

فناوری‌ها و روش‌های نوین در تعیین نرخ سوزش پیشران‌های جامد

نرخ سوزش در تعیین رفتار بالستیکی و عملکردی پیشران‌های راکت جامد نقش بسیار مهمی ایفا می‌کند. در این مقاله تأثیر عوامل مختلفی مثل فشار محفظه احتراق، دمای اولیه گرین پیشران، نسبت سوخت به اکسیدکننده، ترکیب درصد اجزای پیشران، اندازه ذرات اکسیدکننده، اندازه راکت موتور و اندازه گرین بر نرخ سوزش بررسی شده است. در ادامه، اصول و مبانی نرخ سوزش پیشران‌های جامد، روش‌ها و تجهیزات آزمایشگاهی مانند (روش کرافورد، روش Closed Vessel، روش‌های اندازه‌گیری فراصوت، روش‌های مایکروویو، روش پرتونگاری اشعه ایکس، روش اندازه‌گیری ظرفیت الکتریکی پلاسما، روش‌های نوری و سیستم‌های انتشار صوتی) به کاررفته در کشورهای مختلف پیشرو در صنعت پیشران به منظور اندازه‌گیری نرخ سوزش پیشران‌ها ارائه شده است. با مقایسه مزایا و معایب هر یک از تجهیزات و روش‌های به کاررفته در تعیین نرخ سوزش پیشران‌های جامد، می‌توان تجهیزات و روش مطلوب را با در نظر گرفتن جوانب کلی اعم از عملیاتی، اقتصادی، کاربردی بودن، ایمنی و ... انتخاب کرد.

واژه‌های کلیدی: نرخ سوزش، پیشران جامد، بمب کرافورد، موتور مقیاس کوچک، گرین پیشران.

محمدعلی دهنوی^{۱*}، دانشیار، گروه مهندسی شیمی، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)،
رضا امامی^۲، دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی شیمی، دانشکده و پژوهشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع).

*نویسنده مخاطب: آدرس: تهران، کد پستی: ۱۶۹۸۷۱۵۴۶۱

mdehnavi@ihu.ac.ir

Technologies and New Methods for Determining the Burning Rate of Solid Propellants

The burning rate plays an important role in determining the performance and ballistic behavior of solid rocket propellant. In this paper, the effect of various factors on burning rate, such as combustion chamber pressure, propellant grain initial temperature, fuel/oxidizer ratio, composition of the components propellant, oxidizer particle size, motor rocket size, and grain size have been investigated. For this purpose, technologies, methods, and various laboratory equipment are used, the most important of which are the methods such as Crawford, Closed Vessel, Ultrasound Measurement, Microwave, X-Ray X-ray, Plasma Electrical Capacity Measurement, Optical Techniques, Audio Publishing Systems. All of these methods are used in leading countries to measure the propellants burning rate. Consequently, the appropriate method and equipment considering general aspects (operational, economic, functional, safety, etc.) can be selected, comparing the advantages and disadvantages of each above-mentioned technologies, equipment and methods for the determination of the burning rate of solid propellants.

Keywords: Burning rate, Solid propellant, Crawford bomb, Subscale motor, Propellant grain

M.A. Dehnavi^{1*}, Associate Professor, Department of Chemical Engineering, Faculty of Engineering, Imam Hossein University
R. Emami², M. Sc. Student, Department of Chemical Engineering, Faculty of Engineering, Imam Hossein University

*Corresponding Author, Postal Code: 1698715461, Tehran, IRAN

mdehnavi@ihu.ac.ir

مقدمه

رفتار بالستیکی پیشران‌های جامد به وسیله نرخ سوزش تعیین می‌شود. بنابراین، از میان پارامترهای کنترل‌کننده عملیات موتور راکت جامد، نقش نرخ سوزش بسیار مهم است [۱-۳]. نرخ سوزش پیشران‌های جامد تحت تأثیر پارامترهای زیادی قرار می‌گیرد که می‌توان به فشار محفظه احتراق، دمای اولیه گرین پیشران^۱، ترکیب درصد اجزای پیشران، اندازه ذرات اکسیدکننده و سوزش فرسایشی^۲ به عنوان مهم‌ترین پارامترها اشاره کرد [۳]. پیشران جامد مرکب مخلوطی ناهمگن از اکسیدکننده (مانند آمونیوم پرکلرات (AP))، بایندر (مانند پلی‌بوتادین خاتمه‌یافته با هیدروکسیل (HTPB))، پودر فلزی به عنوان سوخت (مانند آلومینیوم) و برخی افزودنی‌های دیگر است [۳]. نرخ سوزش توسط پارامترهای مختلفی مثل فشار، ارزش حرارتی، چگالی، ضریب هدایت حرارتی، دمای اولیه پیشران، اندازه ذرات اجزای کریستالی، محتوای مواد فرار پیشران و درجه ژلاتینه شدن نیتروسولوز در پیشران‌های دوپایه کنترل می‌شود [۴].

امروزه به دلیل تنوع روش‌ها و تجهیزات آزمایشگاهی مختلف برای اندازه‌گیری نرخ سوزش پیشران‌های جامد، تدوین و استانداردهای رویکردهای مختلف توسعه‌یافته توسط کشورهای مختلف جهان یک ضرورت است. طراح موتور راکت باید درک درستی از تغییرات نرخ سوزش پیشران با فشار و دما داشته باشد تا یک طراحی مؤثر با حداقل تکرار حین توسعه موتور ارائه کند. نرخ سوزش تعیین‌کننده سطح سوختن، فرایند احتراق، نرخ جریان جرمی و بنابراین، کنترل‌کننده مستقیم فشار و پیشرانش موتور است [۱].

نرخ سوزش پارامتر اصلی در طراحی، توسعه و راه‌اندازی موتورهای راکت جامد است. دانستن وابستگی دقیق نرخ سوزش به فشار اهمیت زیادی دارد، چون بر دقت پیش‌بینی عملکرد موتور تأثیرگذار است. فرمولاسیون‌های پیشران جدید توسط خواص بالستیکی آنها ارزیابی می‌شود. کیفیت موتور براساس اندازه‌گیری نرخ سوزش نمونه‌های پیشران ریخته‌گری شده کنترل می‌شود [۵]. بررسی نرخ سوزش در شرایط پایا یا ناپایا نیز یک گام اساسی در مطالعات مربوط به برنامه‌های کاربردی (عملکرد، هزینه و کپولت موتور) و درک اصول و مبانی سوزش است [۶]. در بررسی‌های انجام‌شده توسط تعدادی از کشورهای عضو ناتو^۳ و غیر ناتو شامل ۲۳ تولیدکننده مختلف پیشران، سازمان‌های صنعتی، آزمایشگاه‌های دولتی و دانشگاه‌هایی که درخصوص موتورها و ارزیابی نرخ سوزش فعالیت دارند،

موتورهای موجود براساس وزن گرین پیشران استفاده‌شده در ۵ گروه دسته‌بندی شدند که در جدول ۱ مشخصات آنها فهرست شده است [۷، ۸].

جدول ۱- گروه‌بندی موتورها در بررسی بین‌المللی براساس وزن گرین پیشران استفاده‌شده [۷، ۸].

تعداد موتورهای استفاده‌شده					کاربران	
V	IV	III	II	I	تعداد سایشها	منطقه
>۱۰۰۰۰	۱۰۰۰۰g ۵۰۰	۵۰۰g ۵۰	۵۰g ۲۰	<۲۰g	۱۴	کانادا/ ایالات متحده
۴	۳	۷	۱۲	۸	۹	اروپا
۱	۲	۸	۸	۴	۲۳	مجموع
۸	۵	۱۵	۲۰	۱۲		

پیکربندی بیشتر موتورها دارای گرین‌های استوانه‌ای، سوراخ‌شده از مرکز و در کلاس‌های وزن I-III است. موتورهای کلاس‌های وزن IV و V با وزن‌های گرین بیش از ۶۰kg نباید به عنوان موتورهای تست مقیاس کوچک در نظر گرفته شوند که معمولاً برای تعیین نرخ سوزش استفاده می‌شوند. بلکه این نوع موتورها در تجهیزات آزمایشی به عنوان موتورهای بوستر بزرگ برای کاربردهای فضایی یا استراتژیکی در نظر گرفته می‌شوند. این بررسی بین‌المللی نشان داد که تمامی تولیدکنندگان از تجهیزات خاص طراحی‌شده برای تعیین نرخ سوزش پیشران‌ها استفاده می‌کنند که طراحی مشابه و اندازه متفاوتی دارند [۷].

