Archive of SID

مجله علمی ـ پژوهشی مواد پرانرژی
سال اول، شماره ۱، بهار ۱۳۸۵

ساخت پیشرانه دو پایه پر انرژی AP-CMDB جهت تأمین محرکه ویژه حداقل 240 Sec

محمد ابراهیم افشانی، علی صحافیان*

سازمان صنایع هوا فضا

پست الکترونیکی: Alisahafian@yahoo.com*

چکیده

پیشرانه های دوپایه پرانرژی در زمره قویترین پیشرانه های جامد محسوب می شوند و به علت انرژی و محرکه ویژه بالا و محدوده وسیع سرعت سوزش در بسیاری از کاربردها به پیشرانه های دوپایه و مرکب متداول ترجیح داده می شوند . پیشرانه دوپایه پر انرژی حاوی اجزای پرانرژی مانند سیکلوتترامتیلن تترانیترامین (HMX) ، سیکلوتری متیلن تری نیترامین(RDX) ، پرکلرات آمونیوم(AP) و آلومینیوم (Al) هستندکه به روشهای اکستروژن و ریخته گری تولید میشوند . پیشرانه دوپایه پرانرژی در این پژوهش حاوی AP و Al است (AP-CMDB) که به روش اکستروژن با حلال نمونه سازی و تولید می گردد . در این پژوهش با استفاده از نرم افزار CEC محاسبات کامپیوتری محرکه ویژه و پارامترهای عملکرد پیشرانه (AP-CMDB) انجام شده و بر اساس این محاسبات و مطالعات کتابخانه ای ۱۲ فرمولاسیون پیشرانه (AP-CMDB) تعیین و نمونه سازی گردیده و پس از رسیدن به حداقل خواص فیزیکی ، شیمیایی و مکانیکی ، آزمایشهای استاتیک انجام شده است.

در این پژوهش به محرکه ویژه تجربی ۲۶۰ sec (معادل محرکه ویژه تجربی استاندارد ۲۵۱ sec) دست یافته ایم که نسبت به محرکه ویژه پیشرانه دو پایه معمولی افزایش قابل ملاحظه ای دارد و در نهایت فرمولاسیون پیشرانه (AP-CMDB) ازجهات خواص مکانیکی ، پایداری شیمیایی ، ارزش گرمایی و محرکه ویژه بهینه شده است.

واژه‌های کلیدی: پیشرانه دوپایه اصلاح شده مرکب ، پیشرانه دوپایه پرانرژی، پیشرانه (AP-CMDB)

www.SID.ir

Archive of SID

مقدمه

پیشرانه دوپایه پرانرژی یا پیشرانه دوپایه اصلاح شده (CMDB)[1] همان پیشرانه دوپایه حاوی اجزای پرانرژی است. آلومینیوم (Al) به علت گرمای احتراق بالا انرژی پیشرانه را افزایش میدهد ولی چون پیشرانه از اکسیژن هوا استفاده نمی کند برای تامین اکسیژن کافی افزودن اکسیدکننده (AP) ضروری است .

در این پژوهش پیشرانهAP-CMDB و نمونه سازی آن جهت رسیدن به محرکه ویژه تجربی استاندارد حداقلsec۲۴۰ (فشار محفظه احتراق psi۱۰۰۰و فشار گازهای خروجی psi ۱۴/۷) مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است. پیشرانه دوپایه پرانرژی حاوی اجزای پرانرژی مانند سیکلوتترامتیلن تترانیترامین (HMX)، سیکلوتری متیلن تری نیترامین (RDX) ، پرکلرات آمونیوم(AP) و آلومینیوم (Al) می باشد که به روشهای اکستروژن و ریخته گری تولید میشود. در مراجع پیشرانه دوپایه پرانرژی حاوی RDX ویا HMX و نیز فرآیند ریخته گری بیشتر مشاهده می شود، در صورتیکه پیشرانه دوپایه پرانرژی دراین پژوهش حاویAP وAl است که به روش اکستروژن با حلال نمونه سازی و تولید می گردد که اطلاعات در خصوص آن کمتر وجود دارد. در این پژوهش از ایجاد اتصالات عرضی با افزودن ایزوسیاناتها به علت ویژگی خاص فرایند (وجود رطوبت واستفاده از اتانول) خودداری گردیده است.

محرکه ویژه

مهمترین مشخصه پیشرانه جامد محرکه ویژه یا I_{sp} است . برای افزایش برد موشکها ، افزایش محرکه ویژه پیشرانه اهمیت بسزایی دارد ، به طوری که در برخی موارد با افزایش۵ ٪ محرکه ویژه می توان به ۴۵٪ افزایش برد دست یافت [۱] .

محرکه ویژه عبارت است از نسبت نیروی تراست به دبی وزنی یا جرمی گازهای خروجی . در پیشرانه های جامد معمولاً منحنی نیروی تراست بر حسب زمان به دست می آید و از معادله (۱) برای محاسبه I_{sp} پیشرانه جامد بکار میرود .

$$I_{sp} = \int F\, dt / w \qquad (۱)$$

بسته به اینکه دبی جرمی یا وزنی گازهای احتراق مد نظر باشد واحد محرکه ویژه N . sec / Kg (معادل m / sec) یا sec می باشد.

