

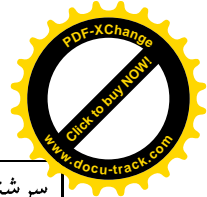
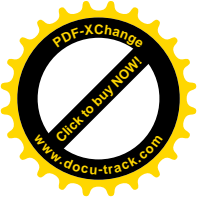
طراحی سیستمی موتورهای سوخت مایع فضایی

مؤلف:

دکتر داود رمش

انتشارات صنایع هوافضا

۱۳۹۹



سرشناسه: رمش، داود، ۱۳۵۲

عنوان و نام پدیدآور: طراحی سیستمی موتورهای سوخت مایع فضایی / مولف داود رمش.

مشخصات نشر: تهران: سازمان صنایع هوا فضا، انتشارات هوا فضا، ۱۳۹۸.

مشخصات ظاهری: ۳۲۰ ص.: مصور، جدول، نمودار.

شابک: ۰ - ۲۷۵۱۵۷ - ۹۶۴ - ۹۷۸

وضعیت فهرست نویسی: فیا

موضوع: موشک‌های سوخت مایع

Liquid propellant rockets: موضوع:

موضوع: موشک‌های سوخت مایع - موتورها

Liquid propellant rocket engines: موضوع:

موضوع: سوخت مایع موشک

Liquid propellants: موضوع:

شناسه افزوده: سازمان صنایع هوا فضا. انتشارات هوا فضا

رده بندی کنگره: ۴ / ۷۸۳ TL

رده بندی دیویی: ۶۲۹ / ۴۷۵۲۲

شماره کتابشناسی ملی: ۶۱۰۶۱۷۳



نام کتاب: طراحی سیستمی موتورهای سوخت مایع فضایی

مؤلف: دکتر داود رمش

نوبت چاپ: اول

سال چاپ: بهار ۱۳۹۹

شمارگان: ۵۰۰

قیمت: ۱۲۰۰۰۰۰ ریال

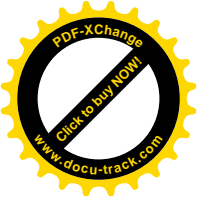
شابک: ۰ - ۲۷۵۱ - ۹۶۴ - ۹۷۸

کلیه حقوق چاپ برای ناشر محفوظ است.

نقل مطالب فقط با ذکر مشخصات کامل کتاب و با اشاره به نام ناشر مجاز است.

برای تهیه این کتاب می‌توانید به وبگاه WWW.AEROSHOP.IR مراجعه کنید یا با شماره تلفن ۷۷۸۵۰۲۵۹ -

۰۲۱ تماس حاصل فرمائید.



تقدیم به

شهدای این سرزمین

پدر و مادر بزرگوارم

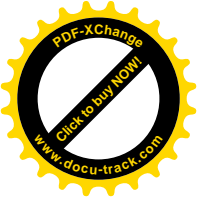
همسرفداکارم

و فرزند عزیزم که عشق به فضا و ستارگان در اعماق وجودش ریشه دارد.

اگر خدا بخواهد دیری نخواهد پایید که ایران به ثریا دست یابد و از خوشه‌اش بچیند تا دنیای

فخر فروش، ناز ایران سربلند بخرد.

دانش اگر در ثیابم باشد مردانی از سرزمین پارس بدان دست خواهند یافت.



پیشگفتار

پروردگار بزرگ را سپاسگزارم که به من فرصت داد تا بتوانم آنچنان که بایسته و شایسته می دانستم، نگارش کتابی را که آغاز کرده‌ام به پایان برسانم و این همه تنها در فضای آرام و امن سرزمینی سربلند میسر بود که آرامش خود را مرهون قطرات پاک خون فرزندان است که جان خود را فدای ایمان خود کردند و وطن را چون نافه‌ی ختن پاس داشتند.

از دوستان بزرگوام آقایان رضا فرخی، مسعود شاه‌حیدری، سجاد خدادادیان، مرتضی حیدری و همگی عزیزانی که فرصت همکاری پژوهشی را با ایشان داشته‌ام، سپاسگزاری می‌کنم.

تصنیف و تالیف این کتاب را مدیون تلاش‌های پدر و مادر عزیزم هستم که روح تلاش و عشق به آموختن را از دوران کودکی در وجودم دمیدند و مرهون از خودگذشتگی همسر بزرگوام که با تلاشی خستگی‌ناپذیر و همراهی صبورانه در تمامی دوران کار در صنعت، تدریس و تحصیل و پژوهش در دانشگاه، پیمودن این راه دشوار را برای بنده آسان نمودند.

این کتاب را می‌توان دومین کتاب تخصصی کشور در حوزه‌ی طراحی موتورهای سوخت مایع دانست. در کتاب نخست با عنوان طراحی موتورهای سوخت مایع با همکاری دوستان گرانقدرم علی جعفرقلی، جلیل عیبات و محمد جواد منتظری نخستین گام را در تدوین منابع و مراجع تخصصی در این حوزه برداشتیم. در کتاب پیش‌رو در برخی موارد، از موضوعات ساختاری حوزه‌ی طراحی سیستمی موتور و سامانه‌های پیشران سوخت مایع مطالبی از همان کتاب ارائه نمودم تا بهترین موارد مورد نظر در اختیار خوانندگان قرار گیرد.