اصول و مبانی نرخ سوزش

عملیات یک موتور راکت و طراحی آن به مشخصات احتراقی پیشران مانند نرخ سوزش، هندسه گرین و سطح سوزش بستگی دارد. سطح سوزش یک پیشران، پسروی در جهت عمود بر محیط آن است. نرخ پسروی همان نرخ سوزش (r) است که معمولاً برحسب cm/s یا mm/s ارائه می‌شود. نرخ سوزش پیشران‌های جامد مرکب معمولاً با اضافه‌کردن کاتالیست، کاهش اندازه ذرات اکسیدکننده، افزایش درصد اکسیدکننده و افزایش احتراق بایندر یا نرم‌کننده افزایش پیدا می‌کند [۸].

نرخ سوزش به‌عنوان نرخ خطی پسرفت^۴ پیشران در لایه‌های موازی، در جهت عمود بر سطح خود تعریف می‌شود. یعنی، نرخ سوزش مسافت طی‌شده توسط شعله پیش‌رونده در واحد زمان عمود بر سطح آزاد گرین پیشران در یک دما و فشار مشخص است [۳].

1. Propellant grain
2. Erosive burning
3. NATO

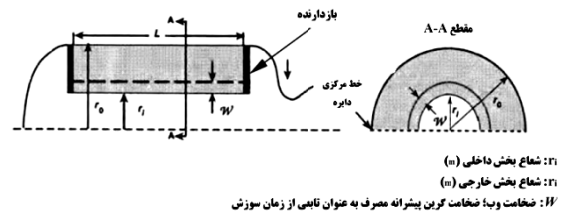
4. Regression

- ترکیب درصد اجزای شیمیایی (کاتالیست‌ها، بهبوددهنده‌های بالستیکی، افزودنی‌ها و غیره)
- اثرات فیزیکی (توزیع اندازه ذرات و حضور مفتول‌های فلزی و غیره)
- فرایند تولید و عوامل متفرقه دیگر
- شرایط عملیاتی (فشار، دمای اولیه، تشعشع طبیعی یا خارجی، اتلاف‌های حرارتی، جریان گاز موازی با سطح سوزش، شتاب و غیره)
- حالت عملیات (پایا یا ناپایا)

دگیرمنسی^۸ در مطالعات خود نشان داد که عملکرد بالستیک داخلی پیشرانه‌های جامد تحت تأثیر دما و اندازه گرین است. به علاوه، نرخ سوزش به عواملی مانند فشار محفظه احتراق، دمای اولیه پیشرانه، مواد پرنرزی، حساسیت احتراق، هندسه پیشرانه، مواد شیمیایی کنترل‌کننده نرخ سوزش، مقدار اکسیدکننده و انرژی آتش‌زنه وابسته است [۱۱]. میلوس^۹ و همکارانش نشان دادند که نرخ سوزش به عواملی مثل فشار، دمای اولیه پیشرانه، سرعت جریان عرضی، نسبت سوخت به اکسیدکننده، نوع پیشرانه و اندازه ذرات اکسیدکننده بستگی دارد [۱۲]. گوپتا^{۱۰} و همکارانش با بررسی روش‌های مختلف تعیین نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد دریافتند که عوامل تأثیرگذار بر خصوصیت بالستیکی موتورهای پیشرانه جامد شامل فشار محفظه احتراق، دمای اولیه گرین پیشرانه، ترکیب درصد اجزای پیشرانه، اندازه ذرات اکسیدکننده، سوزش فرسایشی، اثر فشار گازهای تولیدی و اثر اندازه راکت موتور است [۳]. در ادامه تأثیر هرکدام از عوامل مذکور بر نرخ سوزش به-تفصیل توصیف شده می‌شود.

فشار محفظه احتراق

با توجه به قانون سنت رابرت یا قانون ویله (معادله (۱۵)) که وابستگی نرخ سوزش به فشار را نشان می‌دهد، مقادیر a و n به صورت تجربی برای یک فرمولاسیون پیشرانه با حداقل پنج آزمایش با استفاده از استرندهای پیشرانه^{۱۱} در فشار ثابت تعیین می‌شود. تست سوزش باید حداقل در سه فشار مختلف انجام شود [۳]. نیروی وارده توسط گازهای احتراق بر واحد سطح داخلی موتور، فشار محفظه نامیده و با P_c نشان داده می‌شود. راکت‌ها معمولاً در محدوده فشار $۷۰-۱۴۰ \text{ kg/cm}^2$ عمل می‌کنند و موتورهای راکت بزرگ برای فشارهای پایین طراحی می‌شوند تا وزن محفظه کاهش پیدا کند. برای یک پیشرانه با



شکل ۱- شماتیک نرخ سوزش و نحوه پسروری گرین پیشرانه.
 ۱: شعاع بخش داخلی (r_i)
 ۲: شعاع بخش خارجی (r_e)
 ۳: ضخامت وب؛ ضخامت گرین پیشرانه مصرف به عنوان تابعی از زمان سوزش

شکل ۱- شماتیک نرخ سوزش و نحوه پسروری گرین پیشرانه.
 نرخ سوزش طبق قانون پیوبرت^۵ به صورت رابطه (۱۴) تعریف می‌شود [۱، ۵-۶]:

$$\text{نرخ سوزش} = \frac{\text{ضخامت وب}}{\text{زمان سوزش}} \quad (۱۴)$$

فرم نمایی قانون نرخ سوزش به وسیله قانون ویله^۶ مطابق رابطه (۱۵) نمایش داده می‌شود:

$$r = a \cdot P_C^n \quad (۱۵)$$

که r نرخ سوزش، n توان فشار، P فشار و a ثابت نرخ سوزش است [۳، ۶-۷].

عوامل مؤثر بر نرخ سوزش

نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد تحت تأثیر عوامل بی‌شماری قرار دارد. وابستگی نرخ سوزش به فشار و دمای اولیه $r(P, T_0)$ مشخصه بالستیکی اصلی پیشرانه‌های جامد است. علاوه بر پارامترهای فشار و دمای اولیه، نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد به عوامل زیر نیز بستگی دارد [۹]:

- ترکیب درصد اجزای مختلف (اجزای کمکی و اصلی مانند کاتالیست‌های احتراق و کنترل‌کننده‌های نرخ سوزش)
 - اندازه ذرات اجزای جامد
 - کیفیت مواد خام
 - روش‌های فنی آماده‌سازی مخلوط پیشرانه (شدت و مدت زمان اختلاط اجزای پیشرانه)
 - ویژگی‌های خاص انتقال مخلوط پیشرانه از محل اختلاط به محل تشکیل گرین پیشرانه
 - فناوری ساخت گرین پیشرانه
 - روش‌های پلیمریزاسیون گرین پیشرانه
- تمامی این پارامترها و فاکتورها منجر به تغییرات نرخ سوزش می‌شوند. دلوکا^۷ و همکارانش عوامل زیر را بر نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد مؤثر دانستند [۱۰]:
- ماهیت مواد پرنرزی (اجزای اصلی و نسبت اختلاط آنها)

8. Ercan degirmenci
 9. Milos
 10. Gupta
 11. Propellant strands

5. Piobert's Law
 6. Vielle Law
 7. Deluca

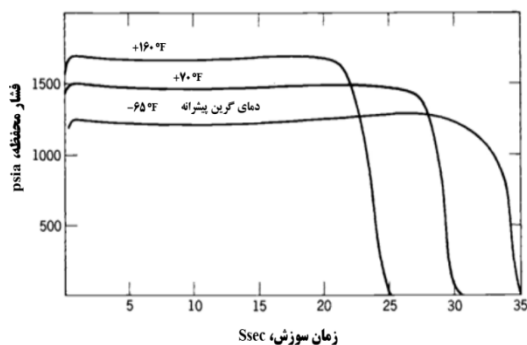
دمای اولیه گرین پیشرانه روی نرخ سوزش مؤثر است [۳، ۸]. فرای^{۱۳} و ساتن^{۱۳} در تحقیقات خود نشان دادند برای کاربردهای پیشرانش، تأثیر فشار (معمولاً در محدوده ۱-۳۰MPa) بر سرعت سوزش اهمیت زیادی دارد [۸، ۱]. خصوصیات عملکردی موتور باید در محدوده قابل قبول قرار داشته باشد. برای موتورهای موشک هواپرتاب محدوده دمایی معمولاً ۲۱۹-۳۴۴°K (۱۶۰-۶۵°F) است.