با فرض انبساط آیزنتروپیک گازها و همچنین در نظر گرفتن ضریب راندمان موتور، I_{sp} به صورت ذیل نوشته می شود:

$$Isp = \frac{\phi}{g}\sqrt{2J\Delta H_C\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \qquad (۲)$$

در این رابطه ΔH_C گرمای آزاد شده درون محفظه ، γ نسبت ظرفیتهای حرارتی ، ϕ ضریب راندمان موتور و p_e و p_c بترتیب فشار گازهای خروجی و فشار محفظه می باشد[۲] . محرکه ویژه برای پیشرانه‌های دوپایه حدود sec۲۰۰ است و هدف این پژوهش افزایش محرکه ویژه تجربی استاندارد به حداقل sec ۲۴۰ است.

محرکه ویژه پیشرانه جامد به طور تئوری و به طور تجربی قابل تعیین است . در عمل معمولاً به دلایل متعدد مانند افت واگرایی(در قسمت واگرای نازل مؤلفه شعاعی تراست حاصل از حرکت غیر مستقیم گازهای احتراق باعث این افت می شود) ، لختی ذرات جامد حاصل از احتراق مانند Al_2O_3 ، جریان دوفازی درون نازل و صد درصد نبودن راندمان احتراق ، محرکه ویژه تجربی از مقدار تئوری کمتر است. برای تعیین محرکه ویژه انجام آزمایش استاتیک جهت تعیین منحنی نیروی تراست بر حسب زمان ضروری است . انجام آزمایش استاتیک نیازمند طراحی و ساخت موتور است. برای طراحی موتور ایجاد فشار در محفظه معادل psi۱۰۰۰و فشار گازهای خروجی نازلpsi۱۴/۷ باید مد نظرقرار گیرند.

تحقیقات تجربی

بر اساس مطالعات انجام شده مشخص گردید که برای افزایش محرکه ویژه و انرژی پیشرانه، افزودن مواد پرانرژی مانند AP و Al به آمیزه پیشرانه دوپایه ضروری است . هدف پژوهش رسیدن به محرکه ویژه تجربی استاندارد حداقل برابر باsec ۲۴۰ بود و بر اساس مطالعات انجام شده و محاسبات کامپیوتری با افزودن حدود ۵۰ درصد AP و Al به آمیزه پیشرانه دوپایه ، محرکه ویژه استاندارد تئوریک حدود sec ۲۶۰ قابل دسترس است [۳] .

1- Composite modified double base propellant

www.SID.ir

Archive of SID

معمولاً در عمل به دلایل ذکر شده افت محرکه ویژه داریم و بنابراین برای رسیدن به محرکه ویژه استاندارد تجربی معادل ۲۴۰ sec بایستی محرکه ویژه استاندارد تئوریک بالاتر باشد . با فرض راندمان احتراق ۹۳ ٪ که در موتورهای کوچک معمولاً این مقدار در نظر گرفته می شود [۴]، برای حصول محرکه ویژه استاندارد تجربی ۲۴۰sec بایستی محرکه ویژه استاندارد تئوریک ۲۵۸ sec باشد. بر این اساس اولین آمیزه پیشرانه دوپایه پرانرژی (AP-CMDB) که ساخته شد حاوی حدود ۵۰٪ مجموع AP و Al بود ولی خواص مکانیکی محصول چندان رضایتبخش نبود . برای افزایش خواص مکانیکی مجموع درصدهای AP و Al به ۳۷٪ کاهش یافت و سپس بعد از رسیدن به حداقل خواص مکانیکی مجدداً درصدهای AP و Al به ۴۶٪ افزایش داده شد .

در آمیزه پیشرانه دوپایه پرانرژی (AP-CMDB) هرقدر مقدار NG بالاتر باشد پیشرانه تولیدی نرمتر و قابل انعطاف‌تر است و هرقدر مقدار NC بیشتر باشد استحکام نمونه بیشتر است ، ولی فشار اکستروژن در پرس بالاتر می‌رود . اگر درصد NC از مقدار معینی بالاتر باشد آمیزه پیشرانه به علت بالا رفتن بیش از حد فشار اکستروژن در پرس قابل فراوری نمی باشد.

در این پژوهش در مجموع ۱۲ فرمولاسیون پیشرانه (AP-CMDB) که تمامی آنها در جدول (۱) مندرج شده اند ، مطالعه و نمونه سازی گردید. پیشرانه های تولیدی دارای چهار ماده اصلی نیترو سلولز ، نیترو گلیسیرین ، پرکلرات آمونیوم و آلومینیوم بودند . محرکه ویژه همه فرمولاسیونهای تولیدی با نرم افزار CEC تعیین گردید. ورودیهای این نرم افزار و همچنین نتایج آن به ترتیب در جداول (۲) و (۳) آورده شده است. در جدول (۲) منظور از نسبت فشار ، نسبت فشار محفظه احتراق به فشار گازهای خروجی و منظور از نسبت مساحت، نسبت مساحت مقطع خروجی نازل به مساحت مقطع گلوگاه آن می باشد .

جدول ۱ــ فرمولاسیون پیشرانه های AP-CMDB تولیدی

ردیف	کد پیشرانه	ماتریس مرکب	ماتریس دو پایه	کاتالیست
1	P –CM – 101	50	48.5	1.5
2	P – CM – 102	37	61.5	1.5
3	P – CM – 103	36.9	61.6	1.5
4	P – CM – 104	36.5	62.0	1.5
5	P – CM – 105	36	62.5	1.5
6	P – CM – 106	35.4	63.1	1.5
7	P – CM – 107	36.9	61.6	1.5
8	P – CM – 108	36.9	61.6	1.5
9	P – CM – 109	36.9	61.6	1.5
10	P – CM – 110	37	61.5	1.5
11	P – CM – 111	37	61.5	1.5
12	P – CM – 112	46	53.5	0.5

در این جدول منظور از ماتریس مرکب مجموع درصدهای وزنی AP و Al و منظور از ماتریس دو پایه درصد وزنی سایر مواد جز کاتالیست می باشد.

