

۱۳۷۳

دانشگاه تهران
دانشکده فنی

۱۳۸۲ / ۴ / ۲۰

مرکز اطلاعات مدارات مجتمع
تهران

تحقیق و نمونه سازی پیشران دو پایه پر انرژی

نگارش: علی صحافیان

استاد راهنما: دکتر علی اصغر حمیدی

پایان نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

در

رشته مهندسی شیمی

۴۵۸۳۳

بهمن ۱۳۸۱



صفحه تصویب پایان نامه کارشناسی ارشد

موضوع

تحقیق و نمونه سازی پیشران دو پایه پر انرژی

توسط

علی صحافیان

پایان نامه

برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

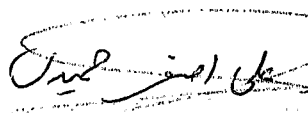
رشته مهندسی شیمی گرایش مهندسی شیمی

از این پایان نامه در تاریخ ۸۱/۱۱/۱۶ در مقابل هیئت داوران دفاع بعمل آمده و مورد تصویب قرار گرفت.

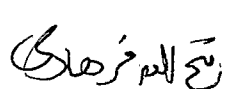
محل امضاء

سرپرست تحصیلات تکمیلی دانشکده :

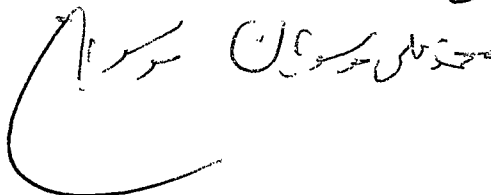
مدیر گروه آموزشی :

استاد راهنما : 

استاد مشاور :

داور مدعو : 



داور داخلی : 

تقدیم به همسر م که بدون فداکاری و مساعدت او انجام این
مهم میسر نمی گردید .

مرکز اطلاعات و آمار علمی ایران
توسعه آمار

چکیده

پیشرانهای دوپایه پرانرژی در زمره قویترین پیشرانهای جامد محسوب می شوند و به علت انرژی و محرکه ویژه بالا و محدوده وسیع سرعت سوزش در بسیاری از کاربردها به پیشران های دوپایه و مرکب متداول ترجیح داده می شوند. برای افزایش برد موشکها، افزایش محرکه ویژه پیشران اهمیت بسزایی دارد، به طوری که در برخی موارد با افزایش ۵٪ محرکه ویژه می توان به ۴۵٪ افزایش برد دست یافت. در این تحقیق پیشرانهای دوپایه پرانرژی و نمونه سازی آنها جهت رسیدن به محرکه ویژه تجربی استاندارد بالاتر از ۲۴۰ ثانیه مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است. پیشران دوپایه پرانرژی حاوی اجزای پرانرژی مانند HMX، RDX، AP و Al هستند که به روشهای اکستروژن و ریخته گری تولید میشوند. پیشران دوپایه پرانرژی در این تحقیق حاوی AP و Al است که به روش اکستروژن با حلال نمونه سازی و تولید می گردد. در این تحقیق با استفاده از نرم افزار CEC محاسبات کامپیوتری محرکه ویژه و پارامترهای عملکرد پیشران دو پایه پرانرژی انجام شده و بر اساس این محاسبات و مطالعات کتابخانه ای ۱۲ فرمولاسیون پیشران دوپایه پرانرژی تعیین و نمونه سازی گردیده و پس از رسیدن به حداقل خواص فیزیکی، شیمیایی و مکانیکی، آزمایشهای استاتیک انجام شده است. در این تحقیق به محرکه ویژه تجربی استاندارد ۲۵۱ sec دست یافته ایم که نسبت به محرکه ویژه پیشران دو پایه معمولی افزایش قابل ملاحظه ای دارد و در نهایت فرمولاسیون پیشران دوپایه پرانرژی از جهات خواص مکانیکی، پایداری شیمیایی، ارزش گرمایی و تکانه ویژه بهینه شده است.