حساسیت نرخ سوزش به دمای پیشرانه می‌تواند در قالب دو ضریب دمایی رایج مطابق روابط (۱۶) و (۱۷) تعریف شود [۸]:

$$\sigma_p \equiv \left(\frac{\partial \ln \bar{r}_b}{\partial \ln T_0} \right)_{\bar{p}} = \frac{1}{\bar{r}_b} \left(\frac{\partial \bar{r}_b}{\partial T_0} \right)_{\bar{p}} \quad (16)$$

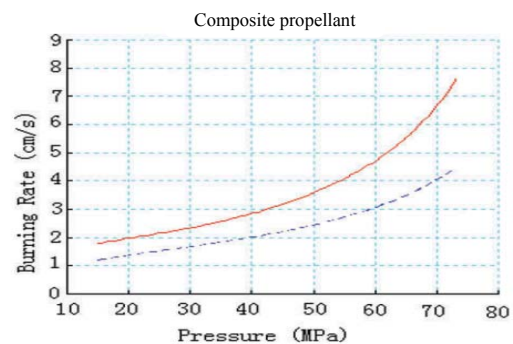
$$\pi_k \equiv \left(\frac{\partial \ln \bar{p}}{\partial \ln T_0} \right)_{\bar{p}} = \frac{1}{\bar{p}} \left(\frac{\partial \bar{p}}{\partial T_0} \right)_k \quad (17)$$

که به عنوان حساسیت دمایی نرخ سوزش شناخته می‌شود، درصد تغییر نرخ سوزش بر میزان تغییر دمای پیشرانه در یک مقدار مشخص از فشار محفظه و π_k به عنوان حساسیت دمایی درصد تغییر فشار محفظه بر میزان تغییر در دمای پیشرانه در یک مقدار مشخص از k است. k یک تابع هندسی است، یعنی نسبت سطح سوزش (A_b) به سطح مقطع گلوگاه (A_t). ضریب σ_p برای یک پیشرانه جدید معمولاً توسط داده‌های تست استرند برنر^{۱۴} و π_k از موتورهای مقیاس کامل یا مقیاس کوچک محاسبه می‌شود. شکل ۳ اثر دما بر زمان سوزش و فشار محفظه را نشان می‌دهد که سطوح یکپارچه زیر نمودار متناسب با ایمپالس کل و برای هر سه منحنی مشابه است. این ضرایب مشتق جزئی لگاریتم طبیعی به ترتیب برای نرخ سوزش r یا فشار محفظه p با توجه به دمای پیشرانه T هستند. مقادیر σ_p معمولاً در محدوده ۰/۰۰۱-۰/۰۰۹ است یا ۰/۰۰۲-۰/۰۰۴ برای π_k در محدوده $(0/278 - 0/067)\%$ است [۸].



شکل ۳- اثر دما بر زمان سوزش و فشار محفظه برای یک موتور خاص [۸].

پیکربندی معین، نسبت مساحت سطح به سطح گلوگاه نازل کنترل‌کننده فشار محفظه است. فشار در داخل محفظه موتور بسیار بالاست. از طرفی فشار اطراف موتور راکت جامد، فشار اتمسفریک است و بنابراین، یک گرادیان فشار معمولاً در خروجی موتورهای راکت وجود دارد [۴]. افزایش فشار عملیاتی موتور راکت جامد یکی از ابزارهای بالا بردن ایمپالس ویژه پیشرانه بدون استفاده از تغییرات پرهزینه در فرمولاسیون است. احتراق پیشرانه جامد در فشارهای بالاتر از ۱۴MPa سبب به وجود آمدن مشکلاتی مانند توان فشار نرخ سوزش بالا و همچنین، افزایش ناپایداری احتراق می‌شود [۱۱، ۱۳]. در شکل ۲ نمونه‌ای از تغییرات نرخ سوزش پیشرانه برحسب فشار نشان داده شده است [۱۴].



شکل ۲- نمودار نرخ سوزش پیشرانه‌ها برحسب فشار برای دو نرخ سوزش تعیین شده [۱۴].

در فشار بالا، ویژگی‌های احتراق پیشرانه به ویژه برای نرخ سوزش کاملاً با شرایط متعارف متفاوت است. توان فشار متغیری است که با افزایش فشار تغییر می‌کند. هنگامی که فشار بسیار بالاست (بیش از ۷۰MPa)، نماهای فشار اکثر پیشرانه‌ها به ۱ نزدیک می‌شود که برای موتورهای پیشرانش بسیار خطرناک است. چون نرخ سوزش تأثیر بسزایی بر عملکرد بالستیک داخلی موتور دارد، مطالعه تغییرات نمای فشار برای طراحی پیشرانش میکروموتور با عملکرد بالا بسیار ضروری است. تأثیر فشار بر فرایند احتراق معمولاً در چگالی گاز منعکس می‌شود. فشار پایین به معنی چگالی گاز پایین است. محصولات تجزیه‌شده ناحیه فوم به صورت همگن در فاز گاز پخش می‌شوند. به علاوه، احتمال اینکه مولکول‌های گاز با یکدیگر برخورد کنند، کم است. با افزایش فشار، احتمال برخورد مولکول‌های گاز با یکدیگر افزایش می‌یابد و شعله گاز به سطح سوزش نزدیک می‌شود که منجر به تجزیه محصولات فاز متراکم انباشته‌شده در سطح سوزش می‌شود [۲].

دما

گوپتا و همکارانش در مطالعات خود دریافتند که دمای پیشرانه جامد سوخته‌نشده به مقدار $0/2^\circ C$ بر نرخ سوزش تأثیرگذار است. دما بر نرخ واکنش‌های شیمیایی تأثیر دارد و بنابراین،

12. Fry
13. Sutton
14. Strand burner

امر معمولاً زمانی رخ می‌دهد که مساحت سطح مقطع عبوری A نسبت به سطح مقطع گلوگاه A_t کوچک بوده و دارای نسبت ۴ یا کمتر باشد. سرعت بالا نزدیک سطح سوزش و اختلاط درهم در لایه‌های مرزی، انتقال حرارت به پیشرانه جامد را افزایش می‌دهد و بنابراین، سبب افزایش نرخ سوزش می‌شود. همان‌طور که در شکل برای یک موتور خاص نشان داده شده است سوزش فرسایشی، دبی جرمی و همچنین، فشار محفظه و نیروی پیشرانش بخش ابتدایی سوزش را افزایش می‌دهد [۸، ۱۶].

روش‌ها و تجهیزات آزمایشگاهی تعیین نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد

در طول سال‌های مختلف و با گذشت زمان و پیشرفت‌هایی که در زمینه پیشرانه‌ها و به‌خصوص نرخ سوزش پیشرانه‌ها حاصل شده است، تعاریف زیادی در زمینه نرخ سوزش مطرح شده است که سبب بروز نوعی سردرگمی در تحلیل روش‌های استفاده‌شده می‌شود. تجهیزات و روش‌های مطرح‌شده هرکدام مزایا و معایبی دارند و بسته به نوع روش به کاررفته برای اندازه‌گیری نرخ سوزش، ابزارها و تجهیزات مختلفی نیز به کار گرفته می‌شوند. هریک از کشورهایی که در حوزه صنایع دفاعی مشغول به فعالیت هستند، متناسب با نیاز و تقاضا و نیز، متناسب با تجهیزاتی که در اختیار دارند از این روش‌ها برای اندازه‌گیری نرخ سوزش استفاده می‌کنند. در این بخش از مقاله انواع روش‌ها و تجهیزات اندازه‌گیری نرخ سوزش معرفی و روش‌های مختلف مقایسه و روش مناسب برای اندازه‌گیری نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد با توجه به امکانات و محدودیت‌ها انتخاب خواهد شد.



