

بررسی مشخصه‌های تئوری و تجربی انواع پیشران‌های جامد موتورهای راکتی

فتح‌الله بحرینی*

دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی شیراز
bahreini88@yahoo.com

محسن جهانمیری

دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا
دانشگاه صنعتی شیراز
jahanmiri@sutech.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۶/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۷/۲۱

چکیده

در طراحی سامانه‌های پرتاب پیشران جامد (سوخت جامد) پارامترهای عملکردی متعددی دخیل است. در این میان، از جمله مهمترین مسائل طراحی موتورهای راکتی و موشکی پیشران جامد، بررسی مشخصه و نوع ماده پیشران است. شناخت جامع این مشخصه‌ها به لحاظ تئوری و تجربی جلوه کاملی به کل سامانه می‌بخشد. خواص فیزیکی و مکانیکی پیشران‌ها، روابط و مشخصه‌های موادی پیشران‌ها به همراه نحوه تحلیل در مشخصه‌های گرمایی و احتراق ماده پرانرژی رویکرد این مقاله است. در این رهگذر، بیشتر خواص بیان شده خود را در پارامتر نرخ سوزش نشان می‌دهند که به اندازه‌گیری آن با روش‌های تجربی و تئوری پرداخته شده است. با تمام این اوصاف هدف مورد نظر و نوع ماده پیشران در تمام مراحل طراحی و تحلیل موتورهای پیشران جامد دخیل خواهد بود.

واژگان کلیدی: مشخصه مکانیکی، مشخصه گرمایی، مشخصه تئوری، مشخصه تجربی، پیشران جامد

۱. مقدمه

در بیان مأموریت و هدف هر سامانه موشکی، نوع عملیات مورد نظر برای موتور بسیار پراهمیت است. از اینرو نگاه نخست در طراحی و تحلیل موشک‌ها دسته‌بندی آنها خواهد بود. از نظر عملیاتی، موشک‌ها به دو نوع تاکتیکی و استراتژیکی تقسیم می‌شوند که نوع ماده پیشران هر یک به اقتضای آن متفاوت است [۱]. نمونه دیگر، در مولدهای گاز^۱ با احتراق پیشران مورد نظر، ذراتی در فاز گازی تولید می‌شود که به همراه یک سازوکار خنک‌کننده قبل از ورود به یک کیسه تحت تأثیر فشار اتمسفر را پر می‌کند و به اصطلاح سازوکار یک کیسه هوا خواهد بود [۲]. از طرفی،

موتور موشک نیازمند گازهایی با فشار و دمای بالا جهت تولید انرژی جنبشی زیاد است که از اصلی‌ترین شاخصه‌های آن عمل در شرایط محیطی متنوع و نوع گازهایی خروجی حاصل از احتراق ماده پیشران است. هر نوع از پیشران‌های سوخت جامد طول عمر مشخصی دارند و در بسیاری از برنامه‌های فضایی، نظامی، کاوشگرها و مولدهای گاز مورد استفاده قرار می‌گیرند. با نگاهی به تاریخچه پیشران‌های جامد، کشف باروت سیاه^۲، که از نیترات پتاسیم، گوگرد و کربن تشکیل شده بود، انگیزه‌ای برای توسعه فناوری موشکی شد. با آغاز قرن هشتم راجر



بکون^۳، گراف آلبرت فون بالشتت، راهبی به نام برتولد شواتس و دانشمندی با نام گرگ شروع به آزمایش کردند. در قرن‌های سیزدهم تا هجدهم، در کشورهای اروپایی تحقیق و توسعه زیادی روی مواد پرانرژی انجام شد. در ادامه با گسترش نظریه‌های نیروی جلوبرنده واکنشی توسط ژوکوفسکی، دینامیک نقطه جرم متغیر توسط میشرسکی و تئوری پرواز در فضای بین سیارات توسط تسیالکوفسکی رویکردی جدید و نوین در عرصه موتورهای موشک به وجود آورد. پس از آن افرادی چون گودارد و فون برون با تولید مواد جدید پلیمری و چسبی سرآمدان عرصه موشک در امریکا شدند [۳، ۶]. در پیشرانها و مواد منفجره انرژی حاصل از واحد حجم به‌عنوان دانسیته انرژی مطرح می‌باشد که از خواص مهم این مواد به‌شمار می‌رود. وقتی ماده‌ای پرانرژی در محفظه‌ای بسته به آرامی تحت واکنش سوختن قرار می‌گیرد، برخلاف انتظار هیچ‌گونه موج انفجاری حاصل نشده و موج‌های مربوط به دلفگیشن^۴ ایجاد می‌گردد و دیواره پوسته تا وقتی فشار ایجادشده در حد نیروی لازم شکسته‌شدن نباشد، منفجر نمی‌شود [۴]. در تحقیقات متنوع درباره خواص پیشرانها در فرایند سوزش بسیار بحث شده که در ادامه به آن پرداخته می‌شود و پارامترهای اصلی که در طراحی یک سامانه پیشران جامد مؤثر است، بیان می‌گردد. لازم به‌ذکر است که پیشران جامد^۵ به‌جای اصطلاح سوخت جامد صحیح می‌باشد. با توجه به جایگاه پراهمیت پیشرانهای جامد در تحقیقات نظامی و استراتژیک، منابع، مقالات و گزارش‌های واضح و متعددی در دسترس نیست و به گوشه‌ای از آنها اشاره شده است. در ادامه سعی شده است تا با بهره‌گیری از بیشتر مطالب منتشرشده، گزارش شده و نتایج آزمایش‌های تجربی و اطلاعات صنایع بررسی و بحث جامعی صورت پذیرد.