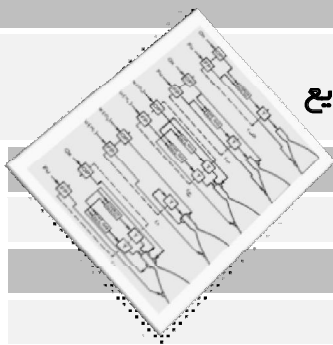
حدود نیمی از کتاب حاصل بیست سال فعالیت‌های پژوهشی بنده است و بخش‌هایی از آن را طی سالیان گذشته از منابع مختلف به ویژه مراجع قوی روسی ترجمه نموده‌ام. کتاب‌هایی که طی سال‌های درخشان فضایی آن کشور منتشر شده‌اند.

امیدوارم توانسته باشم، دانسته‌های خود را با بیانی مناسب در اختیار علاقه‌مندان قرار بدهم.

اردیبهشت ماه سال ۱۳۹۸

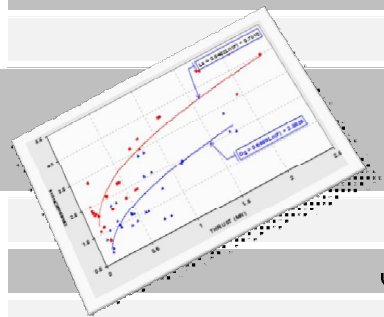
فهرست

فصل ۱. آشنایی با انواع سامانه‌های پیشران سوخت مایع



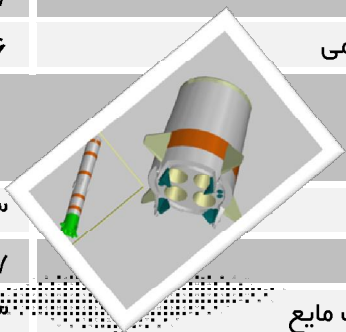
۷	۱ - ۱. یادآوری مفاهیم اصلی پیشران سوخت مایع
۹	۱ - ۲. یادآوری پارامترهای اصلی موتورهای سوخت مایع
۱۲	۱ - ۳. دسته‌بندی سامانه‌های پیشران
۱۵	۱ - ۴. دسته‌بندی موتورهای سوخت مایع
۲۲	۱ - ۵. زمینه‌های کاربرد موتورهای سوخت مایع
۲۴	۱ - ۶. ویژگی‌های پیشران‌های مایع موشکی

فصل ۲. طراحی مفهومی موتورهای سوخت مایع



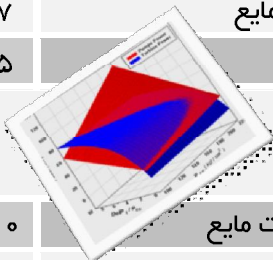
۲۹	۲ - ۱. روشن شدن، کارکرد پایا و خاموشی موتور
۳۴	۲ - ۲. چگونگی انتخاب اولیه‌ی مدار پنوموهیدرولیکی
۳۸	۲ - ۳. محاسبات طراحی مفهومی موتورهای سیکل باز
۴۷	۲ - ۴. محاسبات طراحی مفهومی موتورهای سیکل بسته
۵۶	۲ - ۵. تخمین جرمی - ابعادی موتور در مرحله‌ی طراحی مفهومی

فصل ۳. سامانه‌های پنوموهیدرولیکی و کنترل درساپسم



۶۳	۳ - ۱. سامانه‌های دمش باک‌های پیشران
۶۷	۳ - ۲. سامانه‌های کنترل بردار تراست
۷۳	۳ - ۳. سامانه‌های کنترل فرآیندهای کاری موتورهای سوخت مایع
۷۵	۳ - ۴. سامانه‌های کنترل پارامترهای نهایی مسیر حرکت جسم پرنده
۷۷	۳ - ۵. اصول طراحی مدارهای پنوموهیدرولیکی موتورهای سوخت مایع
۹۵	۳ - ۶. نمونه‌ی مساله‌ی طراحی مدار پنوموهیدرولیکی موتور

فصل ۴. محاسبه‌ی پارامترهای نامی در طراحی سیستمی موتور



۱۱۰	۴ - ۱. جایگاه محاسبات پارامترهای نامی در طراحی موتورهای سوخت مایع
۱۱۲	۴ - ۲. محاسبه‌ی پارامترهای نامی در طراحی اولیه موتورهای سیکل باز
۱۲۱	۴ - ۳. بهینه‌یابی پارامترهای نامی در طراحی دقیق و بازطراحی موتورهای سیکل باز

۱۴۳	۴ - ۴ . محاسبه‌ی پارامترهای نامی در طراحی اولیه موتورهای سیکل بسته
۱۵۴	۴ - ۵ . بهینه‌یابی پارامترهای نامی در طراحی دقیق و باز طراحی موتورهای سیکل بسته
۱۶۱	۴ - ۶ . محاسبه‌ی پارامترهای نامی در طراحی سامانه‌های پیشران دمشی محض

فصل ۵ . الگوریتم طراحی بهینه‌ی سامانه‌های پیشران سوخت مایع

۱۷۱	۵ - ۱ . توابع هدف در طراحی بهینه‌ی موتورهای سوخت مایع
۱۷۵	۵ - ۲ . برآورد جرمی سامانه‌های پیشران سوخت مایع سیکل باز
۱۷۷	۵ - ۳ . برآورد جرمی سامانه‌های پیشران سوخت مایع سیکل بسته
۱۷۹	۵ - ۴ . برآورد جرمی سامانه‌های کم‌پیشران سوخت مایع
۱۸۲	۵ - ۵ . برآورد ابعادی سامانه‌های پیشران سوخت مایع
۱۸۳	۵ - ۶ . الگوریتم طراحی بهینه‌ی سامانه‌های پیشران سوخت مایع
۱۹۵	۵ - ۷ . شرح مختصری از تکنیک‌های بهینه‌یابی
۲۰۱	۵ - ۸ . الگوریتم بهینه‌یابی در طراحی سامانه‌های کم‌پیشران سوخت مایع

