به نام خدا

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان‌نامه دوره کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا–پیشرانش

شبیه سازی بالستیک داخلی موتورپیشرانه هیبرید به همراه بررسی فرآیند تغییر نیروی پیشران در آن

توسط

جمشید ویسی

استاد راهنما

جناب دکتر حسن کریمی مزرعه شاهی

بهمن ماه ۹۱

تأییدیّه هیات داوران

(برای پایان نامه)

اعضای هیئت داوران، نسخه نهائی پایان نامه دانشجو : **جمشید ویسی**

را با عنوان: **شبیه سازی بالستیک داخلی موتورپیشرانه هیبرید به همراه بررسی فرآیند تغییر نیروی پیشران در آن**

از نظر فرم و محتوی بررسی نموده و پذیرش آن را برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد تأیید می‌کند.

اعضای هیئت داوران	نام و نام خانوادگی	رتبه علمی	امضاء
استاد راهنما	دکتر حسن کریمی مزرعه شاهی	دانشیار	
استاد ممتحن	دکتر رضا ابراهیمی	دانشیار	
استاد ممتحن	دکتر حجت قاسمی	دانشیار	
نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر رضا ابراهیمی	دانشیار	

دانشکده مهندسی هوافضا

اظهارنامه دانشجو

عنوان پایان‌نامه : : شبیه سازی بالستیک داخلی موتورپیشرانه هیبرید به همراه بررسی فرآیند تغییر نیروی پیشران در آن

اساتید راهنما : دکتر حسن کریمی مزرعه شاهی

دانشجو : جمشید ویسی

اینجانب جمشید ویسی دانشجوی دوره‌ی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش مهندسی پیشرانش دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه‌نصیر الدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان‌نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تأیید می‌باشد و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. به علاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج شده در این پایان‌نامه تاکنون برای دریافت هیچ مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ‌جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را به طور کامل رعایت کرده‌ام.

جمشید ویسی

۱۳۹۱/۱۱/۳۰

چکیده

در این گزارش با استفاده از شبکه بندی دینامیکی و کد نویسی UDF و شبیه سازی احتراقی غیر پیش مخلوط، احتراق داخلی در یک موتور موشک هیبرید شبیه سازی گردید. در پدیده گرماکافت سوخت، با استناد بر تحقیقات انجام گرفته، گاز بوتادین C4H6 جایگزین سوخت اصلی HTPB گردید. همچنین در شبیه سازی پدیده گرماکافت سوخت از متد عبارتهای مولد (source terms) جرمی و اندازه حرکت استفاده شد. جهت تولید شبکه های دینامیکی از متد فنری (spring method) استفاده شد. جهت محاسبه دقیقتر پارامترهای ترموشیمیایی از قبیل دانسیته، دما و کسر جرمی اجزاء شیمیایی در شرایط توربولانتی جریان، از تابع PDF(Probability Density Function)، در شبیه سازی احتراقی غیر پیش مخلوط استفاده گردید. شبکه دینامیکی و کد نویسی شرایط مرزی متغیر با زمان و شبیه سازی احتراقی مسئله، به صورت ترکیبی، جهت حل مسئله بکار گرفته شد. جهت اعتبار سنجی نتایج و مقایسه با مقادیر آزمایشگاهی، ابتدا یک نمونه موتور هیبرید آزمایشگاهی، جهت مدل سازی و مقایسه ی نتایج انتخاب و شبکه بندی گردید. سپس مسئله برای دو حالت دائم و غیر دائم حل شد. در حل دائم موتور هیبرید برای مقادیر مختلف دبی ورودی اکسیژن پارامترهای مختلف به دست آمد و در حل غیر دائم نیز برای یک مقدار ثابت دبی اکسیژن، پارامترهای دما، فشار و سرعت در طول زمان احتراق به دست آمد. در نتایج به دست آمده از محاسبات عددی، دمای شعله و نمودار نیروی پیشران به دست آمده، تطابق خوبی را با نتایج تجربی و آزمایشگاهی نشان داد .