۲. خواص فیزیکی و مکانیکی پیشرانهای جامد

پیشران موشک‌ها باید خواصی داشته باشند که بتوانند در برابر تنش‌های وارده در زمان حمل‌ونقل، راه‌اندازی و

شلیک مقاومت کنند و تغییرات دمایی در زمان‌های طولانی به عملکرد آنها لطمه نزنند. در پیشرانها و مواد پرانرژی جدید به مسائلی از جمله استحکام و حساسیت کم در برابر شوک مکانیکی و ضربه اهمیت ویژه‌ای داده می‌شود. وسائل آزمایشگاهی مجهز، مقاومت کششی و فشاری، مدول‌های کششی و فشاری، دراز شدن در اثر کشش و تغییر شکل در اثر فشار را اندازه‌گیری می‌کنند. ماده پیشرام موشک نباید دارای شکاف، منفذ و حفره باشد، از اینرو پیشرانهای جامد با اشعه ایکس و امواج فراصوت مورد بررسی قرار می‌گیرند. در ادامه به چندین مشخصه اصلی در انتخاب و تهیه پیشرانهای جامد پرداخته می‌شود [۴-۵].

۲-۱. پایداری

عمر سالم‌بودن شیمیایی همه پیشرانهای جامد استاندارد طولانی و رضایت‌بخش است. عمر مفید پیشران موشک در صورت گازدار شدن یا تغییر فیزیکی مشخص کمتر از عمر سالم‌بودن شیمیایی همان پیشران است. گازدار شدن بیشتر در پیشرانهای موشکی دو پایه در اثر انبارداری در دمای بالا یا تغییرات شدید دمایی به‌خصوص در حضور رطوبت صورت می‌گیرد. تغییرات شیمیایی که از عمر مفید سوخت‌های مرکب می‌کاهد عبارت است از دپلیمریزه شدن؛ اکسیدشدن، سخت‌شدن بعد از پخت و جز این‌ها [۴].

۲-۲. حساسیت

معمولاً پیشرانها نسبت به محرک‌های خارجی نظیر شوک مکانیکی، ضربه و اصطکاک حساسیت دارند. در فرمولاسیون پیشرانهای پرانرژی ممکن است درصد قابل توجهی از مواد منفجره قوی به‌همراه پرکلرات آمونیوم^۶ و آلومینیوم وجود دارند که در این صورت خطر انفجار در صورت برخورد در شتاب‌های بالا با دیواره موتور افزایش می‌یابد [۴-۵].

۲-۳. فرایند سوختن

به‌طور کلی سوختن در لایه‌های موازی رخ می‌دهد، به‌طوری‌که سطح در امتداد عمود بر سطح اولیه عقب‌نشینی

می‌کند. این تعریف به قانون پیوبرت^۷ شهرت دارد. سوختن پیشرانه‌ها در فشارهای زیاد به‌طور منظم انجام می‌گیرد و در فشار پایین دستخوش رفتار بی‌قاعده می‌شود. سرعت سوزش در تفنگ‌ها به‌طور تقریبی با توان اولیه فشار و در موشک‌ها به‌طور تقریبی با ریشه دوم فشار تغییر می‌کند و تغییرات آهسته‌تری دارد. گرمای آزاد شده از هر گرم سوخت، حرارت انفجار^۸ یا ارزش حرارتی سوخت^۹ خوانده می‌شود. بالا رفتن فشار سبب افزایش شدت انتقال حرارت به سطح پیشرانه، سرعت واکنش‌ها در روی سطح، سرعت گازهای عبوری از سطح پیشرانه در شرایط دینامیکی موتور موشک و در نهایت سرعت سوزش می‌شود [۶-۷].

۲-۴. کنترل سوزش

برای اندازه‌گیری میزان گاز حاصل از سوختن پیشرانه، سرعت سوزش از قبل تعیین می‌شود. از اینرو برای کنترل میزان سوختن، نوع پیشرانه توسط طراح انتخاب می‌شود تا سرعت سوزش لازم را در فشار قابل تحمل سامانه ایجاد کند. سپس شکل هندسی گرین به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که سطح سوزش لازم برای تولید شدت جرمی گاز مورد نیاز تأمین شود. سطح سوزش کل با تعداد گرین، شکل حفره مرکزی گرین و سطوح عایق جهت ممانعت از سوختن کنترل می‌شود. در شکل ۱ آثار هندسه گرین بر عملکرد موتور نمایش داده شده است. گرین‌ها طوری طراحی شده‌اند تا ضمن سوختن با شدت یکنواخت گاز تولید کنند. شکل هندسی یکنواخت سبب سوزش یکنواخت می‌شود. گرین‌هایی که سطح سوزش را در حین سوختن افزایش می‌دهند، گرین پیشرو و آنهایی که سطح سوزش‌شان کاهش می‌یابد، گرین پسرو نامیده می‌شوند [۶-۷].