فصل ۶ . تحلیل حساسیت در طراحی سامانه‌های پیشران سوخت مایع

۲۰۶	۶ - ۱ . نقش تحلیل حساسیت در طراحی موتورهای سوخت مایع
۲۰۷	۶ - ۲ . تحلیل حساسیت موتور به روش انحراف نسبی محدود
۲۱۰	۶ - ۳ . مدل‌سازی استاتیکی خطی موتورهای سوخت مایع
۲۲۰	۶ - ۴ . مدل‌سازی استاتیکی غیر خطی سامانه‌ی پیشران

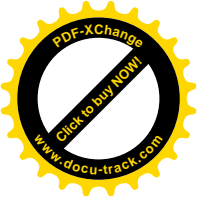
فصل ۷ . شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی موتورهای سوخت مایع

۲۲۷	۷ - ۱ . تاریخچه‌ی شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی
۲۲۸	۷ - ۲ . مدل‌نویسی ریاضی غیرخطی موتورهای سوخت مایع
۲۴۳	۷ - ۳ . شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی موتورهای سوخت مایع
۲۴۹	۷ - ۴ . شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی موتور ماهواره‌بر اطلس
۲۵۳	۷ - ۵ . جایگاه شبیه‌سازی دینامیکی غیرخطی در انتخاب موتور بهینه
۲۶۱	۷ - ۶ . آشنایی با یک نمونه بسته‌ی شبیه‌ساز دینامیکی غیرخطی

فصل ۸ . مباحث ویژه در طراحی دقیق موتور و زیرسامانه‌های سیستمی آن

۲۷۰	۸ - ۱ . سامانه‌های فشارگذاری مخازن
۲۷۶	۸ - ۲ . سامانه‌های توده‌ساز در حالت بی‌وزنی
۲۸۳	۸ - ۳ . طراحی لوله، اتصالات و کالکتورهای ورودی
۲۹۸	۸ - ۴ . سامانه‌ی پیش‌خنک‌ساز
۳۰۰	۸ - ۵ . میراکننده‌های ارتعاشی و آکومولاتورها
۳۰۲	۸ - ۶ . رام ، سامانه‌ی تعلیق و دور ان محفظه‌ها یا موتورهای کنترلی
۳۰۶	۸ - ۷ . چیدمان زیرسامانه‌ها در پیکره‌ی موتور
۳۱۲	۸ - ۸ . ساختار موتورهای سوخت مایع الکتروپمپی
۳۱۳	مراجع





فصل ۱

آشنایی با انواع سلازهای پیشران سوخت مایع

۱ - ۱. یادآوری مفاهیم اصلی پیشران سوخت مایع

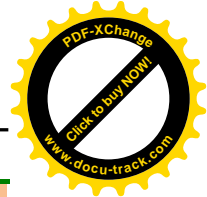
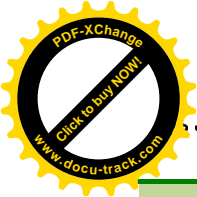
۱ - ۲. یادآوری پارامترهای اصلی موتورهای سوخت مایع

۱ - ۳. دسته‌بندی سامانه‌های پیشران

۱ - ۴. دسته‌بندی موتورهای سوخت مایع

۱ - ۵. زمینه‌های کاربرد موتورهای سوخت مایع

۱ - ۶. ویژگی‌های پیشران‌های مایع موشکی



۱-۱ یادآوری مفاهیم اصلی پیشران سوخت مایع

در بخش‌های اول و دوم این فصل، برای یادآوری برخی مفاهیم اصلی، مطالبی از نخستین مرجع تخصصی موتورهای سوخت مایع در کشور ارائه شده است [۱].

موتوری که با تبدیل یک نوع انرژی - چه از یک منبع داخلی و چه از یک منبع خارجی - به جریان خروجی خود، انرژی جنبشی می‌دهد و نیروی لازم را برای جابجایی جسم در فضا فراهم می‌سازد، موتور عکس‌العملی نامیده می‌شود؛ به عبارت دیگر این نوع موتورها بر اساس قانون عمل و عکس‌العمل (قانون سوم نیوتن) عمل می‌کنند.

موتور عکس‌العملی برای تامین انرژی خود، هم می‌تواند از مواد جاسازی شده داخل جسم پرنده و هم از محیطی که جسم در آن حرکت می‌کند، استفاده نماید. جریان مواد خروجی از موتور عکس‌العملی، جت جریان و نیروی حاصل از خروج این جریان را نیروی پیشران می‌نامند. این نیرو همان نیرویی است که به جسم پرنده منتقل می‌شود و آن را به حرکت درمی‌آورد. در اصل نیروی پیشران، برآیند نیروهای گازدینامیکی و هیدرودینامیکی اعمالی به سطوح داخلی موتور به هنگام خروج مواد از آن می‌باشد.

