

سوخت پرانرژی در موشک های هیبریدی

پدیدآورندگان.

علی شیرای — حمیدرضا اکبری

سرشناسه:	شیرپای، علی، ۱۳۵۶-
عنوان و نام پدیدآورندگان:	سوخت پرنرژی در موشک های هیبریدی / پدیدآورندگان: علی شیرپای-حمیدرضا اکبری
ویراستار علمی:	پیمان فرازمند
مشخصات نشر:	تهران: دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیا، (ص)، ۱۳۹۷.
مشخصات قلماری:	۲۳۶ ص. مصور، جدول، نمودار.
شابک:	۹۷۸-۶۰۰-۸۸۲۸-۷۵-۴
وضعیت فهرست نویسی:	فیفا
موضوع:	سوخت مایع موشک
موضوع:	Liquid propellants
موضوع:	موشک های سوخت مایع
شناسه:	اکبری، حمیدرضا، ۱۳۶۸-
رده بندی کنگره:	۱۳۹۷ س۹ش/ TL۷۸۵
رده بندی دیویی:	۶۶۲/۶۶
شماره کتابشناسی ملی:	۵۵۱۰۰۸



عنوان کتاب: سوخت پرنرژی در موشک های هیبریدی

پدیدآورندگان: علی شیرپای-حمیدرضا اکبری

طراح جلد و صفحه آرا: احسان رنجبر - سعید میرزایی

شابک: ۹۷۸-۶۰۰-۸۸۲۸-۷۵-۴

شمارندگان: ۱۰۰۰ نسخه

قطع: وزیری

قیمت: ۲۵۰۰۰ ریال

ناشر: انتشارات دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیا، (ص)

چاپ اول: ۱۳۹۷

امور فنی و چاپ: چاپ و صحافی دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیا، (ص)

دفتر فنی و توزیع: دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیا، (ص) واحد انتشارات

حق چاپ و نشر برای ناشر محفوظ می باشد و هرگونه چاپ، تکثیر، یا باز نشر اثر بدون مجوز ناشر به هر شکل، اعم از افست، ریسوگراف یا زیراکس به صورت متن کامل یا خلاصه شده تحت هر عنوان اعم از کتاب، جزوه یا وسیله کمک آموزشی در فضای واقعی یا مجازی ممنوع و موجب پیگرد قانونی است.

مقدمه

با گسترش علوم و دانش فضایی در طی چند دهه اخیر، دانشمندان به فکر رشد و ارتقا این فناوری به منظور بهره‌گیری از این دانش افتاده‌اند. پیشران‌های هیبریدی در زمره فناوری‌های دانشی است که دانشمندان به دنبال آن هستند. ذات پیشران‌های هیبریدی به گونه‌ای است که بشر در آینده‌ای نه چندان دور به منظور بهره‌گیری اقتصادی و پر بازده در فناوری پیشران‌های به سراغ آن خواهند رفت. این پیشران‌ها در کشورهای دارای سابقه بالا در فناوری ساخت و پرتاب‌های موشکی و ماهواره‌ها در حال تحقیق و توسعه قرار دارد و به زودی نوع تجاری و نظامی آن نیز به منظور برتری‌جویی وارد عرصه خواهد گشت. ه‌شک‌های هیبریدی ویژگی‌های موشک‌های سوخت جامد و مایع را در خود دارد و همین امر موجب انباشت کارایی این نوع موشک شده است. ساختار این موشک بسیار ساده بوده و شامل یک محفظه پرفشار سوخت مایع، یک دریچه و یک محفظه احتراق است که از سوخت جامد پر شده است. اساس کار این موشک با آزادسازی سوخت مایع از محفظه پرفشار و مخلوط‌سازی آن با سوخت جامد در محفظه احتراق است. سوخت مایع به عنوان یک اکسید کننده عمل کرده و در واکنش با سوخت جامد، ایجاد شتاب می‌کند. بنابراین با توجه به این نکته سوخت‌های پرتابی در این موشک‌ها حائز اهمیت است. در طی چند سال گذشته، سی‌سی‌کلو پنتا دی ان (DCPD) به عنوان یک باینر در فرمولاسیون سوخت‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. در این مطالعه استفاده از DCPD و یکسری مواد افزودنی که می‌تواند باعث افزایش عملکرد و کارایی سوخت راکت‌های هیبریدی می‌شود، پرداخته شده است. افزودنی‌هایی که می‌توانند محفظه احتراق را در یک موتور راکت هیبریدی باعث افزایش بازخورد انرژی شود، از اهمیت زیادی برخوردار هستند. افزودنی‌هایی همچون هیدریدهای فلزی دارای تراکم هیدروژن هستند که این پدیده را به عنوان مواد افزودنی سوخت در نظر می‌گیرند. مواد افزودنی پری‌فوریک همچنین باعث افزایش واکنش سریع در نزدیکی سطح سوخت سوزاننده، بازده انرژی را افزایش می‌دهد. بررسی عملکرد افزودنی‌های هیدریدهای فلزی برای سیستم‌های موتور موشک‌های هیبریدی مورد بررسی قرار گرفته است. سدیم بور هیدرید (NaBH_4) و آلومینیم هیدرید (AlH_3) به عنوان افزودنی‌های سوخت مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در این تحقیق حساسیت نرخ رگرسیون جامد و کارایی سرعت برای شار جریان ذرات مورد بررسی قرار گرفته است. این نتایج با