پیشگفتار

پیشرانهای جامد دو پایه پر انرژی در زمره قوی ترین پیشرانهای جامد به شمار می روند. بر اساس آخرین گزارشها، نسل سوم موشکهای ضد تانک در قرن بیست و یکم به جای پیشران دوپایه متداول از پیشران دو پایه پر انرژی استفاده خواهند کرد. این امر ناشی از انرژی بالای مورد نیاز در موشکهای آینده است. برد موشکها که از اهمیت ویژه ای برخوردار است به تکانه ویژه و انرژی پیشران بستگی دارد. بنابراین برای افزایش برد به حداکثر مقدار ممکن، افزایش انرژی و تکانه ویژه پیشران ضروری است. با توجه به خواص مکانیکی نسبتاً بالای پیشران دو پایه در مقایسه با پیشران مرکب و نیز ضرورت افزایش برد موشکهای موجود، از سالها قبل پیشران دوپایه پرانرژی در صنایع سازمان هوا فضا مطرح بوده است. در حال حاضر بر روی دو نوع پیشران دو پایه پر انرژی کار می شود: پیشران دو پایه پر انرژی حاوی RDX و پیشران دو پایه پر انرژی حاوی پرکلرات آمونیوم و آلومینیوم. در این پروژه پیشران دو پایه پر انرژی حاوی پرکلرات آمونیوم و آلومینیوم به علت سرعت سوزش نسبتاً بالا و مناسب بودن فرایند تولید اساس کار قرار گرفته است.

پیشران جامد عبارت است از مخلوطی پیچیده و پایدار از مواد اکسید کننده، احیا کننده و سایر افزودنیها که پس از احتراق به طور کنترل شده و بدون استفاده از اکسیژن هوا سبب تولید گازهای داغ با وزن مولکولی کم گردد. عکس العمل خروج این گازهای داغ به صورت نیروی جنبشی تراست به بدنه موشک اعمال می شود. پیشران جامد بر اساس اجزای تشکیل دهنده اش می تواند همگن یا غیر همگن باشد، مثلاً پیشرانهای دوپایه که حاوی دو جزء اصلی نیتروسولوز و نیتروگلیسرین هستند از نوع همگن می باشند، چون هر جزء اصلی هم اکسید کننده است و هم احیا کننده، یعنی اجزای اکسید شونده و احیا شونده در یک مولکول واحد (مولکول NC یا NG) قرار دارند. پیشران جامد مرکب از نوع غیرهمگن است و از سه جزء اصلی تشکیل می شود.

۱- اکسید کننده جامد که معمولاً پرکلرات آمونیوم است.

۲- ترکیب پلیمری آلی که به عنوان چسب و ماده نگهدارنده « binder » و سوخت عمل می کند.

۳- سوخت فلزی که حرارت احتراق بالایی دارد و دمای آدیاباتیک محفظه احتراق را بسیار بالا می برد.

پیشران دوپایه پرانرژی یا پیشران دوپایه اصلاح شده (CMDB) همان پیشران دوپایه حاوی اجزای پرانرژی است. AI به علت حرارت احتراق بالا انرژی پیشران را افزایش می دهد، ولی چون پیشران از اکسیژن هوا استفاده نمی کند برای تامین اکسیژن کافی افزودن اکسید کننده (AP) ضروری است.

مهمترین مشخصه پیشران جامد محرکه ویژه یا I_{sp} است. محرکه ویژه عبارت است از نسبت نیروی تراست به دبی وزنی یا جرمی گازهای خروجی. در پیشرانهای مایع معمولاً تراست و دبی گازهای خروجی در هر لحظه اندازه گیری می شود ولی در پیشرانهای جامد معمولاً منحنی نیروی تراست بر حسب زمان به دست می آید.

$$I_{sp} = F / \dot{w} \text{ یا } F / \dot{m}$$

$$I_{sp} = \int F dt / w = \text{وزن سوخت} / \text{سطح زیرمنحنی تراست بر حسب زمان}$$

بسته به اینکه دبی جرمی یا وزنی گازهای احتراق مورد نظر باشد واحد I_{sp} به ترتیب $N \cdot sec / Kg$ معادل m / sec یا sec می باشد. I_{sp} برای پیشرانهای دوپایه حدود $200 \cdot sec$ است و هدف این تحقیق افزایش I_{sp} استاندارد (فشار محفظه معادل 1000 psi و فشار گازهای خروجی $14/7 \text{ psi}$) به حداقل $240 \cdot sec$ است.