فهرست مطالب

مقدمه ۱

فصل ۱)- آشنایی کلی در ارتباط با موشکهای هیبرید ۲

۱.۱)-مقدمه ۲

۱.۲)- تاریخچه ی تحقیقاتی موشکهای هیبرید ۲

۱.۳)- اجزاء اصلی یک موتور هیبرید ٤

۱.۴)- مزایا و معایب مو شک هیبرید ۸

۱.۵)- آشنایی کلی با نحوه ی بالستیک موتور هیبرید ۱۰

۱.۶)- مواد پیشران در موشکهای هیبرید ۱۲

۱.۷)- کارهای تحقیقاتی در ارتباط با موشک هیبرید و معرفی پژوهش انجام گرفته ۱٤

فصل ۲)- معادلات حاکم بر مسئله ۱۷

۲-۱) مقدمه ۱۷

۲-۲) معادله ی حاکم بر نرخ پسروی سوخت ۱۷

۲.۳)- معادلات حاکم بر جریان و شبیه سازی شرایط توربولانت ۳۰

۲.۴)- متد عدد ی بکار گرفته شده برای حل جریان ۳۸

۲.۵)- معادلات حاکم بر احتراق مسئله ٤۲

فصل ۳)- شبیه سازی مسئله ی احتراق در موتور موشک هیبرید ٤۹

۳-۱) مقدمه ٤۹

۳-۲) مدل سازی هندسی موتور هیبرید ٤۹

۳-۳)-مدل سازی فیزیکی مسئله ٥۳

۳.۴)- شبیه سازی احتراقی مسئله ٥٥

۳.۵)- ایجاد شبکه ی دینامیکی ٦۲

۳.۶)- اجرای مسئله برای شرایط آزمایشگاهی ٦۷

۳.۷)- بررسی کیفیت شبکه دینامیکی ۸۲

۳.۸)-بررسی استقلال شبکه محاسباتی ۸٤

فصل ۴)- نمودارها و نتایج ۸٦

۴.۱)-مقدمه ۸٦

۴.۲)- نتایج به دست آمده برای دبی های مختلف اکسیدایزر ورودی ۸٦

۴.۳)- نتایج به دست آمده برای دبی ثابت اکسیدایزر در طول زمان احتراق ۹۳

۴.۴)- رسم نمودار نیروی پیشران و برخی پارامترهای بالستیکی ۹۹

فصل ۵)- نتیجه گیری و پیشنهاد ۱۰۲

۵.۱)- نتیجه گیری ۱۰۲

۵.۲)- پیشنهادات ۱۰۵

مراجع ۱۰٦

فهرست علائم

$\dot{M}_f$ $(kg/m^2.s)$ = دبی جرمی سوخت تبخیر شده بر واحد سطح

$h_v\,(J/kg)$ = ظرفیت حرارتی ویژه

Δh = اختلاف آنتالپی بین شعله و دیواره ی سوخت

$L\,(m)$ = طول پورت سوخت

$A\,(m^2)$ = سطح مقطع پورت سوخت

$P\,(m)$ = محیط مقطع پورت سوخت

$G_o\,(kg/m^2.s)$ = شار جرمی اکسیدایزر

$G\,(kg/m^2.s)$ = شار جرمی کل مواد پیشران

$x\,(m)$ = فاصله از ورودی پورت سوخت

CH = عدد استانتون

Pr = عدد پرانتل

B = ضریب وزش

$\dot{r}\,(mm/s)$ = نرخ پسروی سوخت

$\dot{Q}_w\,(J/m^2.s)$ = نرخ شار حرارتی

$\dot{Q}_r\,(J/m^2.s)$ = نرخ شار حرارتی تشعشعی

$\dot{Q}_c\,(J/m^2.s)$ = نرخ شار حرارتی همرفتی

مقدمه

کاربرد موشکهای هیبریدی به دلیل مقدار مناسب ایمپالس مخصوص (I_{SP}) در آنها و قابلیت کنترل نیرو (throtteling) و همچنین میزان ایمنی درآنها، همواره مورد توجه بوده است. اما یکی از مشکلات عمده ی موشکهای هیبریدی نرخ پسروی پایین آنها نسبت به موشکهای جامد می باشد. دلیل اصلی پایین بودن نرخ پسروی در موشکهای هیبریدی نوع احتراق درشیارهای سوخت آنهاست که به صورت شعله ی نفوذی انجام می گیرد. ویژگی پایین بودن نرخ پسروی سوخت، بخش بزرگی از تحقیقات در مورد موشکهای هیبرید رادر راستای بهبود نرخ پسروی به خود اختصاص داده است. اکثر تحقیقات به صورت آزمایشگاهی صورت گرفته و لذا انجام این آزمایشات در بردارنده هزینه های زیادی است. با توجه به این موضوع نقش متدهای عددی در انجام این مطالعات جهت کاهش هزینه های آزمایشگاهی پررنگتر می شود. با توجه به تاریخچه ی تحقیقاتی موشکهای هیبریدی، انجام روشهای عددی جهت تحقیقات موشکهای هیبریدی نسبتا محدود بوده و هدف از ارائه ی این مقاله بکار گرفتن متد عددی، جهت شبیه سازی بالستیک داخلی موشک هیبرید با استفاده از شبکه های دینامیکی و کد نویسی مربوطه جهت شبیه سازی مسئله ی احتراق می باشد. جهت انجام این کار در ابتدا مسئله به لحاظ فیزیکی شبیه سازی گردید. مهمترین قسمت مدل سازی مسئله مربوط به گرماکافت سطح سوخت جامد می باشد. با توجه به مطالعات انجام گرفته در ارتباط با گازهای حاصل از تبخیر سوخت، مشخص گردیده که عمده گازهای تولیدی حاصل از تبخیر، مربوط به گاز بوتادین(C_4H_6) می باشد.