۲-۵. تولید و کنترل کیفیت

اگر دو دسته اصلی پیشرانه‌ها مد نظر قرار گیرد، تولید پیشرانه‌های نیتروسولوزی با مشارکت یا بدون مشارکت یک حلال به‌عنوان نرم‌کننده به پنج روش ارائه شده در جدول ۱

است. در فرایند تولید به عملیات خاصی تحت عنوان کلوئیدی نیتروسولوز احتیاج است که در طی آن ساختمان الیافی نیتروسولوز حذف شده و ساختاری ایجاد می‌شود که می‌تواند با لایه‌های موازی بسوزد و موادی هم به‌منظور کمک به نرم‌شدن نیتروسولوز و یکنواختی مخلوط اضافه می‌شوند. معمولاً تولید پیشرانه‌های نیتروسولوزی به روش پیوسته و از طریق اکستروژن انجام نمی‌گیرد، اما در سال‌های اخیر روش‌های پیوسته تولید خرج‌های نیتروسولوزی ابداع شده است [۴].

جدول ۱. روش تولید پیشرانه نیتروسولوزی و موارد استفاده آن [۴]

روش تولید	کاربرد خرج پرتاب تولید شده
اکستروژن با حلال	توپ
	موشک‌هایی با سرعت سوزش سریع
	باروت ریخته‌گری
	باروت آتشزنه
	تفنگ‌ها، اسلحه‌هایی با کالیبر کوچک
امولسیون با حلال	خرج‌های انفجاری
	تفنگ‌ها، اسلحه‌هایی با کالیبر کوچک
اکستروژن بدون حلال	موشک‌های کوچک، توپ‌ها
ریخته‌گری	غلطک کردن بدون حلال
	خمارها
	موشک‌های کوچک
	موشک‌های بزرگ

در مورد پیشرانه‌های مرکب، با اینکه از پلیمرهای گوناگون استفاده می‌شود، روش تولید همان ریخته‌گری است و فرایند قالب‌گیری و ریخته‌گری غیرمداوم است، هرچند که عملیات می‌توانند خودکار باشند. برای کنترل کار تولید یک محصول همواره از مواد اولیه نمونه‌هایی برای آزمایشگاه کنترل کیفیت فرستاده می‌شود تا تأییدیه مصرف صادر گردد [۴]. گرین موشک در مواردی دارای ابعاد بزرگ و می‌تواند اشکال پیچیده‌ای داشته باشد که مشخصه‌های سوزش آن باید به‌دقت کنترل شود. تنش‌های وارد بر گرین



$$\rho_{propellant} = \frac{1}{\sum_{j=1}^{N_c} \frac{Y_j}{\rho_j}} \quad (1)$$

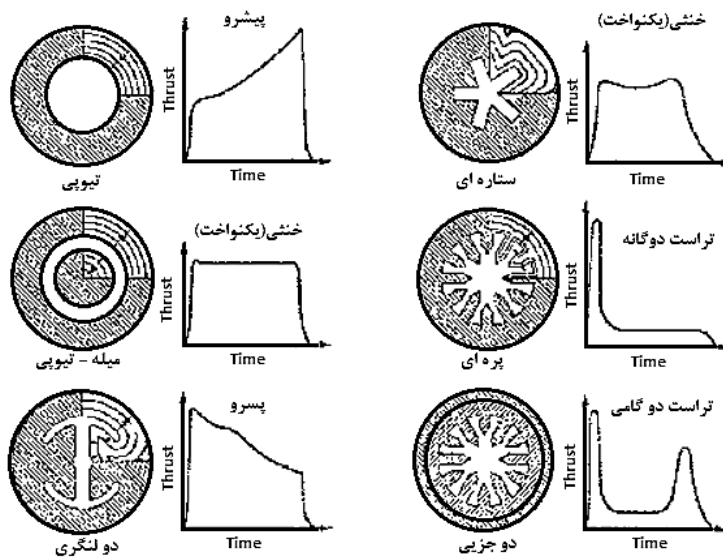
به طوری که در این رابطه N_c تعداد اجزای پیشرانه، Y_j کسر جرمی هر جزء و ρ_j چگالی متناظر آن است. با مشخص شدن مقدار چگالی پیشرانه در رابطه تئوری و مقایسه آن با مقدار آزمایشگاهی، میزان خطا و انحراف داده‌ها روشن می‌گردد [۱۱].

کسر جرمی پیشرانه Λ ، از جمله یکی از معیارهای اندازه‌گیری بازده بارگذاری جرمی موتور است. بازده بارگذاری جرمی از معیارهای شاخص در طراحی موتورهای پیشرانه جامد است. همان‌گونه که در رابطه ۲ مشخص است، نسبت جرم اولیه پیشرانه به جرم کل موتور است که موتور شامل پیشرانه و کلیه اجزاء (بدنه موتور، نازل، درپوش و جز این‌ها) می‌باشد.