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۲ـ ورودی های نرم افزار CEC [10]

ردیف	ورودی
۱	فرمول مولکولی مواد اولیه
۲	حرارت تشکیل مواد اولیه
۳	فشار محفظه احتراق
۴	نسبت فشار یا مساحت

جدول۳ـ نتایج محاسبات CEC برای فرمولاسیونهای پیشرانه دو پایه پر انرژی تولیدی

$\frac{A_e}{A_t}$	C^* (ft/sec)	C_F	I_{sp} (sec)	T_c (^{o}k)	γ c	M_c	P_e (atm)	نوع پیشرانه
10.35	5026	1.646	257.2	3689.1	1.1237	32.585	1.0051	P – CM-101
10.4	5042	1.634	256.0	3530.2	1.1348	30.762	1.0099	P – CM-102
10.2	5020	1.632	254.7	3454.1	1.14	30.250	1.0064	P – CM-103
10.15	5019	1.632	254.6	3431.5	1.1420	30.019	1.0032	P – CM-104
9.80	4980	1.628	252.0	3308.4	1.1504	29.228	1.0108	P – CM-105
10.00	5010	1.630	253.9	3382.9	1.1452	29.634	1.0030	P – CM-106
10.05	5020	1.629	254.2	3456.0	1.1398	30.277	1.0274	P – CM-107
10.05	5012	1.630	253.9	3417.7	1.1424	29.978	1.0137	P – CM-108
10.05	5017	1.629	254.1	3443.5	1.1406	30.177	1.228	P – CM-109
10.05	5021	1.629	254.3	3440.7	1.1410	30.1	1.022	P – CM-110
10.05	4996	1.630	253.1	3428.4	1.1404	30.310	1.0236	P – CM-111
10.2	5074	1.639	258.4	3645.0	1.1295	31.478	1.0018	P – CM-112

www.SID.ir

Archive of SID

افزودن پرکلرات آمونیوم به آمیزه پیشرانه دوپایه نسبت به افزودن مواد دیگر مانندHMX ، RDX وPETN خطرناکتر است و حساسیت به ضربه پیشرانه را افزایش می دهد [۵]. در فرمولاسیونهای تولیدی از کاتالیزورهای سرعت سوزش پیشرانه دو پایه که عمدتاً نمکهای سرب و مس هستند استفاده نگردید ، چون با افزایش AP به مقدار قابل ملاحظه، ساختمان شعله پیشرانه مشابه ساختمان شعله پیشرانه مرکب بوده و بایستی از کاتالیزورهای پیشرانه مرکب استفاده شود[۶]. برخی مواد اولیه قبل از فراوری باید مراحل آماده سازی را طی کنند. مثلاً نیتروگلیسیرین به طور خالص قابل استفاده در فرآیند نیست چون این ماده یک مادهٔ منفجره بسیار خطرناک و حساس به ضربه است و اگر به طور خالص درون دستگاه کنت (دستگاه اختلاط مواد اولیه پیشران) قرارگیرد به محض روشن شدن دستگاه به علت شوک وارده منفجر میشود. نیتروگلیسیرین بصورت یک ژل لاستیکی به نام پوکا که غیر حساس شده است استفاده می‌شود. همچنین نیتروسلولز هرگز به صورت خشک به علت خطر و حساسیت بالا استفاده نمی شود، بلکه NC ابتدا توسط دستگاه سانتریفوژ آب‌گیری شده و سپس الکلی می‌شود . میزان الکل نیتروسلولز در ژلاتینه شدن مواد و فرآیند بسیار مؤثر است . ذرات پرکلرات‌آمونیوم و آلومینیوم بایستی دارای دانه‌بندی خاصی باشند . اندازه ذرات AP وAl بر سرعت سوزش و راندمان احتراق تأثیر دارند . پس از آماده سازی مواد اولیه، این مواد طی سه مرحله اصلی کنت ، غلطک و پرس فراوری می‌شوند . نمونه‌هایی از پیشرانه که برای آزمایشهای کنترل کیفی و استاتیک ارسال می‌شوند همه نمونه‌هایی هستند که از دستگاه پرس با شکل معین مورد نظر بیرون آمده‌اند. آزمایشهای کنترل کیفی شامل سرعت سوزش، خواص مکانیکی، آبل، برگمن یانگ، دانسیته، حساسیت به ضربه، ارزش گرمایی، نقطهٔ اشتعال و درصد رطوبت می‌باشند. جهت انجام آزمایشهای استاتیک یک موتور ویژه برای پیشرانه CMDB تولیدی طراحی و ساخته شد . همچنین از یک موتور که برای انجام آزمایش استاتیک یک پیشرانه معین استفاده می‌شد برای آزمایش استاتیک پیشرانه CMDB تولیدی استفاده گردید. نمودار مراحل تعیین فرمولاسیون، نمونه سازی و آزمایشهای کنترل کیفی در شکل (۱) آمده است. با توجه به ارائه کامل و روشن مراحل کاری در این شکل از ذکر توضیحات اضافی خودداری می شود. همچنین نمای شماتیک سکوی آزمایش استاتیک در شکل (۲) ارائه شده است. نکته مهم در نحوه استقرار موتور پیشرانه جامد برروی سکوی تست آن است که موتور برروی سکو طوری نگهداشته شود که در اثر خروج گازهای احتراق از نازل نیروی عکس العمل حاصله به راحتی قابل انتقال به لودسل (جهت ثبت نیروی تراست) باشد.