بنابراین در گام اول برای شبیه سازی فیزیکی مسئله، گاز بوتادین جایگزین سوخت تبخیر شده، گردید. در واقع درشبیه سازی پدیده گرماکافت سوخت، ابتدا تبخیر سوخت در موتور با دبی ورودی گاز بوتادین، جایگزین شد و مسئله با شرایط مرزی دبی جرمی ورودی حل گردید. در این گزارش با استفاده از نرم افزار مدل ساز یک نمونه آزمایشگاهی موتور موشک هیبریدی که مواد پیشران آن، سوخت HTPB خالص و اکسیژن گازی است، مدل سازی و شبکه بندی شد. مرزهای متحرک سوخت با در نظر گرفتن دبی جرمی ورودی گاز بوتادین و دبی جرمی اکسنده اکسیژن متغیر با زمان، با استفاده از روش کد نویسی برای مرزهای متحرک، مدل سازی گردید. با توجه به شرایط اغتشاشی جریان در درون گرین سوخت ، احتراق داخلی موشک با استفاده از روش شبیه سازی غیر پیش مخلوط، انجام گرفت. با تکمیل مدل سازی و اجرای مسئله، مشخص گردید که مقادیر به دست آمده برای نیروی پیشران تفاوت فاحشی با مقادیر متناظر آزمایشگاهی دارد. از اینرو مشخص گردید که شرط مرزی دبی ورودی به تنهایی نمی تواند شرط مرزی مناسبی برای مسئله باشد و لذا روش دیگری برای شبیه سازی گرماکافت سوخت در نظر گرفته شد. در این روش عبارتهای مولدی مانند دبی جرمی و دبی اندازه ی حرکت و دبی انرژی در مسئله تعریف گردید. بکار گرفتن این عبارتهای مولد و اجرای مجدد مسئله نشان داد که شبیه سازی احتراقی با این روش ، نتایج بهتری در مورد دما و مقدار نیروی تراست به دست می دهد و با نتایج آزمایشگاهی تطابق خوبی دارد.

فصل ۱)- آشنایی کلی در ارتباط با موشکهای هیبرید

۱.۱)-مقدمه

در این فصل در ارتباط با نحوه ی کارکرد موتور موشک هیبرید و اجزاء مختلف آن و همچنین نوع سوختهای بکار رفته در آن توضیحاتی ارائه می شود . در قسمت آخر این فصل نیز اطلاعاتی در ارتباط با نوع کارهای تحقیقاتی انجام شده بر روی موشکهای هیبریدی و توضیحاتی در رابطه با پژوهشی که در این گزارش انجام شده ، ارائه می گردد .

۱.۲)- تاریخچه ی تحقیقاتی موشکهای هیبرید

تحقیقات در ارتباط با موشکهای هیبرید در مقایسه با موشکهای جامد و مایع سابقه ی کمتری دارد . اولین موشک هیبرید توسط سرگی کورولف و میخائیل تیخورانف[1] در سال ۱۹۳۳ ساخته شد[1] .

در اواسط دهه ی ۱۹۴۰ موشکهای هیبریدی با اکسیدایزر مایع و سوختهای جامدی از قبیل موم ترکیب شده با کربن و سوختی با مبنای رزینی ، توسط مرکز (Pacific Rocket Society) ، مورد آزمایش قرار گرفت که پرواز آنها موفقیت آمیز بود .

در سال ۱۹۴۵ اولین کار تحقیقاتی توسط بارتل و رانی[2] بر روی فرآیند احتراق در یک موشک هیبرید که در آن سوخت جامد کربن به همراه اکسیدایزر هوا به صورت یک رم جت عمل می کرد ، انجام گرفت . در این تحقیقات مشخص گردید که به دلیل بالا بودن میزان گرمای تبخیر کربن نرخ سوزش پایین بوده و به همین دلیل میزان تراست ناچیزاست .

در محدوده ی سالهای ۱۹۴۵ تا ۱۹۵۶ جورج مور[3] و کرت برمن[4] در شرکت جنرال الکتریک نزدیک به ۳۰۰ آزمایش را بر روی یک موتور با سوخت پلی اتیلن و اکسیدایزر پراکساید هیدروژن ۹۰ درصد انجام دادند . از این آزمایشات نتایج مهمی به دست آمد از آن جمله اینکه نرخ سوزش در طول گرین سوخت یکسان بود[2] .

[1] - Sergei P.Korolev and MikhailK.Tikhoranvov
[2] -H.Bartel and W.Rani
[3] -George Moore
[4] -Kurt Berman

در اوایل سالهای ۱۹۶۰ مارکسمن (Marxman) و همکارانش فرمولی را برای نرخ سوزش در موشکهای هیبریدی ارائه کردند که در آن پارامتر دمش به عنوان پارامتر موثر بر لایه ی مرزی احتراق و نرخ سوزش در نظر گرفته شد . این فرمول بهترین فرمول تا زمان خود بوده و هنوز هم مورد استفاده قرارمی گیرد [3] .

با توجه با اینکه یکی از مشکلات اصلی موشکهای هیبرید ، پایین بودن نرخ سوزش آنها می باشد ، لذا در اوایل سالهای ۱۹۶۰ اولین تحقیقات در ارتباط با افزایش نرخ سوزش سوخت موشک هیبرید انجام گرفت . این تحقیقات ابتدا با افزایش مواد افزودنی همچون پرکلرات آمونیوم (AP) و نیترات آمونیوم (AN) به سوخت با درصد معینی انجام گرفت که با این مواد افزودنی بازدهی احتراق افزایش می یافت .

بعد از آن روش دیگری برای افزایش نرخ سوزش در نظر گرفته شد که مبنای آن ایجاد جریانهای توربولانسی در درون پورت سوخت بود . اولین روش در مرکز UTC آمریکا با ایجاد صفحات سیمی به صورت متناوب و عمود بر محورگرین سوخت طراحی گردید. ایجاد توربولانس در سطح سوخت باعث افزایش ضریب انتقال حرارت می شد . البته این روش به دلیل هزینه ی بالا در ساخت ادامه نیافت . اما به هر حال ایده ی ایجاد جریانهای توربلانسی با تکنیکهایی دیگر دنبال گردید که از آن جمله تزریق مماسی اکسیدایزر در ورودی پورت سوخت بود .