بزرگ نتیجه شوک‌های مکانیکی و حرارتی است و قابل مقایسه با گرین‌های کوچک نمی‌باشد. درصد اجزای پیشرانه موشک و اندازه ذرات هر جزء آن به دقت کنترل می‌گردد و تست رادیوگرافی گسترده برای ترک‌ها و حفره‌های داخلی گرین موشکی انجام می‌گیرد [۴-۵].

۳. مشخصه‌های موادی پیشرانه‌های جامد

پیشرانه‌های موجود براساس نوع پیشرانه، هزینه و قابلیت‌های حمل‌ونقل، ماده منفجره حامل یا مهمات، مقدار ماده ذخیره‌شده و انبارشده در یک مکان مشخص دسته‌بندی می‌شوند. برای پیشرانه‌های جامد، مشخصه‌هایی جهت طراحی و تحلیل وجود دارد که مهمترین آنها بیان می‌گردد. برای یک پیشرانه با اجزای چندگانه N_c ، چگالی کل ماده پیشرانه با استفاده از کسر جرمی و چگالی هر جز قابل محاسبه است.



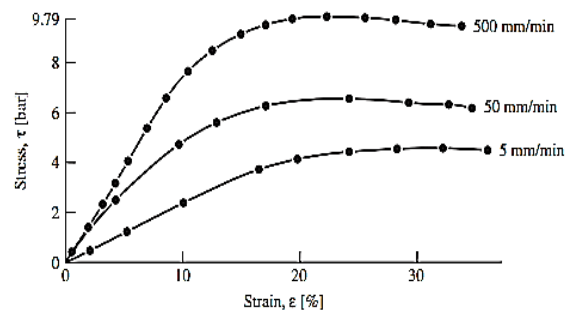
شکل ۱. تأثیر شکل هندسی گرین بر نمودار تراست-زمان [۸]

موتورهای مقیاس کوچک و ژنراتورهای گاز و مقادیر بزرگ آن برای موتورهای بزرگ و نسل جدیدتر می‌باشد [۱۱]. خصوصیت مهم دیگر پیشرانه‌های رفتار ویسکوالاستیک آنهاست. این مواد شباهت زیادی به پلاستیک‌ها خشک

$$\Lambda = \frac{M_{propellant}}{M_{rocket\ motor}} \quad (2)$$

کسر جرمی پیشرانه‌های جامد بین ۰/۳ تا ۰/۹۶ است؛ مقادیر کوچک کسر جرمی برای موتورهای بوستری،

دارند که به مواد تراکم ناپذیر شبیه‌اند. در پیشراندهای جامد معمولاً درصد بسیار کمی از فضای بین مولکولی تهی است (زیر ۱/۰ درصد). البته پیشراندها تحت نیروها و تنش‌های کششی و برشی به شدت آسیب‌پذیر خواهند بود. منافذ تهی با اعمال تنش‌های برشی و کششی بیشتر می‌شوند و در الگوی رفتاری تنش کرنش پیشراندها تأثیر زیادی دارند. رفتار ویسکوالاستیسیته پیشراندها اغلب به صورت غیرخطی است و به مقدار کرنش و نرخ کرنش وابسته است که در شکل ۲ کرنش و نرخ تغییرات آن برحسب تنش اعمالی برای یک پیشرانده با سه نوع بارگذاری مشاهده می‌شود [۵، ۱۱].



شکل ۲. نمودار تنش کرنش برای سه پیشرانده فرضی [۱۱]

در شکل ۲ تغییرات کرنش (نرخ کرنش) به ازای تنش وارده متفاوت است، به طوری که میزان تغییر شکل هر کدام تفاوت دارد. در صورتی که مشاهده می‌شود با افزایش تنش، مقدار کرنش تا ۲۰ درصد تغییرات دارد و بعد از آن دیگر تنش نیازی به افزایش ندارد. به عبارت دیگر، رفتار مکانیکی غیرخطی ماده پیشرانده نشان می‌دهد که پاسخ تنشی وابسته به دو متغیر کرنش و نرخ کرنش است. در رفتار ویسکوپلاستیک نمی‌توان رابطه مشخصی برای ارتباط مدول یانگ و نرخ کرنش پیدا کرد. از اینرو تابع معین $E = f(\epsilon)$ تعریف می‌شود و باید آزمایش‌های بیشتری انجام شود. در نهایت مشاهده می‌شود که دو پارامتر تنش شکست و کرنش تمایل به افزایش در مقادیر بالای نرخ کرنش اعمالی دارد. تحلیل‌ها در این مبحث بر پایه تراکم‌پذیری مواد، تأثیر زمانی و تأثیر دمایی است [۵، ۱۱].

۴. مشخصه‌های گرمایی در سوزش پیشراندهای

جامد

شناخت و تعیین خواص توزیع گرمایی در ناحیه زیرسطحی محل سوزش و در شرایط پایا بسیار مهم است. بررسی این مباحث موجب فهم و تعیین مقدار انرژی گرمایی ذخیره‌شده در یک لایه نازک پیشرانده در حال سوزش و نرخ انرژی انتقالی به سطح بالاتر می‌باشد. نرخ سوزش ماده پیشرانده می‌تواند رابطه مستقیمی با توزیع دما در ناحیه گرمایی سطح سوزش با زمان داشته باشد. با تغییر مقدار دما، سایر تغییرات درون گرین پدیدار می‌شود که در تعیین و پیش‌بینی رفتار آن نیازمند دانستن خواص گرمایی پیشرانده است. این خواص شامل ضریب انبساط گرمایی، گرمای ویژه برای هر واحد از حجم اولیه و هدایت یا پخشندگی گرمایی می‌باشد [۹-۱۱]. مباحث گرمایی در چند قسمت تشریح می‌شود.