بررسی و تحلیل نتایج آزمایشها

نتایج آزمایشهای کنترل کیفی مندرج در جدول (۴) برای پیشرانه های (AP-CMDB) تولیدی نشان می‌دهد که : دانسیته و گرمای احتراق پیشرانه تابعی از مجموع درصدهای اجزای پرانرژی AP و Al می باشد . افزایشAP و Al دانسیته و گرمای احتراق را افزایش می دهد. منحنی‌های گرمای احتراق و دانسیته بر حسب مجموع درصدهای AP و Al به ترتیب در شکلهای (۳) و (۴) مؤید این مطلب می باشد.

نتایج آزمایش تعیین خواص مکانیکی هر ۱۲ فرمولاسیون AP-CMDB نیز در جدول (۴) آمده است . استحکام کششی ماکزیمم تابعی از نسبت نیتروسلولز به نرم‌کننده (شامل نرم‌کننده غیرانفجاری مانند دی‌اتیل فتالات و نرم‌کننده انفجاری مانند نیتروگلیسیرین) است. البته ژل شدن مناسب مواد اولیه درون دستگاه کنت برای افزایش خواص مکانیکی ضروری است. منحنی های استحکام کششی و درصد ازدیاد طولی بر حسب نسبت نیترو سلولز به نرم کننده به ترتیب در شکلهای (۵) و (۶) ارائه شده است. همانطور که ملاحظه می گردد با افزایش این نسبت استحکام کششی افزایش و درصد ازدیاد طولی کاهش می یابد .

پایداری شیمیایی تابعی از درصد و نوع پایدارکننده و نیز پوشش‌دهی ذرات AP با پایدارکننده می‌باشد. بهترین پایدار کننده ها برای پیشرانه دو پایه پرانرژی رزورسینول (به صورت پوشش بر روی ذرات AP) و اکسید کادمیوم می باشد [۷].

حساسیت به ضربه تابعی از اکسیژن بالانس[۵] ، سرعت سوزش و نیز وجود برخی ترکیبات غیرحساس کننده است . هرقدر اکسیژن بالانس و سرعت سوزش بیشتر باشد حساسیت به ضربه بالاتر خواهد بود .

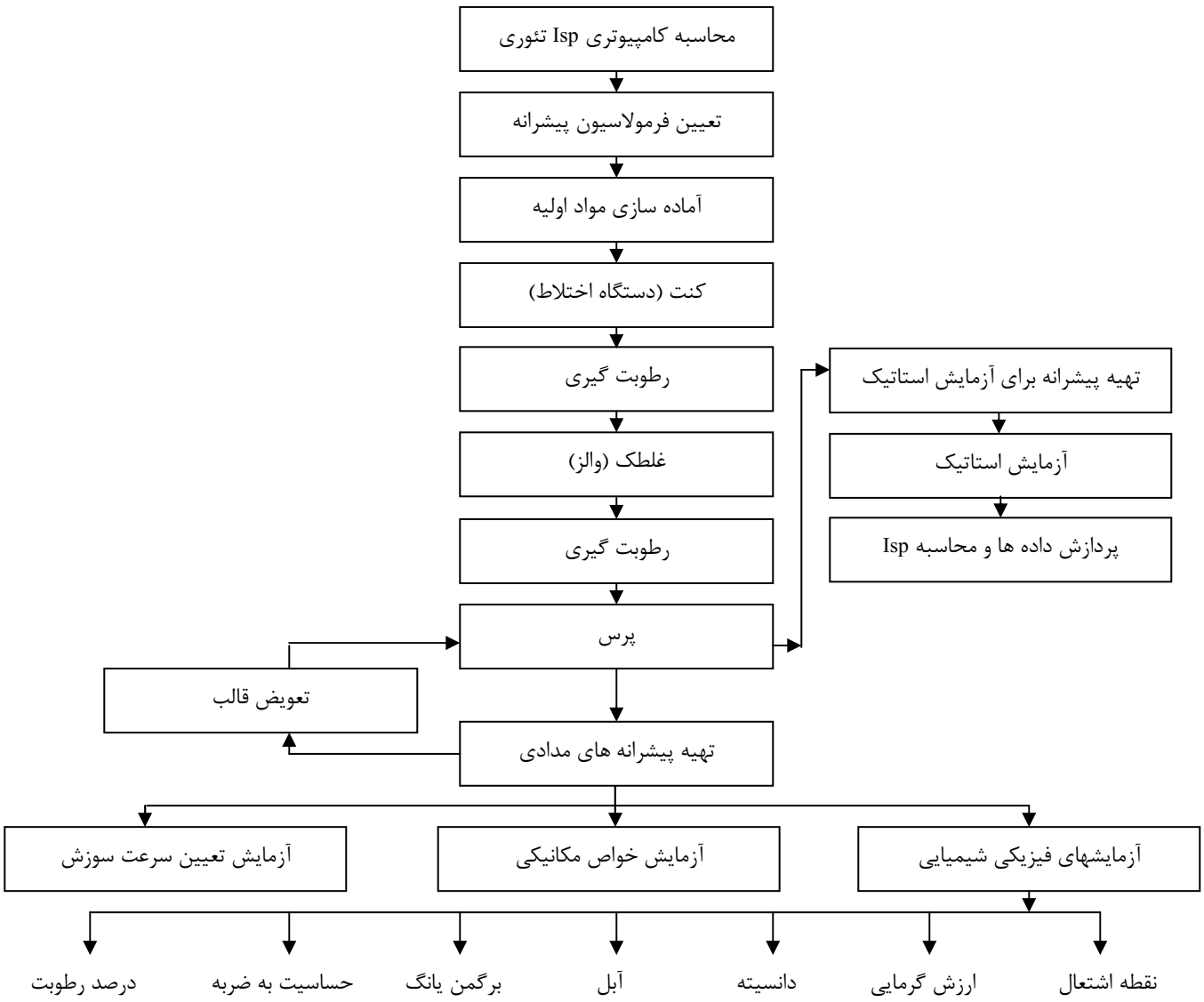
سرعت سوزش پیشرانه تابعی از میزان AP و اندازهٔ ذرات آن است . هرقدر درصد AP بالاتر و اندازهٔ ذرات آن کوچکتر باشد سرعت سوزش بیشتر است . همچنین سرعت سوزش به ارزش گرمایی پیشرانه بستگی دارد با افزایش ارزش گرمایی سرعت سوزش نیز افزایش می یابد . نتایج مقایسه آزمایشهای کنترل کیفی آخرین نمونه پیشرانه دو پایه پرانرژی (P-CM-112) با یک نوع پیشرانه دو پایه معمولی در جدول (۶) آورده