شکل ۴- منحنی فشار - زمان معمول با سوزش فرسایشی و بدون سوزش فرسایشی [۸].

روش‌ها و تجهیزات آزمایشگاهی

در این بخش روش‌ها و تجهیزات آزمایشگاهی اندازه‌گیری نرخ سوزش معرفی و مقایسه خواهند شد.

اثر اجزای سازنده

تغییرات در نرخ سوزش به دلیل به کار بردن اجزای سازنده مختلف ممکن است منجر به تغییرات دمای شعله پیشرانه شود که به برخی واکنش‌های فیزیکی شیمیایی در برخی از نقاط میانی فرایند سوزش وابسته است. به علاوه، افزودن اصلاح‌کننده‌های نرخ سوزش مانند Fe_2O_3 ، $CuCr_2O_3$ ، Cr_2O_3 و CuO در ترکیب پیشرانه، با کاهش دمای تجزیه آمونیوم پرکلرات نرخ سوزش پیشرانه را افزایش می‌دهند. پروستر و همکارانش تأثیر افزودن آلومینیوم بر ترکیب پیشرانه‌های جامد را بررسی کردند و دریافتند که با افزودن آلومینیوم بازخورد حرارتی ناشی از دمای بالای شعله افزایش می‌یابد و نرخ سوزش زیاد می‌شود [۳، ۱۵].

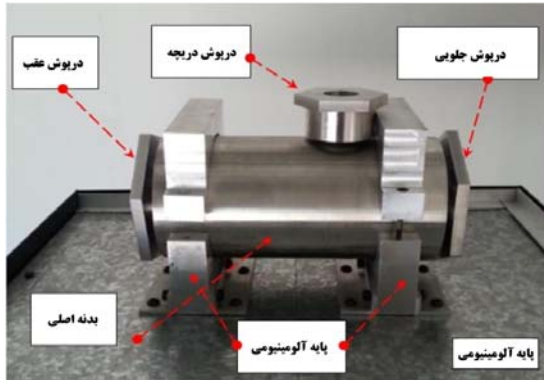
اثر اندازه ذرات اکسیدکننده

آمونیوم پرکلرات یکی از رایج‌ترین اکسیدکننده‌های استفاده‌شده در فرمولاسیون‌های موتور راکت جامد و یک تک‌پیشرانه است که به‌تنهایی موجب واکنش در فشارهای بیش از ۲MPa می‌شود. توان فشار نرخ سوزش پیشرانه‌های مرکب بر پایه آمونیوم پرکلرات (AP) با کنترل کردن واکنش‌های فاز گاز نرخ سوزش تک‌پیشرانه‌ها تغییر می‌کند [۱۳]. نرخ سوزش با کاهش اندازه ذرات آمونیوم پرکلرات (که به عنوان اکسیدکننده در ترکیبات پیشرانه استفاده می‌شوند) افزایش می‌یابد. با کاهش اندازه ذرات اکسیدکننده ناحیه شعله به سطح پیشرانه نزدیک‌تر خواهد شد که به گرم شدن بیشتر سطوح زیرین منجر می‌شود که فرایند کلی احتراق را نیز در برمی‌گیرد [۳]. در پیشرانه‌های مرکب نرخ سوزش با تغییر خصوصیات پیشرانه افزایش یابد و مثلاً با کاهش اندازه ذرات اکسیدکننده نرخ سوزش زیاد می‌شود [۸].

سوزش فرسایشی

گازهای احتراق با سرعت بالا که به موازات سطح جریان دارند سبب افزایش نرخ سوزش می‌شوند. سهم وابستگی سرعت به نرخ سوزش پیشرانه جامد تحت عنوان سوزش فرسایشی مطرح شده است که بر عملکرد موتورهای راکت جامد تأثیر می‌گذارد. همچنین، پارامترهای فیزیکی شیمیایی مختلف مانند سرعت جریان عرضی و فشار گازها، سرعت حد، دمای اولیه پیشرانه، نرخ سوزش نرمال، اندازه ذرات اکسیدکننده، اندازه موتور راکت و غیره بر نرخ سوزش فرسایشی تأثیر دارند [۳].

سوزش فرسایشی، افزایش نرخ سوزش پیشرانه موتور به علت سرعت بالای گازهای احتراق عبوری روی سطح است. سوزش فرسایشی می‌تواند به‌شدت بر عملکرد موتورهای راکت پیشرانه جامد تأثیرگذار باشد و در مسیرها یا بخش‌هایی از گرین اتفاق می‌افتد که گازهای احتراق به سمت نازل جریان دارند. این



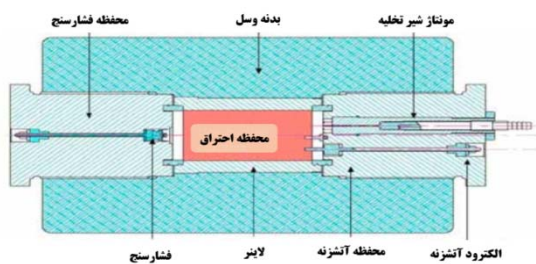
شکل ۶- استرنده برنر [۱۷].

روش Closed Vessel

در این روش، تغییرات فشار در برابر زمان اندازه‌گیری می‌شود. فشار به دلیل سرعت بالای احتراق افزایش پیدا می‌کند. فشار به عنوان تابعی از زمان نوشته می‌شود. نرخ سوزش (r) با استفاده از رابطه (۱۸) محاسبه می‌شود [۳]:

$$\ln(dP/dt) = \ln(qa_1/LC_pT_0) + (1+n)\ln P \quad (18)$$

که L طول نمونه استوانه‌ای، q گرمای احتراق (cal/g)، n تعداد مول‌های گاز، a_1 یک ثابت و C_p گرمای ویژه است. نمودار $\ln(dP/dt)$ برحسب $\ln P$ یک خط مستقیم را نشان می‌دهد و هنگامی که پارامترهای دیگر q ، L ، C_p و T_0 مشخص هستند، a_1 با توجه به عرض از مبدأ $\ln(qa_1/LC_pT_0)$ محاسبه می‌شود. شماتیک طرح کلی روش Closed Vessel در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۷- سیستم Closed Vessel برای اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

برای بهبود بیشتر روش Closed Vessel، لویی^۱ از مزایای بمب کراوفورد مرسوم استفاده کرد و نرخ سوزش پیش‌راندها را با موفقیت اندازه‌گیری کرد، در حالی که ریچارد^۲ از اصل تداخل‌سنجی مایکروویو برای اندازه‌گیری نرخ سوزش پیش‌راندها در یک Closed Vessel بهره برده است. با این حال، این روش تنها نرخ‌های سوزش متوسط در محدوده فشار داده‌شده را تعیین می‌کند [۳].

روش بمب کراوفورد

مشعل استرنده یا بمب کراوفورد^{۱۵} پیشنهادشده توسط کراوفورد در سال ۱۹۴۷ تقریباً به مدت ۵۰ سال، دستگاه استاندارد صنعت برای اندازه‌گیری‌های معمول نرخ سوزش خطی بود. این دستگاه توسط گرون^{۱۶} اصلاح شد. در این روش، سیم‌های فیوز بین استرندهای پیش‌رانده در فواصل اندازه‌گیری‌شده دقیق قرار می‌گیرند. استرندهای پیش‌رانده با قطر ۳ میلی‌متر فقط برای نشان دادن سوزش‌های سیگاری سوز عایق شده‌اند. با قرار دادن استرندهای پیش‌رانده در مواد بازدارنده مانند رزین اپوکسی، سفت‌کننده اپوکسی، رقیق‌کننده‌ها و اکسید شیشه‌فلز عایق کردن انجام می‌شود. در شکل ۵ و شکل ۶ نمای بیرونی یک استرنده برنر را نشان می‌دهد [۱۷-۱۸].