I_{sp} پیشران جامد هم به طور تئوریک و هم به طور تجربی قابل تعیین است. در عمل معمولاً به دلایل متعدد مانند افت واگرایی، لختی ذرات جامد، جریان دوفازی درون نازل و صد درصد نبودن راندمان احتراق افت I_{sp} داریم. برای تعیین I_{sp} انجام آزمایش استاتیک برای به دست آوردن منحنی نیروی تراست بر حسب زمان ضروری است. قبل از انجام آزمایش استاتیک طراحی و ساخت موتور لازم است. برای طراحی موتور بایستی ایجاد فشار در محفظه معادل 1000 psi و فشار گازهای خروجی نازل $14/7 \text{ psi}$ مد نظر قرار گیرد.

در این پروژه از نتایج جستجوی گسترده اطلاعات در سالهای گذشته در خصوص پیشرانهای جامد، خصوصاً مجله *Chemical Abstracts* از سالهای ۱۹۴۰ تا کنون استفاده شده است. همچنین استانداردهای نظامی، پتنتها و اطلاعات اینترنت مورد استفاده قرار گرفته اند.

این گزارش شامل چهار فصل می باشد. در دو فصل اول به بررسی منابع و متون علمی پرداخته شده است: در فصل اول پیشرانهای موشک و مشخصه های آنها به طور کلی و در فصل دوم پیشرانهای دوپایه پرنرژی مورد بررسی قرار می گیرند. در فصل سوم تحقیقات تجربی و *Set up* آزمایشگاهی ارائه می گردد. در این فصل فرآیند تولید پیشران پرنرژی، آزمایشهای کنترل کیفی و آزمایش استاتیک جهت تعیین عملکرد پیشران و محاسبات تئوریک تبیین شده است.

فرآیند تولید پیشران دو پایه پرنرژی شامل سه مرحله اساسی اختلاط ، نورد و پرس می باشد و آزمایشهای کنترل کیفی شامل سرعت سوزش ، خواص مکانیکی ، ارزش گرمایی ، نقطه اشتعال ، دانسیته حساسیت به ضربه و درصد رطوبت و مواد فرار و آزمایشهای پایداری شیمیایی (آبل و برگمن یانگ) می باشند .

در آزمایش استاتیک موتور دارای پیشران دو پایه پرنرژی برروی سکوی آزمایش استاتیک قرار گرفته و آزمایش احتراق صورت می گیرد . در این آزمایش منحنی های فشار و نیرو بر حسب زمان بدست آمده و از روی آنها مهمترین مشخصه پیشران ، محرکه ویژه I_{sp} بدست می آید . محاسبات تئوریک شامل محاسبات عملکرد پیشران و خواص گازهای احتراق به وسیله نرم افزار نا سا (CEC) ، محاسبه ارزش گرمایی و موازنه اکسیژن پیشران ، محاسبه فشار محفظه ، ضرایب تراست و تصحیح I_{sp} تجربی می باشد . در فصل چهارم نتایج آزمایشها ارائه و مورد تجزیه و تحلیل قرار می گیرد و در پایان نتیجه گیری و پیشنهادهای کاربردی برای ادامه تحقیقات در آینده ارائه می گردد .

بدینوسیله از جناب آقای دکتر علی اصغر حمیدی که با
بردباری هرچه تمامتر هدایت علمی این پروژه را
عهده دار بوده اند تشکر و قدر دانی می نمایم

همچنین سپاسگذاری خود را از جناب آقایان مهندسین
میرمجید رضویان، محمد ابراهیم افشانی، حسن ابوالفتحی
بخاطر حمایت‌های بی دریغشان ابراز میدارم