عملکرد احتراق HTPB به عنوان پایه مقایسه شده است. افزودن NaBH_4 و AlH_3 به میزان ۴۷٪ و ۸۵٪ باعث افزایش در رگرسیون DCPD شد. برای تمامی شرایط بازده آزمایش C^* بین ۸۰ تا ۹۰٪ است. اگرچه این ذرات پر انرژی از پتانسیل بالا به عنوان مواد افزودنی سوخت استفاده می‌کنند که باعث کم شدن هزینه نیز می‌شوند. یک سوخت جریان مخالف به عنوان وسیله‌ای برای نمایش و تشخیص سوخت‌های هیبریدی مورد بررسی قرار گرفته است. سوخت‌های پلیمری و سوخت‌های با دمای پایین ذرات با افزودنی‌ها با استفاده از یک سوخت جریان مخالف از جمله پارافین مورد بررسی قرار گرفتند. نرخ رگرسیون شبیه به عملکرد موتور موشک هیبریدی نشان داده شده است. در انتها اکسیژن گازی به عنوان یک اکسیدکننده برای سوخت‌های مشابه مورد ارزیابی با RGHP مورد بررسی قرار گرفت. خصوصیات اساسی عملکرد احتراق به جریان جرم و اندازه ذرات MH مورد بررسی قرار گرفت. نتایج مشابه با آزمایش‌های RGHP برای DCPD و HTPB با اضافه شدن NaBH_4 مشاهده شد.

فهرست مطالب

صفحه	عنوان
۱	فصل اول محرک‌های سوخت
۱	۱-۱ مقدمه
۷	۲-۱ افزودنی‌های سوخت هیبریدی فلزی
۸	۳-۱ میدان جریان مخالف سوز
۱۰	۴-۱ اثر نایبه اشتعال
۱۲	۱ اهداف کتاب
۱۵	فصل دوم
۱۵	معرفی عمومی، خواص و کاربردها
۱۵	۱-۲ طبقه‌بندی پیلورها
۱۶	۱-۱-۲ پیلرانه مایع
۲۱	۲-۱-۲ پیلرانه‌های جامد
۲۴	۳-۱-۲ پیلرانه‌های هیبریدی
۲۵	۲-۲ سوخت‌های پراثرزی
۲۶	۳-۲ سوخت پراثرزی بر پایه DCPD
۲۷	۴-۲ استفاده از DCPD برای تولید سایر سوخت‌های پراثرزی به کمک مایع یونی
۳۲	۵-۲ مقدمه‌ای بر دی‌سیکلوپنتادی‌ان (DCPD)
۳۳	۱-۵-۲ خصوصیات فیزیکی CPD و DCPD
۳۴	۲-۵-۲ خصوصیات شیمیایی CPD و DCPD
۳۷	۳-۵-۲ تهیه صنعتی DCPD
۴۲	۴-۵-۲ نگهداری و ذخیره‌سازی
۴۳	۵-۵-۲ کاربردهای CPD و DCPD
۶۱	۶-۲ مخاطرات DCPD برای سلامتی
۶۱	۱-۶-۲ جذب دهانی
۶۱	۲-۶-۲ تماس با چشم‌ها
۶۱	۳-۶-۲ تماس پوستی
۶۲	۴-۶-۲ استنشاق بخارات
۶۳	۱-۳ مقدمه
۶۴	۲-۳ سنتز DCPD