۴-۱. اندازه‌گیری بر پایه دما در سطح و زیرسطح

پیشرانده جامد

در شرایط پایا سوزش برای یک ماده پیشرانده، که خواص یکسان و پایداری دارد و گرمای زیرسطحی وجود نداشته باشد، معادله انرژی - معادله هدایت گرمایی با مرزهای متحرک نرخ سوزش r_b ، با در نظر گرفتن فاصله عمود بر سطح سوزش y در یک معادله بی‌بعد برحسب دما و فاصله قابل بیان است.

$$\theta = \frac{T - T_i}{T_s - T_i} = \exp\left(-\frac{C_p m_p y}{k_p}\right)$$

$$\theta = \exp\left(-\frac{P_p r_b C_p y}{k_p}\right)$$

$$\theta = \exp\left(-\frac{r_b y}{\alpha_p}\right) \quad (3)$$

در رابطه ۳ پارامتر δ_{th} به عنوان ضخامت موج گرمایی بیان شده است که نسبت ضریب پخش گرمایی پیشرانده به نرخ سوزش پیشرانده می‌باشد [۱۱].



$$k_g \frac{d^2T}{dx^2} - \rho_g U_g C_{pg} \frac{dT}{dx} + \omega_g^m Q_g = 0 \quad (6)$$

عبارت $\omega_g^m Q_g$ به مقدار گرمای آزاد شده در یک محدوده مشخص اشاره می‌کند و طبق این ناحیه رابطه ۶ قابل تعمیم خواهد بود [۱۰-۱۱].

۵. نرخ سوزش برای پیشرانه‌های جامد

طراحی یک سوخت برای به کارگیری در یک موتور موشک، نیاز به دانستن دقیق سرعت به وجود آمدن محصولات احتراق در شرایط فشار و دمای حاکم بر محفظه موتور است. اگرچه سرعت سوزش توسط برنامه‌های محاسباتی مختلف قابل تخمین است، اما اطلاعات دقیق تنها از طریق تجربه به دست می‌آید. عرضه معادلات سرعت سوزش برای توضیح عملکرد پیشرانه‌های جامد بر این فرض بنا شده است که تمام سطح پیشرانه همزمان آتش گرفته و با یک شدت خطی می‌سوزند. نرخ سوزش یک ماده پیشران را می‌توان بر اساس معادله توازن شار انرژی در سطح پیشرانه تعیین نمود به شرط آنکه مقدار شار تابشی I_f بسیار کم در نظر گرفته شود. اکنون با در نظر گرفتن معادله توازن شار انرژی و معادله انرژی در فاز گازی، یک رابطه ضمنی برای تعیین نرخ سوزش پیشرانه تعریف می‌شود که به پارامترهای زیادی بستگی دارد و نیازمند توابع زیادی جهت رسیدن به یک معادله مشخص است.

راه دوم جهت بیان نرخ سوزش استفاده از معادله آرتنیوس^{۱۰} بر پایه دمای سطح سوزش است.

$$r_b = A_s T_s^\beta \exp\left(\frac{-E_{a,s}}{R_u T_s}\right) \quad (7)$$

نرخ سوزش یک پیشرانه جامد را می‌توان بر اساس قانون تجربی سانت روبرت بیان نمود.

$$r_b = aP^n \quad (8)$$

$$r = a + bP \quad (9)$$

به طوری که در این روابط r سرعت سوزش خطی، P فشار محفظه موتور، n توان فشار که در این رابطه a معمولاً تابع

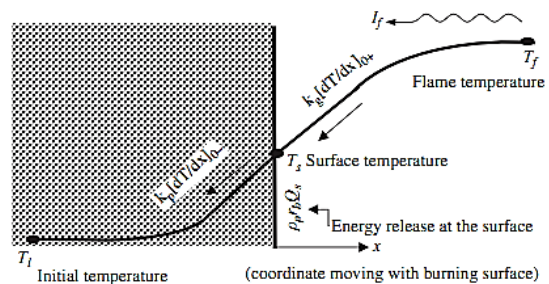
$$\delta_{th} = \frac{\alpha_p}{r_b} \quad (4)$$

۴-۲. توازن شار انرژی در سطح پیشرانه جامد

در سطح نزدیک پیشرانه که فاز گازی نیز در آن مخلوط است، معادله شار انرژی طبق رابطه ۵ بیان می‌شود:

$$k_p \left[\frac{dT}{dx} \right]_{0^-} = k_g \left[\frac{dT}{dx} \right]_{0^+} + \rho_p r_b Q_s + I_f \quad (5)$$

ترم اول از سمت چپ معادله ۵ مبین شار گرمایی با هدایت گرمایی به زیرسطح پیشرانه است. ترم دوم نشانگر شار گرمایی با هدایت گرمایی از فاز گازی نزدیک سطح سوزش، ترم سوم گرمای آزاد شده در سطح توسط واکنش شیمیایی و ترم چهارم شار انرژی برگشتی از شعله روی سطح توسط تابش است. در ادامه تصویر این بحث نمایش داده شده است.