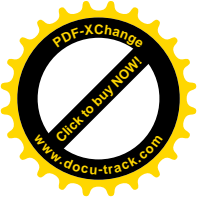
پارامترها و حالت ماده، قبل از استفاده‌ی آن در موتور (ماده‌ی اولیه) و پارامترها و حالت آن، در درون جت جریان (محصولات احتراق) با یکدیگر بسیار متفاوتند. ماده‌ی اولیه‌ای که برای تولید جت جریان به کار می‌رود می‌تواند حالت گازی، مایع، ژله‌ای یا جامد داشته باشد و درجه حرارت آن معادل درجه حرارت محیط باشد. اما در بیش‌تر موارد، جت جریان خروجی از موتور، ترکیبی از گازهای مختلف با درجه حرارت بسیار بالاست. از یک نگاه می‌توان گفت، نوع ماده‌ی اولیه‌ی مورد استفاده در یک موتور عکس‌العملی، تا حدودی زیادی نوع آن موتور را تعیین می‌کند. این مطلب با توضیحات آتی، روشن‌تر خواهد شد.

یکی از بخش‌های اصلی موتور عکس‌العملی محفظه است. در قسمت ابتدای محفظه، ماده‌ی اولیه تغییر حالت می‌دهد و شرایط لازم برای تولید جت جریان را پیدا می‌کند و در قسمت انتهایی آن، مواد تغییر حالت یافته، شتاب می‌گیرند و جت جریان را تشکیل می‌دهند. به عنوان مثال در گروهی از موتورهای سوخت و اکسیدکننده به صورت مایع وارد محفظه می‌شوند. قسمت ابتدایی این محفظه‌ها را محفظه احتراق می‌نامند. در محفظه احتراق، سوخت و اکسیدکننده با یکدیگر می‌سوزند و گرما آزاد می‌کنند. حاصل این واکنش، محصولات گازی شکلی است که جت جریان خروجی از موتور را به وجود می‌آورد. قسمت انتهایی محفظه نازل نامیده می‌شود. کار نازل تبدیل انرژی گرمایی محصولات احتراق، به انرژی جنبشی جت جریان می‌باشد. امروزه موتورهای عکس‌العملی به وفور در صنعت مورد استفاده قرار می‌گیرد و زمینه‌ی کاربرد آنها نیز روز به روز گسترش می‌یابد. موتورهای عکس‌العملی دارای کاربردهای بسیار متنوع و انواع بسیار متفاوتی هستند اما اکثر این نوع موتورها در اجسام پرنده به کار می‌روند.

الزامات ایجاد نیروی پیشران

برای ایجاد نیروی پیشران وجود موارد ذیل ضروری است :

الف - منبع انرژی اولیه‌ای که به صورت مستقیم یا با واسطه (به کمک یک انرژی میانی) به انرژی جنبشی جت جریان تبدیل گردد؛



ب - ماده‌ای که به صورت جت جریان، از موتور به بیرون رانده می‌شود. در کلی‌ترین حالت این ماده را سیال عامل می‌نامند.

ج - موتور یعنی وسیله‌ای که فراهم آورنده‌ی تبدیل انرژی‌های اشاره شده در بند الف باشد.

الزامات سیال عامل

سیال عامل یا اجزای تشکیل دهنده‌ی آن می‌تواند به یکی از صورت‌های زیر باشد:

الف - یک ماده‌ی گازی شکل یا مایع، که از محیط اطراف جسم پرنده گرفته می‌شود؛ به عنوان مثال اتمسفر زمین یا اتمسفر دیگر سیارات و یا آب دریاها و رودخانه‌ها و موارد مشابه آن.

ب - ماده‌ای که در مخازن مخصوص جسم پرنده (باک) نگهداری می‌شود و یا مستقیماً در محفظه‌ی موتور جاسازی شده است. در حالت اول این مواد معمولاً مایع و در حالت دوم عموماً جامد هستند.

ج - ترکیب مواد محیط اطراف جسم پرنده (مثل هوا) و موادی که از باک جسم پرنده (مثل سوخت کروسین) به محفظه وارد می‌شوند.

منبع انرژی اولیه‌ای که از آن به عنوان یک الزام در ایجاد نیروی پیشران نام برده شد، می‌تواند داخل جسم پرنده به یکی از صورت‌های یاد شده (مایع یا جامد) ذخیره گردد یا از یک منبع خارجی دریافت شود مثلاً از خورشید به صورت پرتوهای خورشیدی.

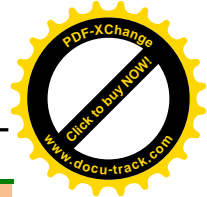
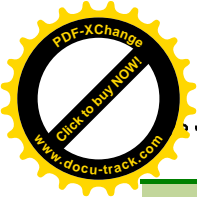
مروری بر مفهوم موتور موشک، پیشرانه و سامانه‌ی پیشران

اگر منبع انرژی اولیه در داخل موتور عکس‌العملی جا داده شود، آن موتور حداقل وابستگی را به محیط اطراف خواهد داشت. این گونه موتورهای عکس‌العملی در گروه جداگانه‌ای به نام موتورهای موشکی جای می‌گیرند. بنابراین اگر یک موتور عکس‌العملی فقط از منبع انرژی داخلی برای جابجایی جسم پرنده استفاده نماید، موتور موشک نامیده می‌شود. موتورهای موشک به طور گسترده در اجسام پرنده‌ای به نام موشک مورد استفاده قرار می‌گیرند. این جسم پرنده می‌تواند یک جسم پرنده زمینی، زیرآبی یا فضایی باشد.