www.SID.ir

Archive of SID

شده است. همانطور که ملاحظه می شود مقادیر ارزش گرمایی و دانسیته بطور قابل ملاحظه ای نسبت به پیشرانه دو پایه معمولی افزایش یافته است.

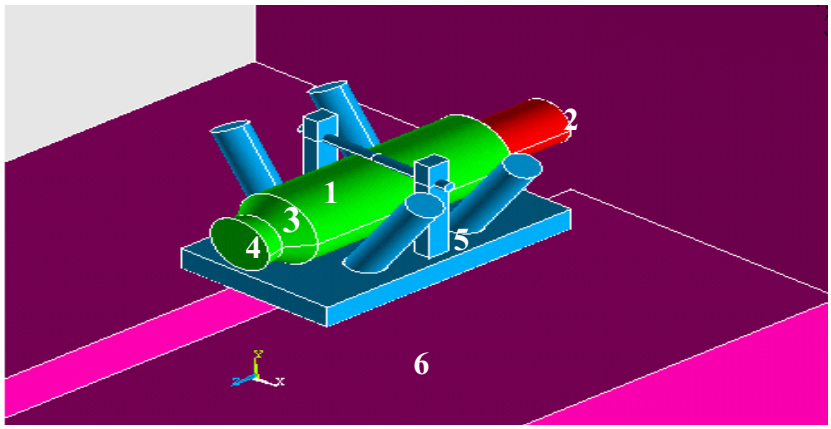
محرکه ویژه به خواص ذاتی پیشرانه و مشخصه های موتور بستگی دارد. ارزش گرمایی پیشرانه هر قدر بیشتر و وزن مولکولی گازهای حاصله هرقدر کمتر باشد محرکه ویژه پیشرانه بالاتر خواهد بود . انبساط بهینه گازها درون نازل (برابر بودن فشار گازهای خروجی از نازل با فشار هوای پشت نازل) و فشار محفظه احتراق بر محرکه ویژه تاثیر دارند. با افزایش فشار محفظه محرکه ویژه افزایش می یابد.



شکل ۱ــ نمودار مراحل تعیین فرمولاسیون ، نمونه سازی و آزمایشهای کنترل کیفی

www.SID.ir

Archive of SID



۱- تستر
۴ – قسمت واگرای نازل
۲ - لودسل
۵ – فیکسچرهای نگهدارنده تستر
۳ - قسمت همگرای نازل
۶- سکوی تست

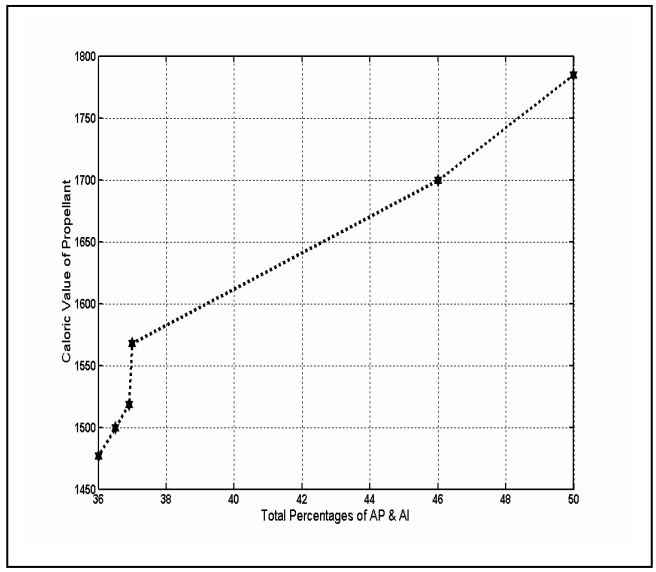
شکل ۲ـ نمای شماتیک سکوی آزمایش استاتیک موتور پیشرانه جامد