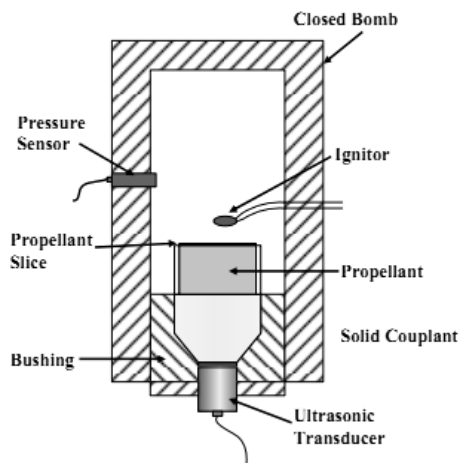


شکل ۳. توزیع شماتیک سوزش در توازن شار گرمایی [۱۱]

در اینجا Q_s گرمای خالص آزاد شده از سطح است. اهمیت I_f وابسته به نوع پیشرانه و انرژی منتقل شده از منابع خارجی مانند لیزر و مشابه آن است. البته در بسیاری موارد این مقدار نزدیک به صفر در نظر گرفته می‌شود [۱۰-۱۱].

۴-۳. معادله انرژی در فاز گازی

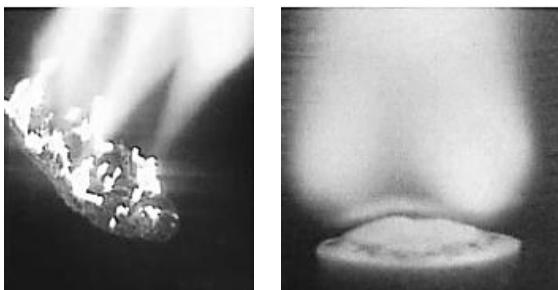
به منظور مطالعه رابطه بین نرخ سوزش و گرمای آزاد شده از شعله‌های فاز گازی، بیان یک معادله انرژی در فاز گازی الزامی به نظر می‌رسد. اگر دو پارامتر k_g و C_{pg} نسبت به دما وابسته نباشند، معادله بی‌بعد انرژی در فاز گازی مطابق رابطه ۶ نوشته می‌شود.



شکل ۴. نحوه قرارگیری اجزای بمب بسته [۱۲]

۱-۶. کوره لایه سوز^{۱۲}

کوره‌های لایه سوز همانند یک محفظه لوله‌ای با فشار بالا هستند و معمولاً دریچه‌ای شفاف برای مشاهده وجود دارد که یک لایه یا رشته کوچک از ماده پشران در آن قرار می‌گیرد (معمولاً قطر حدود ۶/۵ میلی‌متر و طول بین ۵۰ تا ۱۰۰ میلی‌متر) و به صورت ته‌سوز محترق می‌گردد. شرایط درون کوره با فشار و دمای اولیه پشرانه مورد نظر تحت کنترل است که با استفاده از گازهای بی‌اثر در احتراق (مثل نیتروژن) میسر می‌شود. تمام سطوح دیگر با عایق پوشانده شده است تا سطح انتهایی بسوزد و شرایط فشاری و دمایی شبیه‌سازی شود. در شکل ۵ شعله سوزش دو نمونه از پشرانه‌های جامد نمایش داده شده است.



شکل ۵. شعله سوزش در کوره لایه سوز [۱۱]
الف) JA2 Propellant؛ ب) RDX Strand

دمای اولیه ماده پشران T_i است. این رابطه برای هنگامی که جریان دوفازی موجود روی سطح پشرانه با سرعت کم عبور می‌کند صادق است و در شرایطی که آثار تنش برشی حاصل از جریان وجود داشته باشد (سوزش فرسایشی)، معتبر نخواهد بود. در شرایط جریان با سرعت بالای گاز حاصل از احتراق عبوری از سطح سوزش، نیازمند معادله‌ای دیگر جهت در نظر گرفتن سوزش فرسایشی است. از معادله ۸ برای پشرانه‌هایی است که در فشار کمتر (مانند موشک و راکت) می‌سوزند و از معادله ۹ بیشتر برای پشرانه‌هایی است که در فشار بالا می‌سوزند (مانند تفنگ و توپ) مورد استفاده قرار می‌گیرد [۹-۱۱].