واژه‌ی موتورهای عکس‌العملی و موتورهای موشک را نباید در مقابل هم مطرح کرد. در واقع موتورهای موشک، حالت خاصی از موتورهای عکس‌العملی هستند که می‌توانند در هر محیط دلخواه - چه گازی و چه مایع - و حتی در شرایط خاص (مثلاً در محیط‌هایی با فشار بسیار ناچیز) کار کنند. این شرایط خاص، مشخصه‌ی فضای خارج از جو زمین است. از این پس برای اختصار، چنین فضایی را خلاء می‌نامیم، اما بایستی شرایط ویژه‌ی این محیط را در نظر داشته باشیم. گرچه گاه در موشک‌های زمین به زمین از سایر انواع موتورهای عکس‌العملی نظیر موتورهای هوازی که از هوای محیط استفاده می‌کنند نیز بهره می‌برند.

به مجموع سوخت و اکسیدکننده در موتورها، واژه‌ی پیشرانه اطلاق می‌گردد. مولفه‌ای از پیشرانه، که در فرآیند احتراق اکسیده می‌شود، سوخت و مولفه‌ای که در این فرآیند جهت اکسید کردن سوخت به کار می‌رود، اکسیدکننده نامیده می‌شود.

سامانه‌ی پیشران سوخت مایع شامل سامانه‌ی دمش، مخازن پیشرانه و موتور است که از این پس گاه به اختصار (سایسم) نامیده می‌شود.



۲-۱ یادآوری پارامترهای اصلی موتورهای سوخت مایع

اگر نیروی مقاومت آیرودینامیکی را در نظر نگیریم، برآیند نیروهای گازدینامیکی که بر سطح داخلی محفظه وارد می‌شود و نیروی فشار محیط که بر سطح خارجی محفظه اعمال می‌شود، نیروی پیشران نامیده می‌شود. این نیرو بر سطوح خارجی موتور وارد می‌شود. نیروی پیشران را برای دو حالت تعریف می‌کنند، برای سطح دریا و برای خلاء که به ترتیب به آن‌ها تراست یا نیروی پیشران سطح دریا و خلاء می‌گویند. از تعریف نیروی پیشران بر می‌آید که حداکثر مقدار آن در خلاء ایجاد می‌شود و در جایی که فشار محیط بالاتر از خلاء باشد، بسته به فشار محیط اندازه‌ی آن کاهش می‌یابد. رابطه‌ی نیروی پیشران با پارامترهای موتور به صورت زیر است:

$$F = \dot{m}v_e + A_e (P_e - P_a) \quad (1-1)$$

\dot{m} - دبی جرمی مصرفی موتور

v_e - سرعت خروج مواد از نازل؛

A_e - سطح مقطع انتهای نازل موتور؛

P_e ، P_a - فشار محیط و فشار در انتهای نازل.

به عنوان مثال نیروی پیشران موتور سوخت مایع SSME در خلأ برابر ۲/۰۹ و در روی زمین ۱/۶۷ مگا نیوتن است. پیشران قوی‌ترین موتور سوخت مایع جهان، RD-170 یعنی یکی از چهار سامانه‌ی پیشران مرحله اول موشک حامل انرژی، در سطح دریا ۷/۴ و در خلاء ۸/۰۶ مگا نیوتن می‌باشد.

نسبت نیروی پیشران موتور به دبی جرمی پیشران آن را ایمپالس ویژه یا ضربه‌ی ویژه گویند.

$$I_{sp} = F / \dot{m} \quad (2-1)$$

ضربه‌ی ویژه نیز مانند نیروی پیشران در خلأ، حداکثر مقدار خود را داراست و با افزایش فشار محیط، اندازه‌ی آن متناسب با فشار کاهش می‌یابد. ضربه‌ی ویژه‌ی موتور سوخت مایع در خلاء، مهم‌ترین پارامتری است که بازدهی و بهره‌وری پیشران مایع و میزان تکامل ساختار موتور را نشان می‌دهد.

در میان موتورهایی که در صنعت هوافضا مورد استفاده قرار گرفته است، موتورهای سوخت مایع اکسیژنی - هیدروژنی دارای بیش‌ترین ضربه‌ی ویژه هستند. به عنوان مثال ضربه‌ی ویژه‌ی موتور SSME در خلاء برابر ۴۴۶۴ و روی زمین معادل ۳۵۶۲ است. گاهی با تقسیم کردن عدد ایمپالس ویژه بر شتاب استاندارد جاذبه، آن را بر حسب ثانیه بیان می‌کنند. با این کار ایمپالس ویژه‌ی موتورهایی که در سیستم‌های مختلف، طراحی شده است، یکسان‌سازی می‌شود و مقایسه‌ی آن‌ها آسان‌تر می‌شود.

اگر رابطه‌ی (۱-۱) را در (۲-۱) قرار دهیم، رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$V_{eff} = v_e + A_e / \dot{m} (P_e - P_a) \quad (3-1)$$

رابطه‌ی فوق نشان می‌دهد که ایمپالس ویژه مجموع دو سرعت خروجی جریان و یک پارامتر با دیمانسیون سرعت است که می‌توان آن را سرعت موثر نامید. در بحث‌های تئوری موتور ثابت می‌شود که سرعت موثر بیش از هر چیز وابسته به نوع پیشران است.

نسبت جرم پر موتور به نیروی پیشران آن در رژیم نامی، جرم ویژه نامیده می‌شود. در این تعریف دو واژه جدید وجود دارد، یکی جرم پر موتور و دیگری رژیم نامی.