جدول ۴ـ نتایج آزمایشهای کنترل کیفی پیشرانه های دوپایه پر انرژی تولیدی

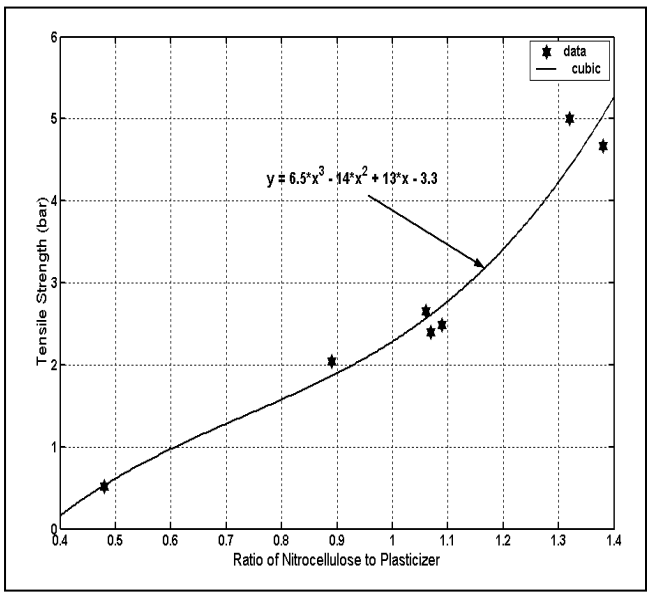
پارامتر کنترل کیفی / نوع پیشرانه	ارزش گرمایی Cal / g	نقطه اشتعال ^{o}C	رطوبت و مواد فرار %	حساسیت به ضربه Kg . m	سرعت سوزش درفشار 70bar mm/sec	سرعت سوزش درفشار 70bar mm/sec	دانسیته g / cc	تنش ماکزیمم $\frac{N}{mm^2}$	تنش شکست $\frac{N}{mm^2}$	ازدیاد طول ماکزیمم %	ازدیاد طول شکست %
P – CM-101	1785	176.5	2.7	0.2	31.4	22.4	1.79	0.52	0.4	10.64	12
P – CM-102	1568	168.5	1.115	0.3	29.04	22.7	1.76	2.04	1.72	10.12	11.4
P – CM-103	1518.5	162.5	2.24	0.28	28.1	21.8	1.75	4.67	3.95	8.5	10.22
P – CM-104	1499.5	168	2.39	0.26	---	---	1.75	3.86	2.34	4.8	5.3
P – CM-105	1477	170.5	2.17	0.2	44.36	21.24	1.71	3.8	3.05	3.5	3.7
P – CM-106	1492.5	164.5	1.91	0.23	---	36.78	1.74	2.5	1.6	7.2	8.6
P – CM-107	1531.5	168	2.21	0.3	---	36.3	1.77	3.43	2.85	6.26	7.2
P – CM-108	1489.5	162	2.87	0.35	23.6	14.5	1.74	5	4.76	5.02	5.48
P – CM-109	1500	169.5	---	0.25	26.5	18.7	1.76	---	3.99	---	5.4
P – CM-110	1480.5	165	3.29	0.25	22.9	15.4	1.71	2.42	2.29	11.67	12.5
P – CM-111	1511.5	163.5	3.92	0.25	29.34	19.66	1.77	2.4	2.26	12.3	12.72
P – CM-112	1698.5	---	3.79	0.3	40.2	32.6	1.80	2.66	1.92	7.16	8.63

www.SID.ir

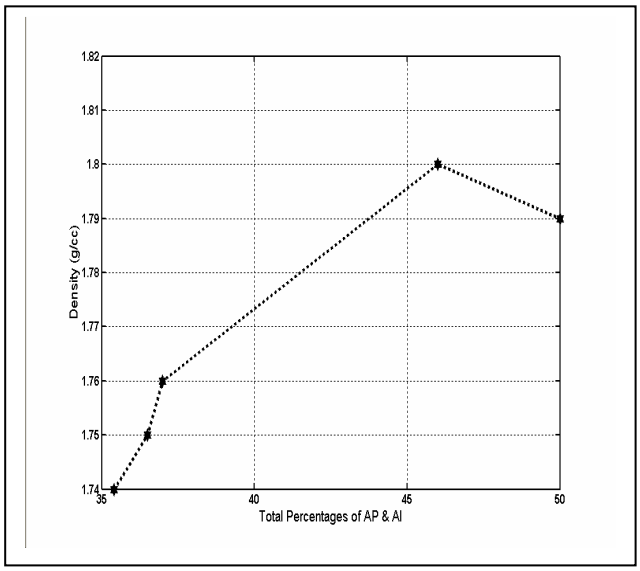
Archive of SID



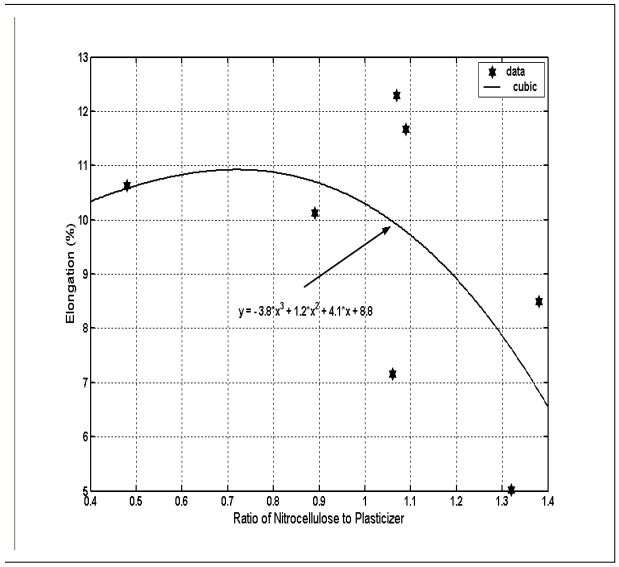
شکل ۳ـ منحنی گرمای احتراق بر حسب مجموع درصدهای AP و Al