شکل ۵- نگهدارنده استرنده (نمای بیرونی استرنده برنر) [۱۷].

سیم‌های فیوز به یک تایمر الکترونیکی متصل و استرندها در یک محفظه ایزوله تحت فشار یک گاز بی‌اثر مثل N_2 قرار داده می‌شوند. فشار ثابت مطلوب در بمب، هنگام احتراق با استفاده از مخزن بزرگ گاز بی‌اثر حفظ می‌شود. با سوختن پیش‌رانده از قسمت فوقانی توسط هات‌وایر، نرخ سوزش از فاصله بین سیم‌ها و زمان سوزش سپری‌شده بین سیم‌های فیوز محاسبه می‌شود. خطای حدود ۲-۳٪ در اندازه‌گیری نرخ سوزش با استفاده از بمب کراوفورد گزارش شده است. به علاوه، آکیرا^{۱۷} و همکارانش با جایگزینی سیم‌پیچ فیوز با دو فوتوترانزیستور که یک فاصله از پیش تعیین‌شده مجزا در امتداد نمونه استرنده را ایجاد می‌کنند، روش کراوفورد اصلاح‌شده را برای تعیین نرخ سوزش خطی پیش‌رانده جامد در یک محیط ساکن توسعه دادند [۳، ۱۷-۱۸].

این روش، بسیار سریع، ساده و مقرون به صرفه بوده و فقط برای بررسی ترکیبات پیش‌رانده جدید، تعیین نرخ سوزش پیش‌رانده در یک محدوده فشار و دمای تعریف‌شده یا انجام کنترل کیفیت ترکیبات موجود مناسب است. خطای نتایج به دست‌آمده از این روش حدود ۲-۳٪ است.

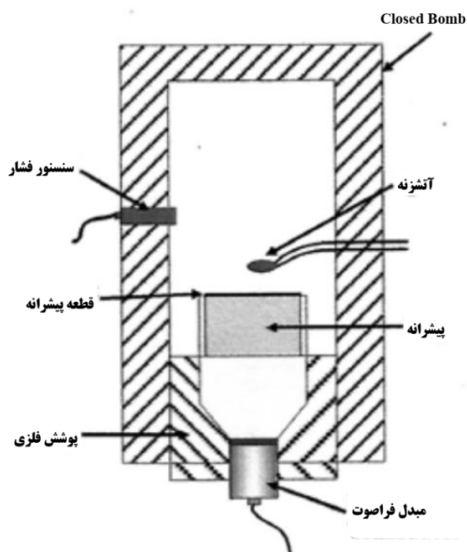
15. Crawford
16. Grune
17. Akira

¹ Lui
² Richard

استفاده می‌شوند. در حالی که بسیاری از این روش‌ها برای اندازه‌گیری احتراق ناپایا توسعه داده شدند، می‌توانند به عنوان روش‌هایی برای اندازه‌گیری حالت پایا نیز به کار برده شوند. روش‌های غیرمداخله‌ای که برای اندازه‌گیری نرخ سوزش استفاده می‌شوند عبارتند از: فراصوت، اشعه ایکس، مایکروویو، اندازه‌گیری ظرفیت الکتریکی پلاسما، انتشار صوتی و بازیابی لیزر که در ادامه هر کدام به طور مفصل شرح داده می‌شوند.

روش اندازه‌گیری فراصوت

روش فراصوت نرخ سوزش را به عنوان تابعی از فشار اندازه‌گیری می‌کند که در یک آزمایش در حجم ثابت انجام می‌شود. در این دستگاه، محفظه سوزش Closed Bomb نامیده می‌شود و شامل نمونه پیشرانه آزمایش شده به طول ۳۵ و قطر ۳۰ میلی‌متر است که به ابزار نگهدارنده متصل شده است. میدل فراصوت به قطعه نگهدارنده‌ای اتصال دارد که یک موج مکانیکی را منتشر می‌کند و از میان مواد آزمایش شده عبور می‌کند و در سطح سوزش منعکس می‌شود و به میدل برمی‌گردد. شکل ۸ سیستم اندازه‌گیری نرخ سوزش به روش فراصوت را نشان می‌دهد.



شکل ۸- شماتیکی از روش فراصوت جهت اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

سیستم اندازه‌گیری نرخ سوزش فراصوت متشکل از چهار بخش اصلی است [۲۵]:

- ۱) closed bomb که فشار آن می‌تواند تقریباً تا ۴۰۰۰ psi افزایش یابد.
- ۲) سیستم دریافت سیگنال فراصوت شامل یک میدل فراصوت اشعه معمول، فرستنده و دریافت‌کننده موج فراصوت و صفحه تبدیل A/D با سرعت بالا (با نرخ نمونه‌گیری ۱۰۰MHz)

روش‌های اندازه‌گیری نرخ سوزش در موتورهای مقیاس کوچک (روش ضخامت بر زمان - روش موازنه جرم)

مهم‌ترین مسئله در تعیین نرخ سوزش تعیین مدت زمان شروع سوزش و پایان پسروی گرین است. روش‌های تعیین نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد به دو دسته اصلی تقسیم می‌شوند که هریک شامل چند بخش است [۱، ۳، ۲۱-۱۹].

روش ضخامت بر زمان (TOT) که شامل سه بخش زیر است:

- ۱) روش ضخامت بر زمان رایج (r_{TOT}, TOT)
 - ۲) روش ضخامت بر زمان تکرارشونده (r_{TOTn}, n)
 - ۳) روش ضخامت بر زمان دونقطه‌ای تکرارشونده (r_{HG}, TOT)
- روش موازنه جرم (MB) که مشتمل بر دو بخش است [۲۲]:

- ۱) روش موازنه جرم رایج (r_{MB}, MB)
- ۲) روش موازنه جرم تکرارشونده (r_{MBn}, MB)

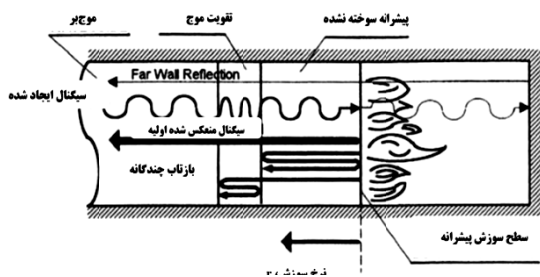
در جدول ۲ روش‌های تحلیل داده‌های فشار-زمان به کاررفته در ۲۱ شرکت از ۷ کشور عضو ناتو فهرست شده است که شامل مبنای روش، نام سایت و نوع روش است.

جدول ۲- خلاصه روش‌های تحلیل داده‌ها [۱].

روش	شرکت	کشور
r_{TOT}	DREV	کانادا
r_{TOTn}	SNPE/ONERA	فرانسه
r_{TOT}	بایرن شیمی	آلمان
r_{TOTn}	FLAT-AVIO	ایتالیا
r_{TOT}	TNO-PML	هلند
r_{TOT}	RORM	اکراین
$r_{TOT}^4 r_{MB}$	Aerojet	ایالات متحده آمریکا
r_{TOT}	AFRL/PLE	
r_{MB}	Alliant Tech Systems	
r_{MB}	AMCOM	
$r_{TOT}^4 r_{MBn}$	شرکت تحقیقات آتلانتیک	
r_{TOT}	BF Goodrich/Univ Prop	
r_{TOT}	GD/Ord & Tech Sys	
$r_{TOT}^4 r_{MBn}$	NAWCWD China Lake	
r_{MB}	NSWC	
r_{MB}	P&W / CSD	
r_{MBn}	SNAP/Jordan	مبنا
r_{MBn}	Stone Engineering	
r_{TOT}	سامانه دفاع ملی	
$r_{TOT}^4 r_{MB}$	Thiokol Propulsion	
$r_{TOT}^4 r_{MB}$	میلر و بارینگتون	
r_{TOT}	هسلر/گلیک (HG)	
r_{HG}		