جرم پر موتور عبارتست از مجموع جرم کل سازه‌ی موتور و جرم پیشران‌های مایعی که در لوله‌ها و فضاهای خالی مجموعه‌های مختلف موتور مثل توربوپمپ، شیرآلات و... جای می‌گیرد. در مقابل جرم پر موتور می‌توان جرم خشک موتور را مطرح کرد که در آن صرفاً جرم سازه‌ی موتور مد نظر است. در فصل‌های بعد به تفصیل درباره‌ی رژیم‌های موتور صحبت خواهیم کرد اما در این جا اشاره می‌کنیم که رژیم نامی، رژیم اصلی کار موتور است و در آن نیروی پیشران به حالت پایدار و ثابت خود در طول زمان کار می‌رسد. اگر موتور دارای چند رژیم اصلی باشد، ملاک تعیین جرم ویژه، حداکثر نیروی پیشران، بین آن رژیم‌ها خواهد بود.

در طراحی موتور همواره سعی بر آن است که حداقل جرم ویژه به دست آید. به عنوان مثال جرم ویژه‌ی موتور F-1 و SSME به ترتیب برابر $1/0.2$ و $1/0.48$ گرم بر نیوتن است. جرم ویژه‌ی موتور در اصل وابسته به نیروی پیشران، فشار خروجی نازل و نوع مولفه‌های پیشران است.

برخی دیگر از مفاهیم و پارامترهای موتور

معمولاً هر سامانه‌ی پیشران برای پیشران‌های (سوخت و اکسیدکننده‌ی) کاملاً مشخصی طراحی می‌شود؛ چرا که پارامترهای مختلف موتور سوخت مایع و همچنین میزان مزیت و سودمندی به کارگیری آن در ساختار جسم پرنده، به شدت به نوع پیشران وابسته است. امروزه زوج هیدروژن + اکسیژن، زوج سوخت‌های هیدروکربنی (به ویژه کراسین) + اکسیژن و همچنین زوج تترا اکسید نیتروژن N_2O_4 + دی متیل هیدرازین نامتقارن UDMH، دارای بیش‌ترین کاربرد در صنایع موشکی می‌باشند. دو زوج پیشران‌های اولی بیش‌تر در کاربردهای فضایی و پیشران‌های آخر بیش‌تر در کاربردهای نظامی مورد استفاده قرار می‌گیرد. گرچه این به معنای آن نیست که از این نوع پیشران، برای مقاصد فضایی نمی‌توان استفاده کرد.

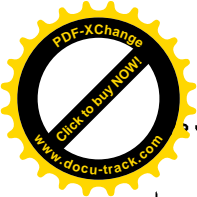
مدت زمان سپری شده بین لحظه‌ی صدور اولین فرمان استارت (راه‌اندازی) تا صدور اولین فرمان خاموشی (با توقف) موتور، مدت زمان کار موتور سوخت مایع محسوب می‌شود. برای موتور سوخت مایعی که چند بار روشن و خاموش می‌شود، زمان کار موتور مجموع کل زمان‌های کار موتور در هر سیکل می‌باشد.

معمولاً زمان کار موتورهایی که فقط یک بار روشن و خاموش می‌شوند، از $1000S$ تجاوز نمی‌کند اما برای موتورهایی که چند بار روشن و خاموش می‌شوند، سه پارامتر، مشخص‌کننده‌ی زمان کار موتور است: کل زمان کار موتور، که برابر مجموع مدت زمان سیکل‌های کاری بدون وقفه‌ی آن است؛

تعداد سیکل‌های کار موتور؛

حداقل و حداکثر وقفه‌ی زمانی بین سیکل‌های کار موتور.

به عنوان مثال موتور 2-، موتور مرحله‌ی سوم موشک حامل ساترن، در اولین سیکل کاری ۱۸۰ ثانیه کار می‌کند و بعد از $4/5$ ساعت وقفه، دوباره به مدت ۳۰۰ ثانیه به کار می‌افتد.



مجموع زمان‌های کار موتور که در طی آن‌ها، مقدار پارامترهای موتور بتواند در محدوده‌ی تغییرات مجاز (تلرانس‌های مجاز) حفظ شود، طول عمر موتور محسوب می‌گردد.

اغلب طول عمر موتور چندین برابر (سه یا بیش تر) مدت زمان کار موتور در ساختار جسم پرنده است. به عبارت دیگر اغلب موتورهای سوخت مایع می‌توانند تا سه برابر مدت زمان کار خود (زمانی که برای آن طراحی شده‌اند) کار کنند و در عین حال پارامترهای اصلی موتور در محدوده‌ی مجازی که طراح تعیین کرده است، باقی بماند. از این جهت طول عمر یک موتور می‌تواند نشان دهنده‌ی استحکام و دوام طراحی باشد.