در اواسط سالهای ۱۹۶۰ مجموعه تستهایی در رابطه با موتورهای فضایی با انرژی بالا توسط مرکز ناسا انجام پذیرفت . ایده ی اصلی در طراحی این موتورها استفاده از واکنش لیتیوم و هیدروژن با فلورین بود . فلز لیتیوم درنگهدارنده (binder) سوخت HTPB بکار می رفت و فلورین نیز با اکسیدایزر اکسیژن مخلوط می شد [4] .

با توجه به مزایای خاصی که موتور های هیبرید نسبت به سایر موشکها دارند لذا تحقیقات در ارتباط با بهبود موتورهای هیبرید ادامه داشته و مراکز تحقیقاتی بیشتر تحقیقات خود را در زمینه ی بهبود نرخ سوزش در این نوع از موشکها انجام می دهند .

۱.۳)- اجزاء اصلی یک موتور هیبرید

در شکل (۱.۱) اجزاء اصلی یک موتور هیبرید نشان داده شده است . همانطور که توضیح داده شد ، سوخت و اکسیدایزر در این نوع از موتور موشک دارای دو حالت فیزیکی متفاوت می باشند . معمولا اکسیدایزر از نوع مایع و سوخت از نوع جامد می باشد . البته عکس این حالت نیز ممکن است . در مبحث این گزارش ، موتورهای با سوخت جامد و اکسنده ی مایع مد نظر می باشند .

در قسمت ذیل اجزاء کلی موتور هیبرید تشریح می گردد :

تانک فشار(pressurant tank) :

در این قسمت فشار مورد نیاز برای اکسیدایزر تامین می گردد . در تانک فشار ، از گازهای هلیوم و نیتروژن استفاده می شود که فشار داخل آن به حدود ۵۰ آتمسفر می رسد .

تانک ذخیره(propellant tank) :

برای نگهداری اکسنده مایع از یک تانک ذخیره کننده استفاده می شود که فشار داخل آن توسط تانک فشار و رگولاتور تنظیم می گردد .

شیر کنترل (valve):

بعد از تانک ذخیره کننده ی اکسیدایزر و قبل از ورود به گرین سوخت(grain) ، یک شیر کنترل کننده قرار دارد که توسط آن می توان دبی ورودی اکسیدایزررا کنترل نمود . در واقع وجود این قسمت باعث ایجاد قابلیتهای شتابدهی (throttelling) و خاموش و روشن کردن موتور می گردد . و به همین دلیل است که موشک هیبرید بر خلاف موشک جامد ، قابلیت کنترل شوندگی دارد .

تزریق کننده ی اکسنده (injector) :

در این قسمت اکسیدایزر به قسمت در گاه سوخت (port) تزریق می گردد . قبل از تزریق ، اکسیدایزر اتمیزه می گردد تا عمل اختلاط بهتر صورت گرفته و روند احتراق بازدهی بالاتری داشته باشد . معمولا تزریق کننده به دو صورت محوری (axial injector) و شعاعی (radial injector) ساخته می شود . این قسمت همراه با یک کاهش فشار ۲۰ تا ۳۰ درصدی است .

محفظه های قبل و بعد از احتراق (pre chamber & aft chamber combustion) :

درقبل از ابتدا و بعد از انتهای سوخت از دو محفظه استفاده می شود که نقش مهمی را در افزایش نرخ سوزش و راندمان احتراق دارند .

محفظه ی قبل از سوخت همراه با یک تزریق کننده ی محوری (axial injector) باعث ایجاد جریانها ی گردابه ای بزرگ در داخل محفظه ی احتراق می شود که بدین طریق باعث بهبود احتراق و افزایش نرخ سوزش می شود .

همچنین بکارگیری تزریق کننده از نوع شعاعی (radial injector) همراه با این محفظه ، قبل از ورود اکسیدایزر به درگاه سوخت ، باعث جلو گیری از چسبیدن اکسید کننده بر روی سطح داخلی سوخت شده و از ایجاد احتراق بر روی سطح جلو گیری می کند .

و اما محفظه ی بکار گرفته شده بعد از گرین سوخت که به وسیله ی عایقهای حرارتی پوشانده شده است ، باعث مخلوط شدن بیشتر گازهای احتراق شده و لذا بازدهی احتراق را افزایش می دهد . با توجه به اینکه ممکن است عمل احتراق در درگاه سوخت به صورت کامل صورت نگیرد ، لذا ورود محصولات احتراق به این محفظه باعث می شود تا عمل احتراق سوخت به صورت کاملتری صورت گرفته و راندمان موشک را افزایش دهد .

سیستم احتراق اولیه (initial ignition):

در محفظه ی قبل از سوخت یک سیستم جرقه زنی تعبیه شده است که قبل از ورود اکسیدایزر به محفظه (حدود یک ثانیه یا کمتر) عمل می کند . سیستم جرقه زنی شامل یک جرقه زن پیشرفته است که از سوخت اسلحه به همراه چاشنی الکتریکی استفاده می کند . با ایجاد جرقه در کارتریج (محفظه ای کوچکی که در آن سوخت تعبیه شده است) ، حرارت و گاز مورد نیاز برای اشتعال اولیه ایجاد می گردد .