روش‌های غیرمداخله‌ای

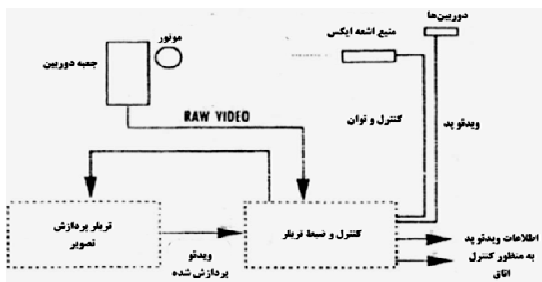
روش‌هایی هستند که فرایند احتراق را تحریک نمی‌کنند و روی پیشرانه‌ها در بمب‌های احتراق و بعضی کاربردهای موتور



شکل ۱۰- روش مایکروویو برای اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

پرتونگاری اشعه ایکس زمان واقعی

ساختار اصلی پرتونگاری زمان واقعی (RTR) شامل یک منبع اشعه ایکس و یک سیستم تصویربرداری RTR است. منبع اشعه ایکس شامل یک واحد کنترل، یک شبکه تشکیل‌دهنده پالس، یک منبع توان فرکانس رادیویی (RF)، یک شتاب‌دهنده خطی و یک سیستم تصویربرداری RTR مجهز به صفحه نمایش اشعه ایکس است که این اشعه را به نور مرئی تبدیل می‌کند. همان‌طور که در شکل ۱۱ نشان داده شده است برای تعیین موقعیت سطح پیشرازه تصاویر تولیدشده توسط سیستم اشعه ایکس تحلیل می‌شوند.



شکل ۱۱- سیستم پرتونگاری زمان واقعی جهت اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

این روش پرهزینه بوده و مراحل دشواری در عملیات آن دخیل است. همچنین، خطراتی برای کاربران در تماس با اشعه ایکس وجود دارد، زیرا اشعه ایکس به قدرت بالا (۳۲۰ کیلوولت در ۱۰ میلی‌آمپر) با شدتی در محدوده ۱۰۰eV تا ۱۰۰۰KeV نیاز دارد. به علاوه، این روش از لحاظ تحلیل مکانی و دقت محدودیت‌هایی دارد [۳].

اندازه‌گیری ظرفیت‌های الکتریکی پلاسما

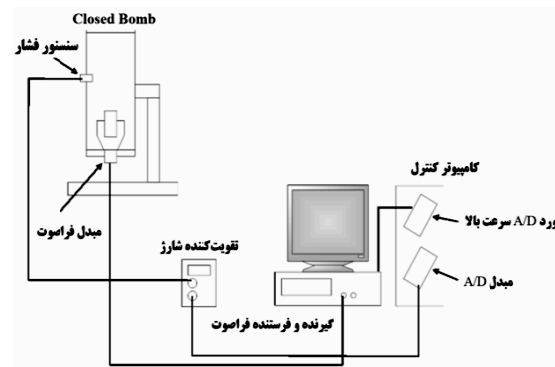
یکی دیگر از روش‌های شناخته‌شده برای تعیین نرخ سوزش نمونه پیشرازه، اندازه‌گیری ظرفیت الکتریکی پلاسماست^{۱۸} که براساس تغییرات ظرفیت الکتریکی با زمان و به طور مستقیم با ضخامت ماده بین دو الکترود مرتبط است. الکترود اول در امتداد موتور راکت جامد قرار دارد و الکترود دوم متشکل از پلاسمای

(۳) سیستم دریافت داده‌های فشار متشکل از یک فشارسنج، تقویت‌کننده شارژ و صفحه تبدیل A/D (با نرخ نمونه‌گیری ۱MHz)

(۴) کامپیوتر کنترل که یک نرم‌افزار کاربردی توسعه‌یافته به‌خصوص برای دست آوردن و تحلیل ساختار موج‌های کامل فراصوت و داده‌های فشار به منظور استفاده از نرخ سوزش به عنوان تابعی از فشار است.

در شکل ۹ مجموعه کامل تجهیزات اندازه‌گیری نرخ سوزش پیشرازه‌های جامد را با استفاده از روش فراصوت نشان می‌دهد.

خطای حدود $\pm 1\%$ در اندازه‌گیری نرخ سوزش توسط روش فراصوت گزارش شده است. دستگاه‌های اندازه‌گیری فراصوت پرهزینه و زمان‌بر هستند و فقط یک فرد متخصص با تجربه در تفسیر نتایج توانایی انجام آزمایش را دارد. روش فراصوت به طور کامل نیازهای دقت بالا، کنترل از راه دور، ایمنی، ارزان بودن و پردازش خودکار نتایج آزمون را تضمین می‌کند [۲۵].



شکل ۹- مجموعه اندازه‌گیری انعکاس موج [۲۵].

روش‌های مایکروویو

یکی دیگر از روش‌های اندازه‌گیری نرخ سوزش، روش مایکروویو است که مبتنی بر تداخل سنجی بازتاب مایکروویو است. در این روش نمونه پیشرازه با طول ۸-۹ میلی‌متر و قطر ۸ میلی‌متر در یک محفظه استوانه‌ای قرار داده و به یک محفظه احتراق تحت فشار نیتروژن توسط یک سیستم نوسانی فشار قوی متصل شده است. سیگنال‌های مایکروویو بین لایه‌های پیشرازه پخش و از سطح سوزش پیشرازه منعکس می‌شوند. تغییر فاز سیگنال منعکس شده به طور مداوم اندازه‌گیری می‌شود و از این تغییر فاز نرخ سوزش نمونه پیشرازه طبق شکل ۱۰ به دست می‌آید. روش مایکروویو پرهزینه بوده و برای کارکرد صحیح دستگاه به آموزش گسترده‌ای نیاز است [۳].

انرژی لیزر به صورت خطی در امتداد ارتفاع محفظه تغییر می‌کند. نرخ سوزش از معادله (۱۹) محاسبه می‌شود:

$$r = -(1/K)(dV/dt) \quad (19)$$

$$K = -V_o/H_o$$

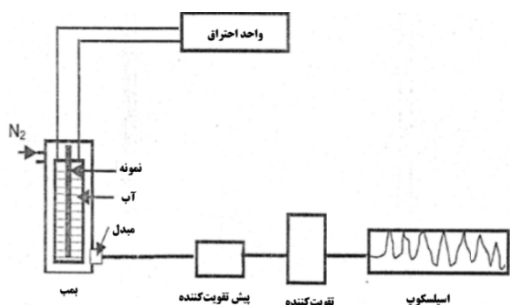
$$r = (H_o/V_o)(dV/dt) \quad (20)$$

که r نرخ سوزش ناپایا، K ثابت سیستم، V_o کل تغییر ولتاژ محاسبه‌شده از نمودار ولتاژ برحسب زمان و H_o قطر پرتو نوری است.

روش انتشار صوتی

به‌طور کلی نرخ سوزش پیشرانه جامد به عنوان تابعی از فشار به وسیله مشعل استرنده صوتی اندازه‌گیری می‌شود. روش انتشار صوتی با دقت ۹۴٪ برای تعیین نرخ سوزش پیشرانه‌های چندجزئی در فشارهای بالا، توسط کاوینی^{۲۰} و همکاران گزارش شده است. این روش برای تست‌های ارزیابی سریع یا کنترل کیفیت تولید پیشرانه‌های بزرگ بر پایه پیشرانه‌های مرکب استفاده می‌شود.

تست انتشار صوتی یک روش قوی برای بررسی رفتار مواد تغییر شکل‌یافته تحت تنش است. انتشار صوتی ممکن است به عنوان موج‌گذرای تولیدشده توسط انتشار سریع انرژی در یک ماده تعریف شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود توسط یک مبدل پیزوالکتریک، سیگنال‌ها از درون یک پیش‌تقویت‌کننده و سپس، از تقویت‌کننده عبور می‌کنند و در اسیلوسکوپ ثبت می‌شود. شماتیک کلی سیستم انتشار صوتی در شکل ۱۴ ارائه شده است.