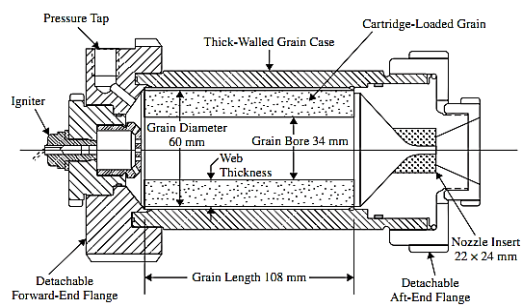
۶. اندازه‌گیری تجربی نرخ سوزش پشرانه‌های جامد

با اینکه روش‌هایی برای محاسبه نرخ سوزش پشرانه‌ها عرضه شده است، با این حال هیچ‌یک برای مقاصد طراحی کافی و عملی نمی‌باشند. محاسبه تجربی نرخ سوزش در بمب بسته^{۱۱} برای پشرانه‌های تفنگ انجام می‌شود. بمب‌های بسته اساساً استوانه‌ای با دیواره ضخیم‌اند که توانایی تحمل فشار تا ۶۹۰ مگاپاسکال را دارند. این استوانه به فشارسنج‌های پیزوالکتریک و ابزارهای اندازه‌گیری دیگری مجهز است. این دستگاه همچنین سرعت بالارفتن فشار را نیز اندازه‌گیری می‌کند. این آزمایش به محض ساخته شدن گرین‌ها انجام شده و اطلاعات آن در محاسبه‌های بالستیک داخلی تفنگ‌های ته‌بسته به کار می‌آید [۱۲]. در شکل ۴ بمب بسته به همراه دستگاه اندازه‌گیری امواج فراصوت نمایش داده شده است که مباحث امواج اکوستیک در سوزش پشرانه‌ها را نیز بررسی می‌کند. در اندازه‌گیری مربوط به نرخ سوزش پشرانه‌های موشکی دو روش اصلی و رایج وجود دارد. در هر روش با توجه به الزامات و نیازهایی که برای یک موضوع تعریف شده است، مورد بررسی و آزمایش قرار می‌گیرد که در ادامه بیان شده است.

اندازه‌گیری نرخ سوزش با سیگنال‌های الکتریکی از سیم‌های جاسازی شده در ماده پیشران انجام می‌پذیرد. از رویکردهای رایج در کوره‌های لایه‌سوز جاسازی سیم‌های نازک در چندین مکان در راستای طول ماده پیشران است. وقتی پیشرانه می‌سوزد و سوزش پیش می‌رود، سیم تعبیه‌شده می‌سوزد و سیگنال الکتریکی ارسالی قطع می‌شود و این عمل تا اتمام ماده پیشرانه صورت می‌گیرد. البته مقدار نرخ سوزش اندازه‌گیری شده با کوره‌های لایه‌سوز کمتر از حالت نرخ سوزش در موتور راکت مقیاس اصلی است (حدود ۴ تا ۱۲ درصد)؛ زیرا فعل و انفعالات حرارتی واقعی در محفظه احتراق را شبیه‌سازی نمی‌کند. کوره‌های لایه‌سوز برای مطالعات کیفیت عملکردی مواد پیشرانه و آثار فرمولاسیون آن بسیار کارآمد است. اگر روابط حاصل از کوره‌های لایه‌سوز و تست موتور تلفیق شود، می‌توان نتایج تجربی مناسبی برای هر نوع از ماده پیشرانه و هندسه گرین را به‌دست آورد [۹-۱۱].

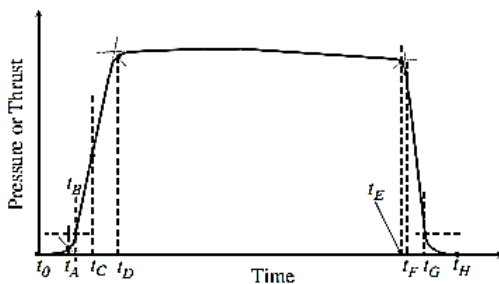
۶-۲. اندازه‌گیری نرخ سوزش با استفاده از موتور مقیاس کوچک

ضخامت جان L_w به‌عنوان حداقل ضخامت گرین از ابتدای سطح سوزش تا ناحیه دیواره‌ای عایق شده بیان می‌گردد که درون محفظه موتور قرار می‌گیرد. برای یک نمونه گرین ته‌سوز ضخامت جان، طول کل گرین حساب می‌گردد. در شکل‌های درون‌سوز گرین به اختلاف بین قطر خارجی و قطر داخلی گرین پیشرانه اطلاق می‌گردد که در شکل ۶ مشاهده می‌شود.



شکل ۶. نمونه‌ای از یک موتور مقیاس کوچک [۱۱]

ارزیابی بالستیک داخلی موتور برای یک گرین استوانه‌ای با حفرة مرکزی به‌عنوان حالت استاندارد در تعیین نرخ سوزش محسوب می‌شود. زمان سوزش جان t_b فاصله زمانی بین لحظه آتش‌گرفتن سطح پیشرانه تا پایان سوزش جان پیشرانه خواهد بود که می‌توان تغییرات فشار-زمان را دنبال کرد. دو روش اصلی برای توصیف نرخ سوزش پیشرانه‌های جامد از تست موتور راکت وجود دارد که نیازمند تعریف پارامترهای آن است. در شکل ۷ رخدادهای زمانی مد نظر بیان شده است [۹-۱۱]. بعد از روشن شدن آتش‌زنه درون موتور، به زمان شروع سوزش سطح پیشرانه t_B می‌رسد. در زمان t_E کل پیشرانه سوخته است و دیگر ماده پیشرانی برای احتراق وجود ندارد، در حالی که نیروی تراست تولید می‌شود. دو زمان t_A و t_G به ترتیب مربوط به نقاطی است که فشار با شیب تغییرات زیاد در ابتدای کارکرد افزایش و در انتهای کارکرد کاهش می‌یابد. محققان گرلیک و هسلر در سال ۲۰۰۰ م در تحقیقات خود در مورد این دو روش بحث نموده‌اند. راهکار اول بر مبنای ضخامت کل جان در زمان سوزش t_H و دومین روش موازنه جرم t_G در نتایج موتور تست شده می‌باشد. مبنای زمان سوزش در رابطه ۹ بیان شده است.