فهرست مطالب

شماره صفحه

پیشگفتار	شش
فصل اول - پیشرانهای موشک و مشخصه های آنها	۱
۱-۱ - عملکرد موتور با پیشران جامد	۲
۱-۲ - خواص ترمو شیمیایی اجزای پیشران	۱۵
۱-۳ - خواص ترمو شیمیایی محصولات احتراق پیشران	۲۰
۱-۴ - فرآیندهای سوزش انواع پیشران جامد	۲۵
- پیشرانهای دو پایه	۲۶
- پیشرانهای مرکب پرکلرات آمونیوم	۲۷
- پیشرانهای دو پایه تعدیل شده مرکب	۳۰
- پیشرانهای مرکب نیترامینی	۳۲
فصل دوم - پیشرانهای دو پایه پر انرژی	۳۴
۲-۱ - تکانه ویژه پیشران دو پایه پر انرژی	۳۵
۲-۲ - تعدیل سرعت سوزش	۴۱
۲-۳ - پایداری شیمیایی	۵۰
۲-۴ - حساسیت به ضربه	۶۱
۲-۵ - فرآیندهای تولید پیشران دو پایه پر انرژی	۶۷
۲-۵-۱ - فرآیند ریخته گری	۶۷
۲-۵-۲ - فرآیند اکستروژن	۶۹
فصل سوم - تحقیقات تجربی	۷۶
۳-۱ - فرآیند تولید پیشران دو پایه پر انرژی	۷۸
۳-۲ - آزمایشهای کنترل کیفی	۸۷

۹۳ ۳-۲ - آزمایشهای استاتیک
۹۴ ۳-۲-۱ - طراحی موتور برای آزمایش استاتیک
۱۰۱ ۳-۲-۲ - مراحل اجرایی آزمایشهای استاتیک
۱۰۳ ۳-۴ - محاسبات تئوریک
۱۲۲ فصل چهارم - ارائه و تحلیل نتایج
۱۲۲ ۴-۱ - نتایج آزمایشهای کنترل کیفی
۱۲۷ ۴-۲ - نتایج آزمایشهای استاتیک
۱۲۹ ۴-۳ - نتایج محاسبات تئوریک
۱۳۰ ۴-۳-۱ - محاسبات I_{sp}
۱۳۲ ۴-۳-۲ - ارزش گرمایی و موازنه اکسیژن
۱۳۳ ۴-۳-۳ - فشار محفظه، ضرایب تراست و تصحیح I_{sp}
۱۳۷ نتیجه گیری و ارائه پیشنهادها
۱۳۹ مراجع
۱۴۱ پیوست ۱ - استاندارد ASTM-D 2508
۱۴۶ پیوست ۲ - نتایج دو آزمایش استاتیک آخر
۱۴۸ پیوست ۳ - نقشه شماتیک سکوی آزمایش استاتیک

فهرست شکلها

- شکل ۱-۱ - دیاگرام شماتیک موتور موشک
- شکل ۱-۲ - توزیع های فشار ، دما ، سرعت و فشار عامل در راستای محور موتور
- شکل ۱-۳ - ضریب تراست بر حسب نسبت فشار ($M_w = 22, \gamma = 1.2$)
- شکل ۱-۴ - ضریب تراست بر حسب نسبت مساحت (مساحت گلوگاه نازل / مساحت خروجی نازل)
- شکل ۱-۵ - ضریب تخلیه بر حسب نسبت $\frac{T_c}{M_w}$
- شکل ۱-۶ - محرکه ویژه بر سب نسبت فشار $\left(\frac{P_c}{P_e}\right)$ به عنوان تابعی از $\frac{T_c}{M_w}$
- شکل ۱-۷ - موازنه جرم در موتور موشک با ارائه معیار پایداری فشار محفظه
- شکل ۱-۸ - مشخصات حساسیت حرارتی یک پیشران جامد
- شکل ۱-۹ - افزایش فشار در یک محفظه بر حسب نمای فشار (در رابطه سرعت سوزش)
به عنوان تابعی از حساسیت حرارتی
- شکل ۱-۱۰a - دمای شعله بر حسب درصد اکسید کننده پیشران مرکب بر پایه HTPB
- شکل ۱-۱۰b - وزن مولکولی بر حسب درصد اکسید کننده پیشرانهای مرکب بر پایه HTPB
- شکل ۱-۱۰c - محرکه ویژه بر حسب درصد اکسید کننده پیشرانهای مرکب بر پایه HTPB
- شکل ۱-۱۱ - محرکه ویژه و دمای شعله بر حسب درصد نیترو گلیسیرین پیشرانهای دو پایه
- شکل ۱-۱۲ - محرکه ویژه و دمای شعله بر حسب درصد AP یا RDX برای پیشرانهای
RDX - و AP - CMDB
- شکل ۱-۱۳ - محصولات احتراق پیشرانهای مرکب بر پایه AP و RDX
- شکل ۱-۱۴ - مشخصات سرعت سوزش پیشرانهای دو پایه پر انرژی به صورت تابعی
از انرژی موجود در واحد جرم پیشرانها
- شکل ۱-۱۵ - توصیف شماتیک شعله (موج احتراق) یک پیشران دو پایه
- شکل ۱-۱۶ - مشخصات سرعت سوزش پیشرانهای مرکب با پایه پرکلرات آمونیوم به
صورت تابعی از اندازه ذرات پرکلرات آمونیوم
- شکل ۱-۱۷ - ساختمان موج احتراق یک پیشران مرکب با پایه AP
- شکل ۱-۱۸ - مشخصات سرعت سوزش پیشرانهای AP - CMDB