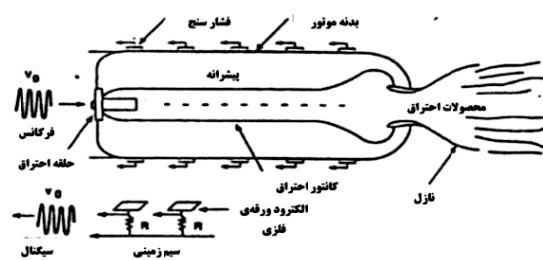


شکل ۱۴ - سیستم انتشار صوتی برای اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

سیستم انتشار صوتی شامل واحدهای زیر است:

- بمب: این فولاد ضد زنگ (SS ۳۱۶) با ارتفاع کلی ۳۲۹ میلی‌متر، قطر خارجی ۱۲۶ میلی‌متر و قطر داخلی ۶۲/۲۷ میلی‌متر ساخته شده است. حجم کل بمب ۷۳۰ میلی‌لیتر است که ۵۵۰ میلی‌لیتر آن توسط آب حین احتراق پر شده است. بمب شامل یک صفحه ساخته‌شده از مواد عایق برای نصب

تولیدشده از گازهای احتراق است. ظرفیت الکتریکی به دلیل کاهش ضخامت عایق افزایش می‌یابد. این داده‌ها منجر به اطلاعات زمان واقعی رفتار و ضخامت عایق می‌شود که به دنبال این رخداد وارد شدن شعله را نشان می‌دهد. شماتیک کلی از این روش در شکل ۱۲ نشان داده شده است. مزیت اصلی این روش این است که برای موادی که امواج اشعه ایکس و امواج فراصوت به سختی در آنها نفوذ می‌کنند این روش می‌تواند استفاده شود. روش اندازه‌گیری ظرفیت الکتریکی پلاسما بیشتر برای اندازه‌گیری فرسایش عایق استفاده شده است [۳].



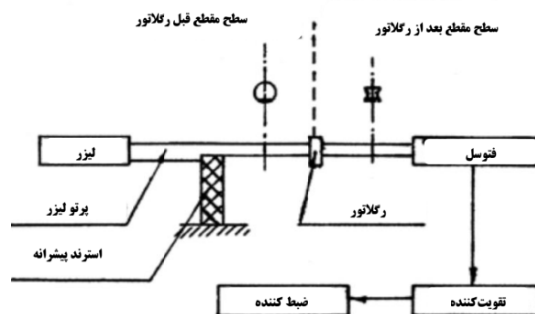
شکل ۱۲ - روش اندازه‌گیری ظرفیت الکتریکی پلاسما جهت اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

روش‌های نوری

در ادامه هر کدام از روش‌های نوری معرفی می‌شود.

روش‌های لیزری

وانگ^{۱۹} و همکاران برای اندازه‌گیری نرخ سوزش ناپایای پیشرانه‌های جامد حین احتراق نوسانی و کاهش سریع فشار یک روش لیزری توسعه دادند. در این روش، یک لیزر He-Ne به عنوان منبع نوری استفاده می‌شود که در مقطع عرضی بالای سطح پیشرانه پیش‌بینی و روی یک فتوسل توسط یک تنظیم‌کننده متمرکز شده است. فتوسل یک پرتو لیزر عبوری از لایه پیشرانه را دریافت می‌کند و از طریق تنظیم‌کننده مقطع عرضی پرتو لیزر تنظیم می‌شود. سیگنال‌های انرژی لیزر به ولتاژ تبدیل می‌شود و سپس، از یک تقویت‌کننده همراه اسیلوسکوپ پرتو نوری عبور می‌کند. شماتیک کلی روش لیزر در شکل ۱۳ نشان داده شده است.



شکل ۱۳ - تجهیزات روش لیزر برای اندازه‌گیری نرخ سوزش [۳].

نتیجه گیری

در این مقاله روش‌های مختلف اندازه‌گیری نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد، مزایا، معایب و همچنین، تجهیزات استفاده‌شده در هر روش معرفی شد. روش اندازه‌گیری ظرفیت‌های الکتریکی پلاسما بیشتر برای اندازه‌گیری فرسایش عایق توصیه می‌شود. روش انتشار صوتی به عنوان یک روش معمول برای توصیف مشخصه بالستیکی استرند پیشرانه و برای توسعه بیشتر یک برنامه کاربردی در موتورهای با مقیاس واقعی برای بررسی سیر تکاملی گرین توسعه‌یافته تأیید شده است. اشعه ایکس و روش مایکروویو به عنوان ابزارهای بالستیکی معمول توصیه نمی‌شوند و بیشتر برای روش‌های موجود ارائه شده‌اند. بمب کرافورد قدیمی‌ترین روش تعیین نرخ سوزش است، اما تنها این روش برای پیشرانه‌های دو پایه با دقت ۹۷-۹۸٪ مناسب است. روشی که بیشتر از روش‌های دیگر برای تعیین نرخ سوزش ترجیح داده می‌شود انتشار صوتی است، زیرا بسیار ساده، سریع و کم‌هزینه است و دقت ۹۸٪ دارد. اگرچه، برای نرخ سوزش با دقت بالاتر BEM^{۲۱} استفاده می‌شود. با این حال BEM به مقدار زیادی پیشرانه نیاز دارد. بنابراین، روشی که توسط محققان پیشرانه در سراسر جهان به طور گسترده استفاده می‌شود، روش انتشار صوتی است. روش‌های مایکروویو و فراصوت هم، برای موتورهای مقیاس کوچک و هم، برای مشعل‌های استرند مناسب است. روش‌های تکرار شونده که برای تعیین توان n استفاده می‌شوند، در استفاده از فشار متوسط - نرخ به جای فشار متوسط - زمان متفاوت هستند. روش ضخامت بر زمان (FTOT) نرخ سوزش را در حالت ناپایا اندازه‌گیری می‌کند و بنابراین، هنگامی که نرخ سوزش ثابت است نتایج آن خطا دارد. در روش موازنه جرم رایج (FMB) نیز با توجه به رابطه موازنه جرم و به دلیل اینکه تجمع جرم نادیده گرفته شود، احتمال بروز خطا هست. روش HG (هسلر گلیک) از هر دو خطا با در نظر گرفتن سوزش ثابت به طور کلی اجتناب می‌کند. فقط روش مرجع HG یک مجموعه از تعاریف نقطه زمان مبتنی بر مشتق را به دنبال یک تحلیل دقیق از فیزیک عملیات موتور توصیف می‌کند. HG به‌طور کامل از خطای تجمع جرم اجتناب می‌کند و بنابراین، خطی خواهد بود و نرخ‌های بالاتر از روش‌های موازنه جرم را نتیجه می‌دهد.

مراجع

- [1] Fry, R.S., "Solid Propellant Subscale Burning Rate Analysis Methods for U.S. and Selected NATO Facilities", *Chemical Propulsion Information Agency Columbia MD, CPTR*, Vol. 75, 2002, p. 256.