شکل ۵ـ منحنی استحکام کششی بر حسب نسبت نیتروسلولز به نرم کننده



شکل ۴ـ منحنی دانسیته بر حسب مجموع درصدهای Al وAP



شکل ۶ـ منحنی ازدیاد طول بر حسب نسبت نیتروسلولز به نرم کننده

نتایج محاسبات با نرم افزار CEC نشان می دهد که محرکه ویژه استاندارد تئوریک همه فرمولاسیونها بالاتر از ۲۵۰sec می باشد. عوامل افت تراست باعث کمتر شدن محرکه ویژه تجربی ازمقدار تئوریک آن می گردد. معمولاً به دلایل متعدد از جمله افت واگرایی ، لختی ذرات جامد ، کم

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۵ـ نتایج آزمایشهای استاتیک پیشرانه های دوپایه و دو پایه پرانرژی تولیدی

ردیف	نوع موتور	نوع پیشرانه	وزن پیشرانه (gr)	تعداد گرین	زمان عملکرد موتور (msec)	تراست ماکزیمم (kg_f)	تراست متوسط (kg_f)	محرکه کل It ($kg_f.sec$)	محرکه ویژه Isp (sec)
۱	CMDB	دوپایه GG-p-02	63.4	4	1200	---	---	---	---
۲	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-108	72.7	4	220	113	71	15.6	214
۳	LM	دوپایه پرانرژی P-CM-110	139	54	62	833	468.5	29.05	209
۴	CMDB	دوپایه PK-16	63.4	4	---	---	---	---	---
۵	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-108	105.9	5	70	651	197	13.76	130.24
۶	LM	دوپایه	139	54	162	374	110	17.78	128
۷	LM	دوپایه پرانرژی P-CM-111	158	54	66	1549	625	34.35	217
۸	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-111	95.3	5	100	382	221	22.1	232
۹	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-111	101	5	97	932	212	20.6	204
۱۰	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-112	103	5	58	632	406	23.72	230.5
۱۱	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-112	96.3	5	58	602	400.4	23.34	244
۱۲	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-112	97	5	67	599	368	24.67	254
۱۳	CMDB	دوپایه پرانرژی P-CM-112	92.6	5	57	660	465	24.05	260

بودن زمان اقامت گازها درون محفظه ، انتقال حرارت و غیره محرکه ویژه تجربی از محرکه ویژه تئوری کمتر است . با بالا رفتن راندمان احتراق و حداقل شدن عوامل افت محرکه ویژه این دو مقدار به هم نزدیکتر می‌گردند. نتایج آزمایشهای استاتیک چند نمونه پیشرانه دوپایه و دوپایه پر انرژی تولیدی در جدول (۵) آورده شده است. علت کمتر بودن قابل ملاحظه محرکه ویژه تجربی نسبت به محرکه ویژه تئوری در برخی از موارد ، بهینه نبودن نازل و یا موتور می باشد . در برخی موارد علیرغم بالاتر بودن ارزش گرمایی پیشرانه دوپایه پر انرژی ، افت محرکه ویژه ملاحظه می گردد که می تواند در اثر بهینه نبودن نازل و یا موتور باشد. وزن پیشرانه نیز می تواند در محرکه ویژه تجربی موثر باشد . کم بودن وزن پیشرانه باعث عمده شدن عوامل افت محرکه ویژه می گردد. یکی از عوامل مهم که در راندمان احتراق موثر است زمان اقامت گازهای

www.SID.ir

Archive of SID

احتراق در محفظه است که حداقل بایستی حدود ۵۰ میلی ثانیه باشد. اگر زمان اقامت کمتر باشد می تواند تا ده درصد باعث افت محرکه ویژه گردد[۴]. یکی از عوامل موثر بر زمان اقامت گازهای درون محفظه احتراق حجم فضای خالی محفظه است . در این پژوهش با کاهش تدریجی ارتفاع پیشرانه از ۱۱۰ تا ۹۰ میلیمتر، حجم خالی فضای محفظه را افزایش داده و Isp تجربی را از ۲۳۰ به ۲۶۰ ثانیه (در فشار ۲۱۰bar) افزایش دادیم. نتایج افزایش میزان Isp و سایر پارامترهای عملکردی ناشی از این تغییر طول پیشرانه را در جدول (۷) شاهد می باشیم. این Isp به علت بالاتر بودن فشار محفظه از فشار استاندارد بالاتر از Isp استاندارد محاسبه شده مندرج در جدول (۳) برای فرمولاسیون دوازدهم می باشد . منحنی های نیرو بر حسب زمان و نتایج محاسبات Isp برای آخرین آزمایش استاتیک در شکل (۷) و جدول (۸) آمده است. همانطوری که ملاحظه می شود Isp معادل ۲۶۰ sec بطور تجربی در این آزمایش بدست آمد که در مقایسه با Isp پیشرانه های دو پایه بسیار بالا است .

جدول ۶ـ مقایسه آزمایشهای کنترل کیفی و استاتیک پیشرانه دوپایه پرانرژی (P-CM-112) و دوپایه معمولی

NO	Quality control parameter	Reference	CMDB P-CM-112	Double base -213 Code
1	Calorific Value (Cal/g)	DIN – 51900	1700	832
2	Ignition temp. (° C)	Bofors	162.5	178.5
3	(g/cc) Density	Archimede's principle	1.80	1.57
4	Volatile and humidity percentage	MIL-STD-650	3.79	0.31
5	Burning rate @ 150 bar(mm/sec)	MIL-STD-286C-Method T 803.1	40.2	22
6	(N/mm^2) Maximum Stress	JANNAF	2.66	17.9
7	Maximum Strain(٪)	JANNAF	7.16	11.75
8	Theoretical Specific Impulse (sec)	SP-273.CEC	259	214
9	Experimental Specific Impulse (sec)	ASTM D-2508	251	203

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۷ـ نتایج محاسبات تئوریک فشار محفظه، ضرایب تراست و محرکه ویژه استاندارد تجربی