۶۴	۳-۳ واکنش های مهم DCPD
۶۵	۱-۳-۳ واکنش افزایشی دیلز - آلدز
۶۸	۲-۳-۳ واکنش هیدروژناسیون
۶۹	۳-۳-۳ واکنش اکسیداسیون
۷۱	۴-۳-۳ واکنش با گوگرد
۷۱	۵-۳-۳ واکنش استری شدن
۷۳	۶-۳-۳ سایر واکنش های مهم
۷۴	۷-۳-۳ پلیمریزاسیون DCPD
۷۴	۴-۳ سناریو تک ظرف exo-THTCPD
۷۵	۱-۳ بهینه سازی شرایط واکنش برای تولید TCPD
۷۷	۵-۳ هیدروژناسیون TCPD به THTCPD
۷۹	۶-۳ ایزومریزاسیون THCPD به exo-THTCPD
۸۰	۱-۶-۳ بهینه سازی ایزومریزاسیون THTCPD
۸۲	۷-۳ روشی نوین و بهینه برای تهیه exo-THDCP
۸۷	فصل چهارم
۸۷	پلیمریزاسیون DCPD
۸۷	۱-۴ پلیمریزاسیون جانشینی حلقه باز (ROMP)
۹۲	۱-۱-۴ ROMP در ترکیبات دو حلقه ای
۹۵	۲-۱-۴ ROMP در دیسیکلوپنتادیان
۱۰۱	فصل پنجم
۱۰۱	بررسی اثر DCPD و هیدریدهای فلزی در راکت های هیبریدی
۱۰۲	۱-۵ آزمایشات هیدروژن پراکسید مخصوص راکت
۱۰۶	۲-۵ انتخاب مواد و بررسی
۱۰۹	۳-۵ روند های ترکیب ذرات سوخت
۱۱۲	۴-۵ آزمایشات انجام شده روی جرقه کوچک هایپرگولیک
۱۱۹	۵-۵ بررسی و مطالعه ی کهنگی
۱۲۰	۶-۵ آزمایشات انجام شده روی موتور راکت هیبریدی RGHP
۱۲۰	۱-۶-۵ آزمایش موتور راکت هیبریدی
۱۲۴	۲-۶-۵ میزان برگشت و تعیین سرعت ویژه

۱۲۷	۳-۶-۵ عملیات بستر کاتالیزور پر اکسید هیدروژن
۱۲۸	۴-۶-۵ عملکرد موتور راکت هیبریدی
۱۳۵	۷-۵ آزمایشات انجام شده روی جریان مخالف سوز
۱۳۵	۱-۷-۵ دستگاه مخالف سوز
۱۳۷	۲-۷-۵ اندازه گیری ناحیه اشتعال نوری
۱۳۸	۳-۷-۵ انتخاب مواد و بررسی
۱۳۸	۴-۷-۵ مقایسه میدان جریان
۱۴۱	۸-۷-۵ ویژگی‌های گرمایی سوخت جامد
۱۴۹	۷-۱-۵ های شعله
۱۵۲	۸-۵ آزمایشات انجام شده روی اکسیژن گازی (GOX)
۱۵۲	۱-۸-۵ آزمایش موتور راکت هیبریدی GOX
۱۵۳	۲-۸-۵ انتخاب مواد و بررسی
۱۵۴	۳-۸-۵ ایستگاه تست موتور راکت هیبریدی
۱۶۱	۴-۸-۵ عملکرد موتور راکت هیبریدی
۱۶۳	۵-۸-۵ نتایج عملکرد موتور راکت هیبریدی
۱۶۸	۶-۸-۵ مقایسه میزان‌های برگشت
۱۸۱	پیوستها

فهرست علائم

نرخ رگرسیون	r
سرعت	g
قطر اولیه	D_i
قطر نهایی	D_f
سطح پورت	A_p
مساحت ورودی نازل یا دهانه	A_t
مساحت دهانه ونتوری	A_{acv}
جریان جرمی	G
زمان سوختن	t_b
سرعت جریان جرمی سوخت	$\dot{m}_f$
سرعت جریان اکسید کننده	$\dot{m}_{ox}$
سرعت ویژه	C^*
ضریب تخلیه	C_D
فشار مافظه	P_c
دانسیته	ρ
تغییرات فشار	ΔP
سرعت رگرسیون موتور	r_m
سرعت رگرسیون ریان خالف سوز	r_b
طول موتور هیبریدی	x
طول موتور مخالف سوز	y
طول گرین سوخت	L
ویسکوزیته	μ
پلی بوتادیان با گروه هیدروکسیل انتهایی	HTPB
دی سیکلوپنتادیان	DCPD
اکسیژن گازی	GOX
هیدروژن پراکسید مخصوص راکت	RGHP
هیدریدهای فلزی	MH
عدم قطعیت	U_r