- لایه پیشرانه است. ترانسفورماتور در یک طرف بمب با یک سطح صیقلی هموار قرار گرفته است، در حالی که اتصال الکتریکی از میان دریچه بالایی وارد شده است.
- ترانسفورماتور: یک میدل صوتی با فرکانس تشدید ۲۰۰ کیلوهرتز استفاده شده است.
 - پیش‌تقویت‌کننده: ترانسفورماتور به یک پیش‌تقویت‌کننده به کمک کابل شتاب‌سنج با فیلتر پهنای باند اکتان ۲۰۰ کیلوهرتز متصل شده است. برای جلوگیری از کاهش فرکانس ناشی از کابل اتصال طولانی استفاده شده است.
 - پست تقویت‌کننده: این تقویت‌کننده‌ها و فیلترها سیگنال‌های انتشار صوتی ارسال‌شده از پیش‌تقویت‌کننده برای تحلیل هستند.
 - اسیلوسکوپ: سیگنال‌ها روی یک اسیلوسکوپ با پهنای باند ۵۰۰ مگاهرتزی ضبط می‌شود.
 - واحد احتراق: این واحد برای سوختن نمونه در ۱۸ ولت و جریان ۲ آمپر با استفاده از اندازه‌گیری سیم استاندارد ۳۷ (SWG) سیم نیکروم استفاده می‌شود.
 - سیلندر نیتروژن: برای ایجاد فشار مورد نیاز در محفظه احتراق/بمب استفاده می‌شود.
- لایه‌های پیشرانه با ابعاد مشخص (۶×۶×۱۵۰ میلی‌متر) روی یک صفحه پنبه به کمک سیم احتراق نیکروم نصب و در داخل بمبی نگهداری می‌شود که تا اندازه مشخصی از آب پر شده است. بمب در فشار مورد نیاز توسط گاز نیتروژن تحت فشار است (۲۵-۲۰۰ kg/cm^۲). لایه‌ها به صورت الکتریکی توسط واحد احتراق سوخته می‌شوند. انتشار صوتی تولیدشده به دلیل سوزش پیشرانه در آب توسط میدل انتشار صوتی دریافت می‌شود. سیگنال‌های الکتریکی به ترتیب از پیش‌تقویت‌کننده و پست تقویت‌کننده به اسیلوسکوپ منتقل می‌شوند و نرخ سوزش از نمودار به دست آمده محاسبه می‌شود.
- این روش مزایای بی‌شماری دارد از جمله هزینه پایین، مقدار دقیق‌تر فشار و نتایج قابل اطمینان و دقیق. این روش به سیم‌کشی پیچیده، مهار لایه‌ها و آماده‌سازی نمونه نیاز ندارد و بنابراین، به بهبود دقت و صحت اندازه‌گیری کمک می‌کند. به علاوه، مواد متصل به گونه‌ای که در روش فراصوت که نرخ سوزش را در طیف گسترده‌ای از مقادیر فشار اندازه‌گیری می‌کرد نیاز نمی‌شود. روش انتشار صوتی یک ابزار برتر برای اندازه‌گیری آمار و ارقام در تغییرات فرمولاسیون کوچک برای کار کنترل کیفیت است و به عنوان یک روش علمی برای اندازه‌گیری نرخ سوزش لایه‌های پیشرانه در موتورهای مقیاس کامل با خطای اندازه‌گیری ۲٪± استفاده می‌شود.

- [14] Lipanov, A. M., "Calculation of Pressure in a Solid-Propellant Rocket Motor with the Use of a Real Dependence of the Solid Propellant Burning Rate on Pressure", *Combust. Explos. Shock Waves*, Vol. 53, No. 5, pp. 569–573. Pleiades Publishing, Ltd., 2017.
- [15] Atwood, A.I., Ford, K.P., Wheeler, C.J., "High-Pressure burning rate studies of solid rocket propellants", *Progress in Propulsion Physics*, Vol. 4, No. 3-14, 2013.
- [16] Manship, Timothy D, Heister, Stephen D, O'Neil, and Patrick T, "Experimental Investigation of High-Burning-Rate Composite Solid Propellants", *J. Propul. Power*, Vol. 28, No. 6, November–December 2012.
- [17] Greatrix, D.R., "Influence of Initial Propellant Temperature on Solid Rocket Internal Ballistics" *49th AIAA Joint Propulsion Conference, San Jose, J. Propul. Power*, CA, 15–17, 2013.
- [18] Brewster, M.Q., and Mullen, J.C., "Burning-Rate Behavior in Aluminized Wide-Distribution AP Composite Propellants", *Combust. Explos. Shock Waves*, Vol. 47, No. 2, 2011, pp. 200–208.
- [19] Zhang, Ju., and Jackson, T.L., "A model for erosive burning of homogeneous propellants", *J. Propul. Power*, Vol.157, No.2, 2010, pp. 397-407.
- [20] Landsbaum, E. M., "Erosive Burning of Solid Rocket Propellants—A Revisit", *J. Propul. Power*, Vol. 21, No.3, May–June 2005.
- [21] DeLuca, L. T., Morandi, C., Ratti, A., Annovazzi, A., Tosti, E., Hessler, R. O., and Glick, R. L., "Burning Rate Data Reduction of Ariane Boosters Small -Scale Test Motors", *Space Solid Propulsion*, 21-24, 2000.
- [22] Hessler, R.O, and Glick, R.L., "Error Analysis of Burning-Rate Measurement Procedures", *Combust. Explos. Shock Waves*, Vol. 36, No. 1, 2000.
- [23] Hafizi, M., Mamat, R., Aziz, A., Noor, M.M., Tamimi, A., "Development of Strand Burner Test by Using Aluminized AP/HTPB", *4th Asia Conference on Mechanical and Materials Engineering*, Vol. 880, No. 1, 2017, pp. 99-104,
- [24] Carro, R. V., high pressure testing of composite solid rocket propellant mixtures- burner facility characterization, (A thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science), 2007.
- [25] Taek Hu, hyun, Joon Kim, H.,Jing Song,S, Feel Ko, S.,Kim Chul, H., and Yong Jong, J., "Investigation of ultrasonic methods for measuring burning rates of solid propellants", *In AIP Conference Proceedings*, Vol. 975, No. 1, 2008, pp. 1512-1519.
- [2] Qiao, Zh., Ming-hao R., Zhi-jun W., and Ning-fei W., "Modeling the Burning Rate of Heterogeneous Propellants over a Wide Range of Pressures", *China, Combust. Sci. Technol.*, Vol. 185, No. 11, 2013, pp. 1569–1589.
- [3] Gupta, G., Jawale, L., Mehilal, and Bahatachary, B., "Various Methods for the Determination of the Burning Rates of Solid Propellants - An Overview", *Central European Journal of Energetic Materials*, Vol. 12, No. 3, 2015, pp.593-620
- [4] Agrawal, J.P., High Energy Materials: Propellants, Explosives and Pyrotechnics, *John Wiley&Sons*, 2010.
- [5] Maggi, F, DeLuca, L.T., and Bandera, A, "Burn-rate Measurement on Small-scale Rocket Motors", *Def. Sci. J.*, Vol. 56, No. 3, 2006, pp. 353-367.
- [6] Deluca, L.T, Maggi, F, Annovazzi, A, Hessler, R.O, and Glick, R.L, Burning Rate Measurements from Small-Scale Test Motors, *Advances in Rocket Performance Life and Disposal, published in RTO-MP-091*, 2002.
- [7] Frederick, R., Fry, R.S., DeLuca, L.T, Gadiot, G., Strecker, R and H-L. Besser, Whitehouse, A., Traineau, J-C., D. Ribereau, and Reynaud J-P., "Evaluation of Methods for Solid Propellant Burning Rate measurement", *RTO-MP-091, Chemical Propulsion Information Agency Columbia MD*, 23-26 September 2002.
- [8] Sutton, G. P., and Ross, D. M., Rocket Propulsion Element, 9th Ed, 542, *Inc:NewYork: John Wiley and Sons*, 2017.
- [9] Rashkovskiy, S.A., Milekhin, Yu.M., and Fedorychev, A.V., "Correlation of Parameters in the Burning Rate Law and Its Influence on Intraballistic Characteristics of a rocket motor", *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 52, No. 4, 2016, pp. 427–438.
- [10] DeLuca, L.T, Ratti, A., Annonazi, A., Iannucci, P., Porcù, A., Hessler, R.O., and Glick, R.L., "Critical Survey of Burning Rate Measurements From Small-Scale Test Motors", *1st Int'l HEMSI Workshop, Ranchi, India*, 23-26, Nov 2001.
- [11] Degirmenci, E., "Effects of Grain Size and Temperature of Double Base Solid Propellants on Internal Ballistics Performance", *Fuel*, No. 146, 2015, pp. 95–102.
- [12] Milos, M.V., Bozic, Veladica. S., "Small Motor Measurement Method For Determining Burning Rate of Solid Rocket Propellants", *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, July 13-15, 1998.
- [13] Hu, S., Chen, J., Wu, G., Xu, Q., Liu, H., and Hua, Y., "Burning Behavior of Solid Propellants at High Pressure", *Combust. Sci. Technol.*, Vol. 186, No. 12, 2014, pp.1858–1888.