به هنگام ایجاد اشتعال در این ناحیه گاز اکسید کننده با دمای بالا وارد درگاه سوخت شده و شعله ی اولیه در داخل شیار سوخت ایجاد می گردد و پس از آن شعله در داخل شیار توسع یافته و پایدار می گردد

درگاه سوخت (port or bore) :

در داخل سوخت درگاهی به صورت شیار مانند تعبیه شده است که عمل احتراق در داخل این شیار صورت می گیرد . در هر موتور تعداد این پورتها می تواند متفاوت باشد و تعداد آنها بستگی به ابعاد هندسی و وزن

سوخت دارد . مقطع این پورتها می تواند دایروی یا پای شکل (pie shape) طاراحی گردد . شکل این مقاطع می تواند بر نرخ پسروی سوخت (regression rate) و دبی جرمی محصولات احتراقی تاثیر گذار باشد .

عایق حرارتی (internal insulation) :

بعد از گرین سوخت و دراطراف قسمت محفظه ی تعبیه شده (aft chamber combustion) ، یک عایق حرارتی برای جلو گیری از اتلاف حرارت و افزایش بازدهی احتراق تعبیه شده است . جنس این عایق از نوع مواد فنا شونده (ablative) می باشد .

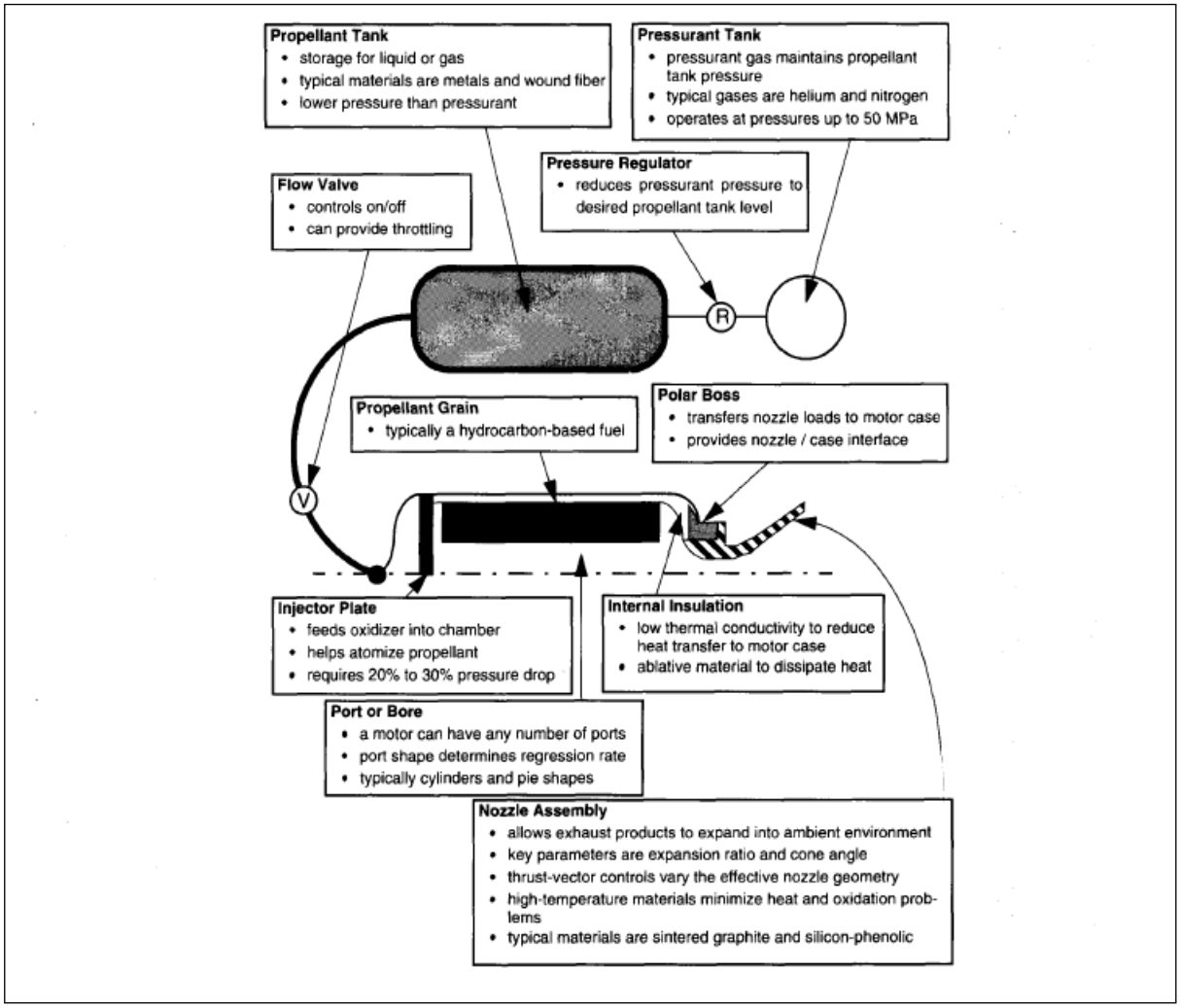
پرچ اتصال (polar boss) :

این قسمت اتصال دهنده ی بدنه ی موتور به نازل است . در واقع با این اتصال نیروی تراست تولید شده توسط نازل به بدنه ی موتور منتقل می گردد .