- شکل ۱-۱۹ - مشخصات سرعت سوزش پیشرانهای RDX - CMDB
- شکل ۱-۲۰ - مشخصات سرعت سوزش پیشرانهای RDX - CMDB
- شکل ۱-۲ - تغییرارزش گرمایی آلو مینیوم با موازنه اکسیژن ترکیب پیشران
- شکل ۲-۲ - تاثیر ایجاد اتصالات عرضی بر سرعت سوزش پیشرانهای CMDB
- شکل ۲-۳ - تاثیر اکسید آهن بر سرعت سوزش پیشرانهای CMDB بدون اتصال عرضی
- شکل ۲-۴ - تاثیر اکسید های فلزی بر سرعت سوزش پیشرانهای CMDB (دارای اتصال عرضی)
- شکل های ۲-۵ تا ۲-۹ - منحنی آرنیوس نتایج آزمایش اشتعال خود بخود
- شکل ۲-۱۰ - دیاگرام ساده شده یک سیستم ریخته گری دوغابی و پخت اولیه یک پیشران جامد دو پایه
- شکل ۳-۱ - دستگاه کنت
- شکل ۳-۲ - دستگاه والز
- شکل ۳-۳ - دستگاه پرس
- شکل ۳-۴ - دستگاه کالریمتر
- شکل ۳-۵ - دستگاه آبل
- شکل ۳-۶ - دستگاه برگمن - یانگ
- شکل ۴-۱ - منحنی ارزش گرمایی پیشران بر حسب مجموع درصد های AP و AL
- شکل ۴-۲ - منحنی دانسیته بر حسب مجموع درصد های AP و AL
- شکل ۴-۳ - منحنی استحکام کششی بر حسب نسبت نیترو سلولز به نرم کننده
- شکل ۴-۴ - منحنی درصد ازدیاد طولی بر حسب نسبت نیترو سلولز به نرم کننده
- شکل ۴-۵ - منحنی تنش بر حسب کرنش در پیشران P-CM-112