سفینه‌های ترابری فضایی، اجسام پرنده‌ای هستند که نه یک بار، بلکه چندین بار مورد استفاده قرار می‌گیرند. به عنوان نمونه می‌توان به «شاتل» آمریکایی‌ها یا بوران روس‌ها اشاره کرد. همان طور که می‌دانید، از شاتل گاهی به عنوان کامیون فضایی، جهت ارسال آذوقه و مایحتاج فضانوردان ایستگاه بین‌المللی آلفا استفاده می‌شود. طول عمر موتور سوخت مایع مورد استفاده در این نوع سفینه‌ها، ده‌ها بار بیش از زمان کار موتور در یک پرواز است. مثلاً، موتور سوخت مایع SSME (موتور فضایی شاتل) برای ۵۵ پرواز محاسبه شده است و طول عمر آن بر طبق دفترچه‌ی فنی آن، برابر ۲۷ هزار ثانیه (معادل ۷/۵h) می‌باشد. طول عمر یاد شده، بدون در نظر گرفتن مدت زمان کارکرد موتور، در تست‌های صحنه‌گذاری عملکرد داده شده است. درباره‌ی موتورهای کم‌پیشران موضوع کمی متفاوت است. موتور کم پیشران به موتوری اطلاق می‌شود که نیروی پیشران آن کم تر از ۱۰۰۰ نیوتن باشد. این گونه موتورها، اغلب برای هدایت و کنترل ماهواره‌ها یا برخی از اجسام پرنده مورد استفاده قرار می‌گیرند و بدین جهت در مدت کار خود، چندین بار روشن و خاموش می‌شوند.

طول عمر موتورهای کم‌پیشران با دو پارامتر زمان کار و تعداد سیکل‌های کاری تعیین می‌گردد. به عنوان مثال، موتور سوخت مایع کم پیشران R-40A دارای طول عمری معادل ۲۰ هزار ثانیه است و ۵۰ هزار سیکل کاری دارد. این موتور، موتور اصلی سیستم کنترل عکس‌العملی شاتل می‌باشد.

موتورهای سوخت مایع را می‌توان به موتورهای تک رژیمی و چند رژیمی دسته بندی نمود. موتورهای تک رژیمی، دارای یک رژیم اصلی هستند و موتورهای چند رژیمی، در طول کار خود چند رژیم اصلی را طی می‌کنند. رژیم اصلی را می‌توان رژیمی دانست که در آن پارامترهای موتور (مثلاً نیروی پیشران یا فشار محفظه) در طول مدت معینی بر روی یک مقدار معین ثابت باقی می‌ماند. طول زمان یک رژیم و میزان نیروی پیشران موتور در طی آن، با محاسبات سیستمی موشک به دست می‌آید.

موتورهای سوخت مایعی که دارای نیروی پیشران بالایی هستند، معمولاً تک رژیمی‌اند، اما در سال‌های اخیر در بعضی کشورها، طرح‌های متعددی از موتورهای سوخت مایع با نیروی پیشران بالا و چند رژیمی نیز به ثبت رسیده است. اغلب این نوع موتورها برای سفینه‌های ترابری فضایی (مشابه شاتل و بوران) طراحی شده‌اند.

برای اجرای برنامه‌ی پرواز جسم پرنده، معمولاً لازم می‌شود نیروی پیشران موتور در مدت کار آن، تغییر نماید. این تغییرات با تغییر دبی جرمی پیشران‌دهی ارسالی به محفظه‌ی موتور انجام می‌شود. به عنوان مثال، نیروی پیشران موتور سوخت مایع SSME، در طول پرواز می‌تواند در محدوده‌ی ۱۰۹٪ - ۶۵٪ مقدار نامی تغییر کند. در ثانیه‌های ۶۰ تا ۸۰ پرواز فضایی شاتل، برای کاهش بارهای خارجی وارد بر سفینه،

نیروی پیشران سه موتور SSME تا ۶۵٪ نیروی پیشران نامی کاهش می‌یابد. این امر در ناحیه‌ای از مسیر حرکت شاتل انجام می‌گیرد که هد سرعت سفینه به حداکثر مقدار خود می‌رسد. همچنین پیش از ثانیه‌ی ۵۰۰ پرواز شاتل، نیروی پیشران این سه موتور به طور پیوسته کاهش می‌یابد تا فرابار بر روی فضاوردان از سه برابر شتاب جاذبه ۳g تجاوز نکند.

فشار محفظه عبارت است از میانگین فشار استاتیکی محصولات احتراق در ابتدای محفظه احتراق و در نزدیکی صفحه انژکتور (یا صفحه‌ی آتش). فشار محفظه را با نماد P_{cc} نمایش می‌دهند.

از دیگر پارامترهای مهم، نسبت دبی مولفه‌های موتور است که آنرا با km نمایش می‌دهیم:

$$km = \dot{m}_o / \dot{m}_f \quad (۴-۱)$$

بطوریکه \dot{m}_o دبی جرمی اکسیدکننده موتور و \dot{m}_f دبی جرمی سوخت موتور است. با توجه به اینکه دیمانسیون دبی کیلوگرم بر ثانیه است، نسبت دبی پارامتری بی‌بعد است. در صنعت این پارامتر نسبت O به F نامیده می‌شود.

گفتنی است این نسبت افزون بر این که برای موتور تعریف می‌شود، بطور جداگانه برای محفظه احتراق و مولد گاز نیز بیان می‌گردد و حفظ هر کدام از آنها در طول کار موتور از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. ضربه‌ی پیشرانِ موتور سوخت مایع برابر انتگرال نیروی پیشران برحسب زمان است. به عبارت دیگر ضربه‌ی پیشران معادل مساحت زیر منحنی نیروی پیشران برحسب زمان کار موتور می‌باشد. این پارامتر برای موتورهای سوخت مایعی اهمیت دارد که در ماهواره‌ها یا سفینه‌های فضایی جهت تصحیح مسیر یا مدار، به کار می‌روند.