قسمت نازل (nozzle assembly) :

نازل همگرا – واگرا که در انتهای موتور قرار می گیرد ، محل انبساط گازهای احتراقی می باشد . در اثر انبساط گازهای احتراق ، فشار تبدیل به سرعت شده و میزان اندازه ی حرکت افزایش می یابد و این تغییر اندازه ی حرکت ، تولید نیروی تراست را به همراه دارد .

شکل هندسی نازل وابسته به پارامترهایی همچون نسبت مساحت خروجی به گلوگاه (expansion ratio) و زاویه ی مخروط (cone angle) می باشد .



شکل ۱.۱) اجزاء اصلی یک موتور هیبرید[1]

۱.۴)- مزایا و معایب مو شک هیبرید

موشکهای هیبرید به لحاظ تفاوت حالتهای فیزیکی سوخت و اکسیدایزر ، دارای مزایا و معایبی هستند که در ذیل به برخی از آنها اشاره می شود .

برخی مزایای موشک هیبرید عبارتند از :

ایمنی: از آنجا که در موتور موشکهای هیبرید ، سوخت و اکسیدایزر در مجاورت با یکدیگر قرار ندارند و به صورتی مجزا از هم ذخیره می شوند ، لذا برخلاف موتورهای جامد و مایع خطر انفجار وجود ندارد . این ویژگی باعث حمل و نقل آسان آنها شده و نگهداری آنها را ایمن تر ساخته است .

قابلیت شتاب دهی : در موتور هیبرید با تغییر نرخ جریان مایع اکسیدایزر می توان نیروی تراست را کم و زیاد کرد . این ویژگی می تواند برای انجام برنامه های تاکتیکی در موتورهای هیبرید و شکل دادن به مسیر حرکت آن به عنوان یک قابلیت مانور بکار گرفته شود .

خاموش کردن و استارت مجدد : به خاطر وجود یک شیر کنترل بعد از تانک اکسیدایزر مایع ، دبی جریان اکسیدایزر قابل کنترل بوده و لذا موتور هیبرید دارای قابلیت شتابدهی (throtteling) و خاموش کردن و احتراق دوباره است .

متنوع بودن ماده ی پیشران : در موتور هیبرید بکارگیری اکسیدایزر مایع دارای سطح انرژی بالاتری نسبت به اکسیدایزر جامد می باشد و از طرفی در موتور هیبرید می توان از افزودنیها ی بسیاری در سوخت جامد آن استفاده نمود ، در حالیکه برای موتورهای مایع صرفا از افزودنیهای مایع می توان بهره گرفت .

پاکیزگی محیط : به سبب آنکه می توان طیف وسیعی از افزودنیها را به سوخت جامد اضافه نمود ، لذا می توان ترکیباتی را به کار گرفت که از تولید اسیدهای هیدروکلریک و اکسید آلومنیم و سایر ترکیبات ناخواسته جلوگیری کند .

استحکام سازه ای گرین سوخت(grain) : ایجاد ترک در گرین سوخت موتور هیبرید نمی تواند به مانند موتور سوخت جامد فاجعه آمیز باشد . زیرا در موتور هیبرید صرفا در ناحیه ای از پورت سوخت که در آنجا اکسیدایزر جریان دارد ، عمل سوزش و احتراق صورت می گیرد . بنابراین ایجاد یک ترک نمی تواند توسعه یافته و منجر به انفجار گردد .

حساسیت کم نسبت به دما : با توجه به اینکه دما نمی تواند تاثیر چشمگیری بر نرخ سوزش داشته باشد ، لذا ملاحظات مربوط به حاشیه ی (margin) وزن تراستر که مرتبط با ماکزیمم فشار کارکردی مورد انتظار(Maximum Expected Operating Pressure-MEOP) است ، احتیاج نمی باشد .

هزینه ی پایین : به دلیل کاهش مدهای شکست می توان از مواد سوختی با درجه ی تجاری آن استفاده نمود که باعث کاهش هزینه خواهد شد . همچنین به دلیل آنکه حاشیه ی(margin) طراحی بزرگتر است ، لذا ملاحظات کمتری در تولید سوخت لحاظ شده و هزینه ی ساخت پایینتر است . همچنین به دلیل آنکه سوخت قابلیت انفجار ندارد ، لذا هزینه ی نگهداری آن پایین تر است .

اما موشکهای هیبرید دارای معایبی نیز هستند که در زیر به برخی از آنها اشاره می شود :

نرخ سوزش پایین : با توجه به نحوه ی احتراق در موتورهای هیبرید نرخ سوزش نسبت به موشکهای جامد بسیار پاین تر است . به همین دلیل برای بالا بردن نرخ سوزش سعی می شود که در طراحی آن تعداد پورتهای بیشتری برای سوخت در نظر گرفته شود .

چگالی پایین : با توجه به اینکه در موشکهای هیبرید بر خلاف موشکهای جامد ، اکسیدایزر بایستی به صورت مجزا در ورودی سخت تزریق شود ، و این اکسیدایزر به صورت گاز یا مایع ذخیره می گردد ، لذا باعث حجیم شدن موشک هیبرید می گردد .

بازدهی احتراق : با توجه به اینکه نحوه ی احتراق در موشک هیبرید از نوع شعله ی نفوذی است ، لذا عمل اختلاط (mixing) در آن به خوبی انجام نمی گیرد و بازدهی عمل احتراق نسبت به موشکهای جامد و مایع پایین است . البته اگر چه بازدهی احتراق پایین است ، اما به دلیل استفاده از مواد سوختی با عملکرد بالا میزان ایمپالس مخصوص استحصالی نسبت به موشکهای جامد بالاست .