فهرست جداول

- جدول ۱-۱ - لیست اجزای به کار رفته برای پیشران مرکب و دو پایه
- جدول ۱-۲ - فرآیند پخت نگهدارنده
- جدول ۱-۳ - خواص ترموشیمیایی اکسیدکننده های پیشران ($P = 70 \text{ atm}$)
- جدول ۱-۲ - موازنه اکسیژن و ارزش گرمایی اجزای پیشران AP-CMDB
- جدول ۲-۲ - نتایج ارزش گرمایی آلومینیوم و موازنه اکسیژن ترکیبات CMDB
- جدول ۲-۳ - نتایج مقایسه ای مقادیر آزمایشی و پیش بینی شده ارزش گرمایی ترکیبات مختلف دارای آلومینیوم پیشران CMDB
- جدول ۲-۴ - نتایج مقایسه ای تکانه ویژه (I_{sp}) (بر اساس نتایج آزمایش استاتیک و پیش بینی شده)
- جدول ۲-۵ - نتایج پیش بینی شده ارزش گرمایی و تکانه ویژه برای فرمولاسیونهای پیشران CMDB
- جدول ۲-۶ - فرمولاسیونهای ترکیبات پیشران
- جدول ۲-۷ - نتایج بالستیکی ترکیبات پیشران CMDB حاوی درصدهای مختلف AP ، NC و AL
- جدول ۲-۸ - تاثیر ایجاد اتصال عرضی بر سرعت سوزش پیشرانهای CMDB (ترکیب ۴)
- جدول ۲-۹ - تاثیر نمکهای سرب و مس و مخلوطهای آنها بر سرعت سوزش پیشران CMDB (بدون اتصال عرضی)
- جدول ۲-۱۰ - تاثیر اکسید آهن بر سرعت سوزش پیشرانهای CMDB (بدون اتصال عرضی)
- جدول ۲-۱۱ - تاثیر اکسید های فلزی بر سرعت سوزش پیشرانهای CMDB
- جدول ۲-۱۲ - نتایج آزمایشهای پایداری ، دی تی ای و آنالیز گراویمتری هم دما برای پیشرانهای CMDB حاوی دو نیترو دی فنیل آمین ، کاربامیت و رزورسینول به عنوان پایدار کننده
- جدول ۲-۱۳ - نتایج آزمایش TAI برای پیشرانهای CMDB حاوی ۲ نیترو دی فنیل آمین ، کاربامیت و رزورسینول به عنوان پایدار کننده
- جدول ۲-۱۴ - نتایج آزمایشهای پایداری ، دی تی ای و آنالیز گراویمتری هم دما برای پیشرانهای CMDB حاوی پایدارکننده های مختلف (مشتقات رزورسینول ، اکسیدهای فلزی و PNMA)
- جدول ۲-۱۵ - نتایج آزمایش TAI برای پیشرانهای CMDB حاوی پایدارکننده های مختلف (مشتقات رزورسینول ، اکسیدهای فلزی و PNMA)

- جدول ۲-۱۶ - حساسیت به ضربه اجزای پیشران CMDB
- جدول ۲-۱۷ - حساسیت به ضربه ترکیبات مختلف ماتریس دو پایه
- جدول ۲-۱۸ - تاثیر AP بر حساسیت به ضربه ماتریس دو پایه
- جدول ۲-۱۹ - تاثیر RDX بر حساسیت به ضربه ماتریس دو پایه
- جدول ۲-۲۰ - تاثیر HMX بر حساسیت به ضربه ماتریس دو پایه
- جدول ۲-۲۱ - تاثیر PETN بر حساسیت به ضربه ماتریس دو پایه
- جدول ۲-۲۲ - حساسیت به ضربه فرمولاسیونهای مختلف CMDB
- جدول ۳-۱ - فرمولاسیون پیشرانهای CMDB تولیدی
- جدول ۳-۲ - معرفی مجموعه REACTANTS به زبان برنامه نویسی فرتن
- جدول ۳-۳ - تعریف متغیرهای زیر مجموعه INPT2
- جدول ۳-۴ - متغیرهای زیر مجموعه RKTINP
- جدول ۳-۵ - متغیرهای زیر مجموعه SHKINP
- جدول ۳-۶ - نحوه تعریف مسئله در مجموعه NAMELISTS
- جدول ۳-۷ - پرونده های لازم برای اجرای نرم افزار CEC
- جدول ۴-۱ - نتایج آزمایشهای کنترل کیفی پیشرانهای دو پایه پر انرژی (CMDB) تولیدی
- جدول ۴-۲ - نتایج آزمایش سرعت سوزش پیشران با کد P-CM-81-112
- جدول ۴-۳ - نتایج آزمایش تعیین خواص مکانیکی پیشران P-CM-81-112
- جدول ۴-۴ - نتایج آزمایشهای استاتیک پیشرانهای دوپایه پر انرژی
- جدول ۴-۵ - نتایج محاسبات CEC برای فرمولاسیونهای پیشران دو پایه پر انرژی تولیدی
- جدول ۴-۶ - نتایج محاسبات ارزش گرمایی و موازنه اکسیژن برای پیشران (CMDB)
- جدول ۴-۷ - نتایج محاسبات تئوریک فشار محفظه ، ضرایب تراست و محرکه ویژه استاندارد تجربی