۳-۱ دسته‌بندی سامانه‌های پیشران

همانگونه که اشاره شد، هدف نهایی تمام فرآیندهایی که در موتور موشک صورت می‌گیرد، ایجاد حداکثر انرژی جنبشی در جت جریان خروجی از موتور است. در عمل، این امر با شتاب دادن به سیال عامل از هر روشی، صورت واقعی به خود می‌گیرد و همان طور که پیش از این گفته شد، سیال عامل می‌تواند محصولات احتراق، محصولات تجزیه و یا گرمایش یک ماده باشد. مثلاً در موتورهای موشکی الکتریکی، جت جریان خروجی به شکل پلاسما می‌باشد.

گرچه چینی‌ها بیش از ۸۰۰ سال قبل، از موشک استفاده می‌کرده‌اند اما پیشرفت سامانه‌های پیشران موشکی به صدهی اخیر مربوط می‌شود [۲]. دسته‌بندی موتورهای موشکی و به تبع آن سامانه‌های پیشران موشکی، مبانی گوناگونی می‌تواند داشته باشد؛ این مبانی می‌تواند یکی از موارد ذیل باشد:

- نوع منبع انرژی اولیه؛ مثلاً انرژی شیمیایی، انرژی هسته‌ای، انرژی مکانیکی یا انرژی گاز متراکم، انرژی خورشیدی یا انرژی پرتوهای لیزر.

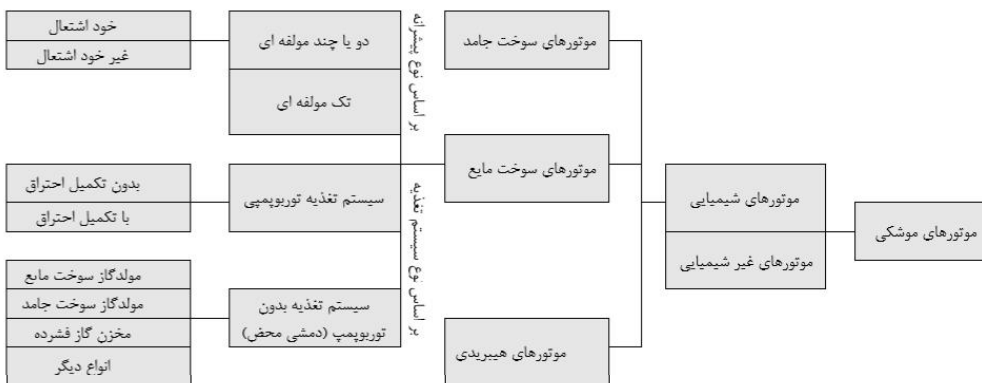
- بر اساس مأموریت موتور؛ مثلاً موتور شتاب‌دهنده‌ی اولیه، موتور اصلی، کنترل‌کننده‌ی ارتفاع، موتورهای جهت‌دهنده‌ی ایستگاه‌ها و ماهواره‌ها و دیگر مواردی که ذیلاً به آن‌ها خواهیم پرداخت:

- بر اساس نوع سیستم تغذیه؛

- بر اساس تعداد مولفه‌ها و ویژگی‌های پیشران؛

- از دیدگاه میزان نیروی پیشران؛
- بر اساس ویژگی‌های رژیم کاری؛
- بر مبنای تعداد سیکل کاری؛
- بر اساس امکان کنترل و تغییر نیروی پیشران؛
- بر اساس محل شارژ باک؛
- بر مبنای میزان بستگی باک و موتور؛
- ساختار خروجی باک‌ها؛
- نوع پایداری جسم پرنده؛
- نوع طراحی و بهینه‌سازی.

در این قسمت فقط دسته‌بندی سامانه‌های پیشران بر مبنای نوع انرژی اولیه را توضیح می‌دهیم و در فصول بعدی کتاب بیشتر بر دسته‌بندی بر اساس نوع سیستم تغذیه تکیه خواهد شد. دسته‌بندی موتورهای موشکی مطابق شکل ۱ - ۱، قابل نمایش است. موتورهایی که از انرژی حرارتی، الکتریکی و هسته‌ای استفاده می‌کنند، دسته‌ی موتورهای غیرموشکی را تشکیل می‌دهند. گفتنی است نمایش ندادن موتورهای دیگر در این دسته بندی به معنای استفاده نشدن از آن‌ها در ساختارهای موشکی نیست. به عنوان مثال در موشک‌های کروز از موتورهای هوایی - عکس‌العملی (توربوجت) استفاده می‌شود. در واقع می‌توان گفت موتورهای توربوجت برای اهداف غیرموشکی پدید آمدند و بعدها در این گستره نیز مورد بهره‌برداری قرار گرفتند. همانطور که برخی از موتورهای موشکی امروزه در عرصه‌های غیر موشکی مورد استفاده قرار می‌گیرند. اغلب موتورهای موشکی از انرژی شیمیایی موجود در پیشران‌ها



شکل ۱ - ۱. دسته بندی موتورهای موشکی

استفاده می‌کنند. از همین رو این موتورها، شیمیایی نامیده می‌شوند. پیشرانه ممکن است یک، دو یا چند پایه (چند مؤلفه) داشته باشد. معمولاً از پیشرانه‌های دو پایه که متشکل از سوخت و اکسیدکننده هستند، استفاده می‌شود. در این حال منبع انرژی، واکنش احتراق می‌باشد. واکنش گرمازا می‌تواند واکنش تجزیه‌ی برخی مواد یا ترکیب مجدد برخی اتم‌ها و رادیکال‌ها باشد. انرژی شیمیایی پیشرانه در محفظه‌ی احتراق،