تغییر نسبت اکسیدایزر به سوخت (O/F) : یکی از معایب موشکهای هیبرید ، تغییر میزان نسبت اکسیدایزر به سوخت می باشد که در طول پورت سوخت تغییر می یابد . این تغییر باعث کاهش عملکرد موشک هیبرید می گردد . که بایستی طراحی به گونه ای صورت گیرد که این کاهش نسبت اکسیدایزر به سوخت را به حداقل برساند .

۱.۵)- آشنایی کلی با نحوه ی بالستیک موتور هیبرید

در طراحی یک موتور هیبرید آگاهی از پدیده ی احتراق و بالستیک داخلی موتور بسیار مهم است .با توجه به اینکه معمولا سوخت از نوع جامد می باشد ، بایستی چگونگی تبخیر سوخت و ورود آن به درگاه سوخت مورد بررسی قرار گیرد . در مبحث بالستیک داخلی موتور ، موضوعاتی که اساسا دنبال می گردد ، چگونگی و میزان نرخ پسروی سوخت می باشد . واضح است که میزان سرعت تبخیر سوخت می تواند تاثیر مستقیمی بر نیرو ی پیشرانش موشک داشته باشد . همچنین نتایج آزمایشگاهی نشان می دهد که نرخ جریان اکسیدایزر می تواند تاثیر مستقیمی بر این نرخ پسروی داشته باشد .

با توجه به مباحث فوق ساده ترین فرمولی که برای نرخ پسروی سوخت ارائه می گردد ، به صورت زیر می باشد :

$$\dot{r} = aG^n x^m \qquad (1.1)$$

$\dot{r}$ نرخ پسروی و بر حسب (m/s) محاسبه می گردد .

x فاصله از ورودی پورت می باشد .

G نرخ جرم کل ماده ی پیشران (مجموع اکسیدایزر و سوخت) و برحسب ($kg/m^2.s$) می باشد .

a,n,m ثابتهای نرخ پسروی هستند که از ویژگیهای ماده ی پیشران می باشند .

با توجه به فرمول شماره(۱.۱) مشاهده می شود که میزان نرخ پسروی تابعی از شار جرمی کل و فاصله از ورودی پورت می باشد .

پدیده ی احتراق در موتورهای هیبرید متفاوت از موتورهای جامد و مایع می باشد . ممکن است به اشتباه این ذهنیت ایجاد گردد که طراحی موتور هیبرید ترکیبی از تکنولوژیهای موتور جامد و مایع است در حالیکه چنین تصوری کاملا اشتباه است . اگر چه راکتهای شیمیایی در مواردی همچون سیستم تغذیه ی اکسیدایزر و عایق کاری دارای مشابهت هستند ، اما طراحی گرین سوخت و نحوه ی بالستیک داخلی و پیش بینی بازدهی در موتور هیبرید کاملا متمایز می باشد . دلیل اصلی این تمایز آنستکه نحوه ی احتراق در موتور هیبرید به صورت شعله ی نفوذی می باشد . در احتراق به شیوه ی نفوذ شعله ، شعله در مکانی رخ می دهد

که شرایط انجام واکنش سوخت و اکسیدایزر امکان پذیر گردد . در داخل پورت سوخت موتور هیبرید ، اکسیدایزر بیشترین تراکم را در محور مرکزی پورت داراست و سوخت نیز بیشترین تراکم را در نزدیک دیواره ی پورت دارا می باشد .

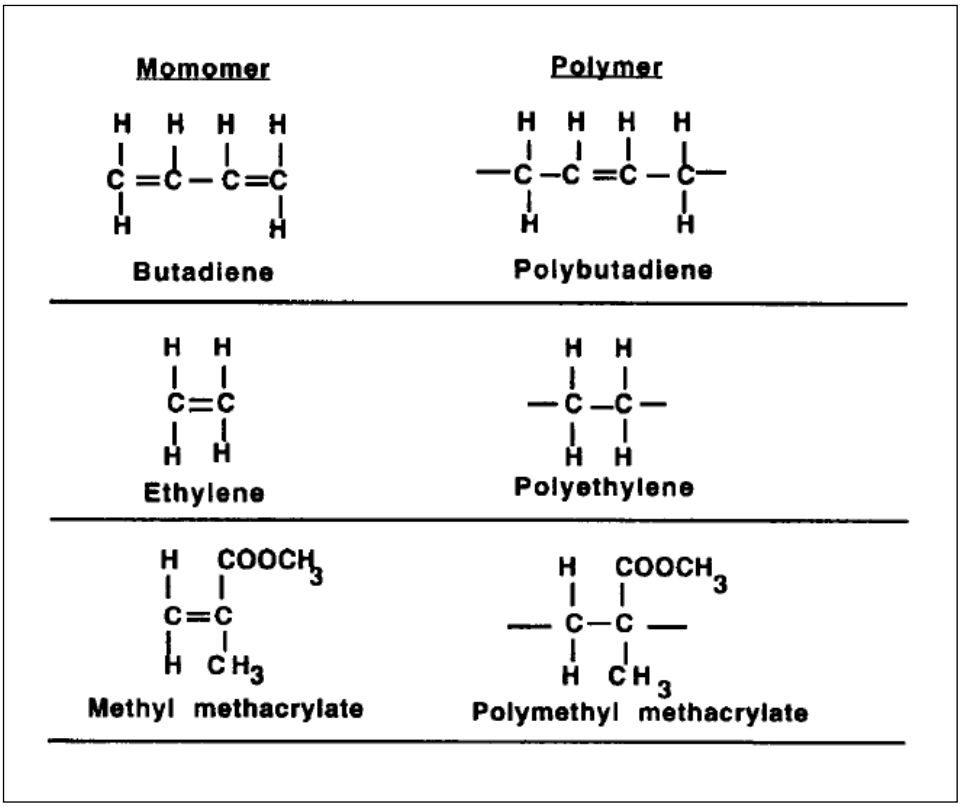
یکی از تفاوتهای اصلی موتور هیبرید با موتورهای جامد و مایع ، متغیر بودن نسبت اکسیدایزر به سوخت (O/F) می باشد . در موتور هیبرید پارامتر (O/F) در طول پورت متغیر بوده و با افزایش طول پورت مقدار آن کم می شود . اما در موتورهای جامد و مایع این مقدار تقریبا ثابت است . این ویژگی که از جدا بودن سوخت و اکسیدایزر نمایان می شود ، باعث پیچیده شدن طراحی بالستیک داخلی موتور هیبرید شده است . اگر چه از مزایای آن ایمنی در نگهداری و حمل می باشد .