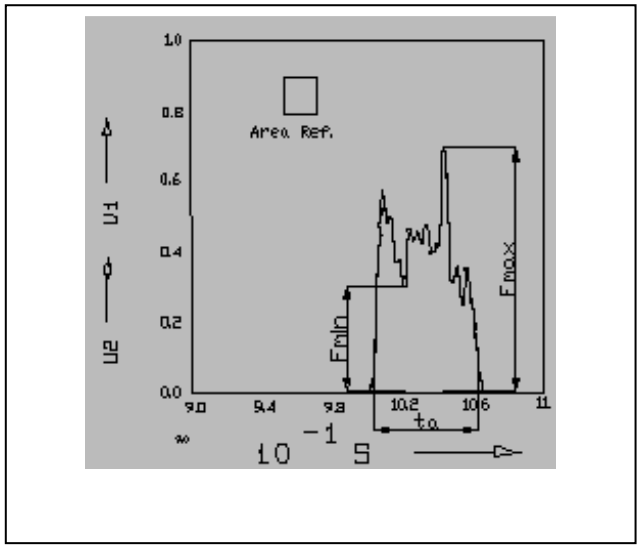
ردیف	نوع پیشرانه	تراست متوسط تجربی (kg_f)	فشار متوسط تجربی (bar)	فشار متوسط تئوریک (bar)	ضریب تراست استاندارد	ضریب تراست آزمایش	محرکه ویژه تجربی استاندارد	محرکه ویژه تجربی آزمایش
1	P-CM-111	212	130	146.8	1.6335	1.668	199.8	204
2	P-CM-112	406	223	239	1.6412	1.7055	221.8	230.5
3	P-CM-112	400	216	219	1.6412	1.7042	235	240
4	P-CM-112	368	221	219	1.6412	1.7052	244.5	254
5	P-CM-112	465	210	207	1.6412	1.7029	250.96	260

جدول ۸ـ نتایج محاسبات پارامترهای عملکرد پیشرانه با کد P – CM – 112 بر اساس نتایج آزمایش استاتیک

کمیت	واحد	مقدار
TOTAL IMPULSE	N.S	236
SPECIFIC IMPULSE	S	260
ACTION TIME	ms	57
MAXIMUM THRUST	Kg_f	660
MINIMUM THRUST	Kg_f	287
AVERAGE THRUST	Kg_f	465

www.SID.ir

Archive of SID



شکل ۷ـ منحنی نیرو بر حسب زمان برای پیشرانه با کد P – CM- 112

نتیجه گیری

در این پژوهش با گنجاندن ۴۶٪ مجموع پرکلرات آمونیوم و پودر آلومینیوم در آمیزه پیشرانه دوپایه و رفع مشکلات فرآیندی و رسیدن به حداقل ملزومات خواص مکانیکی ، پایداری شیمیایی و عملکرد بالستیکی، محرکه ویژه اینگونه پیشرانه به مقدار sec ۲۶۰ (معادل محرکه ویژه تجربی استاندارد sec۲۵۱) افزایش داده شد. با توجه به مراجع جدید حدود ۳۰ درصد بار جامد (AP و Al) برای رسیدن به محرکه ویژه استاندارد۲۵۳ ثانیه کفایت می کند[۸ و ۹] . افزایش طول عمر پیشرانه پرانرژی تولیدی و همچنین افزایش خواص مکانیکی از طریق ایجاد اتصالات عرضی بین گروههای هیدروکسیل نیتره نشده موجود در نیتروسلولز و ایزوسیاناتها به پژوهش و کار بیشتر وتغییر فرایند نیاز دارد که در ادامه این پژوهشها مد نظر قرار خواهند گرفت.

مراجع

1- S.S.PENNER and J. DUCARME, The chemistry of propellants, A meeting organized by the agard combustion and propulsion panel, PARIS, FRANCE, june 8-12, 1959.

2- V. K. Bhat, A.R. Kulkarni and Haridwar Singh, Rapid estimation of specific impulse, Def. Sci. J. Vol. 38, No. 1, January 1988, pp. 59 – 67.

3- Steinberger, R., Advances in double–base propellants for launch vehicles, proceedings of the seventh International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan, 1967, pp.63 – 68.

4- NASA SP – 8076 Solid propellant grian design and internal ballistics.

5- M. K.choudhri, S.S.Dhar, P.G.shortri and Haridwar Singh, Effect of high energy materials on sensitivity of compsite modified double – base (CMDB) propellant system, Defence Science Journal, vol.42, NO . 4, October 1992, pp. 253 – 257.

6- K. V. Raman, Haridwar Singh, and K. R. K. Rao, Ballistic modification of composite modified double – base propellants containing ammonium perchlorate, Propellants, Explosives, Pyrotechnics 12, 1987, 13 – 16.

7- S. N. Asthana and B.Y. Deshpande, H. Singh, Evaluation of various stabilizers for stability and increased life of CMDB propellants, Propellants, Explosives, Pyrotechnics, Vol. 14, 1989, 170 – 175.

8- C. N. Divekar, S. N .Asthana and Haridwar Singh, Studies on combustion of metallized RDX – based composite modified double – base propellants, Journal of Propulsion and Power, Vol . 17, NO. 1, January – February 2001, 58 – 64.

9- C. N. Divekar, S. N. Asthana and Harid War Singh, Combustion and thermal studies on Al/Ti/Ni/Zr composite modified double-base systems, Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 4, July-August 2003, 614 – 622.

۱۰- خسروی، عباس، راهنمای استفاده از نرم افزار CEC71 .

www.SID.ir