شکل ۷. رخدادهای زمانی مهم

در نمودار تراست - زمان موتور مقیاس کوچک [۱۱]

$$r_{b,tot} = \frac{L_{w,B} - L_{w,E}}{t_E - t_B} \quad (9)$$

راهکار موازنه جرم نیز مطابق رابطه ۱۰ خواهد بود.

$$r_{b,MB} = \frac{L_{w,A} - L_{w,G}}{t_E - t_B} \frac{\int_{t_B}^{t_E} \rho dt}{\int_{t_A}^{t_G} \rho dt} \quad (10)$$

به طوری که در این رابطه α_m مشخص کننده فاکتور موتور و مشخصات ذاتی آن می باشد [۱۱].

۷. جمع بندی

در این مقاله پیرامون خواص پیشرانها در نگاه نظری و تجربی پرداخته شد. با مشخص شدن مقتضیات پروژه می توان سوخت اولیه مد نظر را انتخاب کرد. از اینرو تعریف مأموریت و هدف یک سامانه پیشران جامد الزامی است. خواص شامل دو بخش خواص مکانیکی و گرمایی است. برای خواص مکانیکی استفاده از دستگاههای تست تنش

کرنش پراهمیت جلوه می کند. در بحث گرمایی پیشرانهای جامد ساختار نظری با رویکرد تجربی بیان شده است. در مقوله های علمی که به یکپارچه سازی معادله های مربوط به پیشران در فرایند طراحی نیاز باشد، این مقاله مفید خواهد بود؛ زیرا مباحث جامعی را در هم تلفیق کرده است. البته شناخت هر ماده پیشران با توجه به فرمولاسیون آن بر تمامی پارامترهای ذکر شده اثر مستقیم دارد، از اینرو دانستن نوع فرمولاسیون ماده پیشران در تحقیقات آتی کارآمد خواهد بود.

۸. مأخذ

- [1] Fleeman, *Tactical Missile Design*, AIAA, 2001.
- [2] William P. Sampson, *Development Of a 100% Solid Propellant Based Gas Generator Fire Suppression System*, ATK Launch Systems, Brigham City, UT 84302, 2002.
- [۳] فولادی، نوربخش، احمد زین العابدینی. *اصول طراحی سامانه های پیشران سوخت جامد*، تهران: دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۹.
- [۴] مؤمنیان، حسین. *شیمی مواد منفجره*، تهران: دانشگاه جامع امام حسین (ع)، ۱۳۸۹.
- [5] Zalewski, Robert, Tomasz wolszakiewicz. "Analysis of Uniaxial Tensile Tests for Homogeneous Solid Propellants under Various Loading Conditions." *Central European Journal of Energetic Materials*, 2011.
- [6] Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Element*, John Wiley & Sons, 1992.
- [7] Solid Propellant Grain Structural integrity Analysis, NASA space vehicle design criteria (chemical propulsion), June 1973.
- [8] NASA, "Solid Propellant Selection and Characterization", NASA SP-8064, June 1971.
- [9] Meyer. R. *Explosives*. VCH Verlag Chemie, Weinheim, 1977.
- [10] Naminosuke Kubota, *Propellants and Explosives: Thermochemical Aspects of Combustion*. Wiley-VCH Verlage, 2002.
- [11] Kuo, Kenneth K., Ragini Acharya, *Applications of Turbulent and Multiphase Combustion*, John Wiley & Sons Inc, 2012.
- [12] Song, Sung-Jin, Hak-Joon Kim. "Measurement of solid propellant burning rates by analysis of ultrasonic full waveforms." *Journal of Mechanical Science and Technology* 23, 2009.

پی نوشت

1. gas generator



۲. باروت سیاه نخستین گونهٔ باروت است که احتمالاً مردم چین آن را در سدهٔ هفتم تا نهم میلادی اختراع کرده‌اند. باروت سیاه از مواد منفجرهٔ کندشکن است که در محیط باز به آرامی می‌سوزد و در محیط بسته به سبب آزادشدن گازهای دی اکسید کربن و نیتروژن و نیز گرما منفجر می‌شود. باروت سیاه تا سال‌ها در انواع سلاح گرم و نیز به‌عنوان مادهٔ منفجره در معدن به‌کار می‌رفت تا آنکه اختراع انواع باروت بی‌دود، که مخلوطی از نیتروسولولز و نیتروگلیسرین و ذغال سنگ است، جای آن را گرفت [ویراستار].

3. Roger Bacon (c. 1214 – c. 1292)

4. deflagration

5. solid propellant

6. ammonium perchlorate

7. piobert

8. heat of explosion

9. the calorific value

10. arrhenius equation

11. close bomb

12. strand burner

13. web thickness

14. web burnout duration

15. TOT

16. MB