۱.۶)- مواد پیشران در موشکهای هیبرید

معمولترین ترکیب برای مواد پیشران در یک موشک هیبرید ، سوخت جامد به همراه اکسیدایزر مایع می باشد . البته ممکن است که در برخی موشکهای هیبرید از اکسیدایزر جامد مانند پرکلرات آمونیوم و سوخت مایع مانند نفت ، هیدرازین یا هیدروژن مایع استفاده شود . این نوع از موشک هیبرید گاهی هیبرید معکوس نامیده می شود . در مبحثی که در این بخش در رابطه با مواد پیشران مطرح می گردد ، هیبرید سوخت جامد مد نظر می باشد .

ماده ی سوختی برای موشک هیبرید ، معمولا از نوع پلیمرهای با مبنای کربنی می باشد که به شکل پلاستیک و رزین می باشند . مثالهایی از قبیل پلکسی گلاس (polym-ethyl-methacrylate or PMM) ، پلی اتیلن (PE) و پلی بوتادین (PB) از جمله سوختهای نوعی در یک موشک هیبرید هستند .

هر یک از این پلیمرها دارای در زنجیره ی خود دارای ختم کننده هایی نظیر یون هایدروکسیل و یا کربوکسیل هستند .شکل (۱.۲) ساختار مولکولی هر یک از سوختها را نشان می دهد .



شکل ۱.۲)- ساختار مولکولی برخی از سوختهای به کار رفته در موشک هیبرید . [1]

اغلب در کارهای تحقیقاتی از ماده ی PMM استفاده می شود ، زیرا این ماده به لحاظ هزینه پایین بوده و به دلیل شفاف بودن جنس ماده ی آن ، برای توصیف مدل ها مناسبتر است .

اما عمومی ترین ماده ی سوختی برای موشکهای هیبریدی ماده ی HTPB است . این حروف اختصاری مخفف کلمات (hydroxyl-terminated polybutadiene) می باشد .

این ماده به صورت رزین بوده و ماده ای با انرژی بالا و دارای ایمنی در زمان حمل می باشد . همچنین آزمایشات نشان می دهد که HTPB غوطه ور در اکسیژن مایع خاصیت انفجاری ندارد .

یکی از ویژگیهای سوختهای پلیمری آنستکه دانسیته ی آنها به اندازه ی سوخت موشکهای جامد ، بالا نیست .

در برخی از موشکهای هیبرید ، پودر فلز مانند فلز آلومنیوم را با سوخت پلیمری مخلوط می کنند تا دانسیته ی آن بیشتر شده و میزان حجم موتور کاهش یابد .

برخی مواد اکسیدایزری که در موتورهای هیبرید بکار می رود شامل اکسیژن مایع یا گاز(O_2) ، پروکساید هیدروژن(H_2O_2) ، تتروکساید نیتروژن (N_2O_4) و فلورینها می باشد .

در برخی مواقع از کربن سیاه در سوخت موشکهای هیبرید استفاده می شود . استفاده از این کربن سیاه که به صورت پودر در سوخت ترکیب می شود ، برای جذب بیشتر گرمای تشعشعی است . در واقع بکار بردن آن میزان گرما را در سطح سوخت افزایش داده و نرخ پسروی سوخت را افزایش می دهد و در ضمن باعث جلوگیری از عبور حرارت از سوخت به بدنه ی موتور می شود . میزان اضافه کردن این ذرات کربن کمتر از ۱٪ می باشد و لذا تاثیر کمی بر پارامترهای ترمودینامیکی مانند دمای شعله ، خواهد داشت .

یکی از مسائل مهم در بکار گیری اکسیدایزرها در موشک هیبرید آنستکه بایستی این مواد که به صورت مایع هستند ، بطور مناسبی تبخیر شوند . اما در برخی موارد این تبخیر و اتمیزه شدن مواد اکسیدایزر به خوبی صورت نمی گیرد و لذا یک جریان مایع در ابتدای پورت سوخت ایجاد شده و به گرین سوخت آسیب می رساند . همچنین میزان بازدهی سوخت را کاهش می دهد .