket motors", Aeronautical Engineering Project, Thesis and Practical Experience, University of New South Wales- Australian Defence Force Academy,2008.

[19] Kuentzmann P., "Introduction to solid rocket propulsion", presented at the RTO/VKI, RTO-EN-023, Rhode-Saint-Genèse, Belgium, May 2002.

[20] Marius M. I., "Solid rocket motor internal ballistics simulation using different burning rate models", U.P.B. Sci. Bull., Series D, Vol. 76, 2014.

[21] Püskülcü G., Ulas A., "3-D grain burnback analysis of solid propellant rocket motors: part 2-Modeling and Simulations", Aerospace Science and Technology, 2008.

[22] NASA,"Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistic", NASA SP-8076, March1972.

[23] NASA,"Solid Propellant Selection and Characterization", NASA SP-8064, June 1971.

[24] .Crorie Mc, David J.,"Particle Behavior In Solid Propellant Rocket Motors And Plumes", M.S Thesis, Auburn University, 1992.

[25] Eduardo C. B. and et al, "KnSu Solid Propellant Granulometry Effects Analysis Involving a Ball Mill", 21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering, Natal, 2011.

[26] Lengellé G., Duterque J., Trubert J.F., "Combustion of Solid Propellants", Presented at the RTO/VKI published in RTO-EN-023, Rhode-Saint-Genèse, Belgium, 27-31 May 2002.

[27] Nakka R,"Solid Rocket motor theory-Propellant Combustion", Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Retrieve 3-2015, http:// members.aol.com/ricnakk/th_comb.html,02-2007.

[۲۸] یاری سعید و همکاران،" ارزیابی اثر پارامترهای مختلف بر سرعت سوزش پیشرانه های جامد مرکب"، مجله تحقیق و توسعه مواد پر انرژی، سال ۱۰، شماره۱، بهرا وتابستان ۱۳۹۳.

[۲۹] بحرینی فتح الله،" طراحی و ساخت سامانه پرتاب سوخت جامد مقیاس کوچک"، پروژه کارشناسی، دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، تابستان۹۲.

[30]Nakka R., "Solid Rocket motor theory-Chamber pressure",Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Retrieve 3-2015, http://www.nakka-rocketry.net/ th_pres.html, 06-2007.

[۳۱] بحرینی فتح الله، کریمی مزرعه شاهی حسن،" طراحی، ساخت و آزمایش موتور پیشران جامد مقیاس کوچک بر پایه شبیه‌سازی داخلی"، اولین کنفارنس بین‌المللی و سومین کنفرانس ملی پیشرانش هوافضایی ایران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، ۱۳۹۳.

[32] Turner M. J. L.,"Rocket and Spacecraft Propulsion", Principles, practice and new developments, Second Edition, Published in association with praxis publishing and springer, UK, 2006.

[33] R. Nakka, "Solid Rocket motor theory- Rocket Motor Thrust and the thrust Coefficient", Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Retrieve3-2015, http://www.nakkarocketry.net/th_thrst.html, 12-2008,

[34] NASA,"Solid Rocket Motor Performance Analysis and prediction", NASA SP-8339, May1971.

[35] R. Nakka, "Solid Rocket motor theoryNozzle Theory", Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Retrieve 3-2015, http://members.aol.com/ ricnakk/th_nozz.html, 02-2007.

[36] Raju S. S., Kumar R. K., Kumar Y. P., "Design and Analysis of Rocket Motor Casing by Using Fem Technique", International Journal of Engineering and Advanced Technology (IJEAT), Vol.2, February 2013.

[37] Hyer M. W., White S. R., "Stress Analysis of Fiber-reinforced Composite Materials", Pennsylvania, DES tech Publications, 2009.

[38] Emerson A. S. and et al, "Development of test stand for experimental investigation of chemical and physical phenomenain Liquid Rocket Engine", J. Aerospace Technology Management, Vol.3, No.2, May-Aug., 2011.

[39] Singh S., "Solid Rocket Motor for Experimental Sounding Rockets", Advances in Aerospace Science and Applications, Volume 3, Number 3, 2013.

[40] Dennis J., Villarreal J. K.,"Design and Validation Testing of the Sol-Brid Rocket Motor", 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida, 2011.

[41] Dennis J., Villarrea J. K.,"A Primer for University-Level Solid Rocket Motor Research and Development", 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida, 2010.

[42] Meyerowitz G., "Experimental Rocket Motor Safety & Standards Manual", YPL Director, Yale University, June 2013.