تاسیس۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی

دانشکده هوا فضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

در رشته: هوا فضا- مهندسی فضایی

طراحی مفهومی حامل ماهواره با بوستر جانبی سوخت جامد

استاد راهنما

دکتر مهران میرشمس

نگارش

امیر گرایلی

بهمن ماه ۱۳۹۰

بسم الله الرحمن الرحيم

بسمه تعالی

تاسیس ۱۳۰۷ دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی	**حق طبع و نشر و مالکیت نتایج**	**شماره:** **تاریخ:**

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان‌نامه متعلق به نویسنده آن می‌باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان‌نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده ..... دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می‌باشد.

ضمناً متن این صفحه نیز باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته باشد.

۲- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی می‌باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.

همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مراجع مجاز نمی‌باشد.

*** توجه:**

این فرم می‌بایست پس از تکمیل، در نسخ تکثیر شده قرار داده شود.

بسمه تعالی

تاسیس ۱۳۰۷ دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی	**تأییدیه هیأت داوران**	**شماره:** **تاریخ:**

هیأت داوران پس از مطالعه پایان‌نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان‌نامه تهیه شده تحت عنوان :

.....

.....

.....

توسط آقای / خانم ..... ، صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی ارشد رشته ..... گرایش ..... در تاریخ ...../...../.....۱۳ مورد تأیید قرار می‌هند.

۱- استاد راهنمای اول	جناب آقای / سرکار خانم دکتر	امضاء
۲- استاد راهنمای دوم	جناب آقای / سرکار خانم دکتر	امضاء
۳- استاد مشاور	جناب آقای / سرکار خانم دکتر	امضاء
۴- ممتحن داخلی	جناب آقای / سرکار خانم دکتر	امضاء
۵- ممتحن خارجی	جناب آقای / سرکار خانم دکتر	امضاء
۶- نماینده تحصیلات تکمیلی دانشکده	جناب آقای / سرکار خانم دکتر	امضاء

بسمه تعالی

تاسیس ۱۳۰۷ دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی	**اظهارنامه دانشجو**	**شماره:** **تاریخ:**

اینجانب ..... **دانشجوی کارشناسی‌ارشد رشته** .....

گرایش ..... **دانشکده** ..... دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در پایان‌نامه با عنوان

.....

.....

.....

.....

با راهنمایی استاد محترم جناب آقای / سرکار خانم دکتر ..... ، توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت واصالت مطالب نگارش شده در این پایان‌نامه مورد تأیید می‌باشد، و در مورد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است. بعلاوه گواهی می‌نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تا کنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان‌نامه چارچوب (فرمت) مصوب دانشگاه را بطور کامل رعایت کرده‌ام.

امضاء دانشجو:

تاریخ:

چکیده

بوسترهای جانبی به طور گسترده در حامل های ماهواره یا انسان به منظور افزایش میزان بار محموله قابل حمل توسط این حامل ها در جهان مورد استفاده قرار گرفته است.

از این رو روند استفاده از بوسترهای جانبی سوخت جامد به شدت رو به گسترش است، چرا که موتورهای سوخت جامد به دلیل قابلیت اطمینان بالا و نیز پیچیدگی های بسیار کمتری که در فرآیند ساخت آنها وجود دارد بسیار مورد توجه صنایع هوافضا در کشورهای ژاپن،آمریکا،هند و حتی آژانس فضایی اتحادیه اروپا قرار گرفته است. در داخل کشور نیز پژوهشهای زیادی به منظور طراحی ماهواره‌بر و زیرسیستمهای آن صورت گرفته است. از جمله می‌توان به نرم افزار جامع طراحی حامل ماهواره LVCD که در آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی ایجاد و توسعه داده شده است اشاره نمود. از آنجا که این نرم افزار در حال حاضر فاقد ماژول طراحی و تحلیل حاملهایی با بوسترهای جانبی می‌باشد، این پژوهش در جهت تکمیل این نرم افزار جهت طراحی بوسترهای جانبی سوخت جامد صورت پذیرفته است.

فهرست مطالب

۱- مقدمه ۱۳

۱-۱- مروری بر کارهای گذشته ---------- ۱۳

۲- معرفی بوسترهای سوخت جامد ۱۶

۲-۱- پیش‌گفتار ---------- ۱۶

۲-۲- دلایل استفاده از پیشرانه‌های سوخت جامد ---------- ۱۶

۲-۳- بوسترهای سوخت جامد جانبی ---------- ۱۸

۲-۴- موارد استفاده از موتورهای سوخت جامد ---------- ۱۹

۲-۴-۱- موتور سوخت جامد به عنوان مرحله‌ی اول ۱۹

۲-۴-۲- موتورهای سوخت جامد به عنوان بوسترهای جانبی ۲۰

۲-۵- قسمت‌های مختلف موتورهای سوخت جامد ---------- ۲۱

۲-۵-۱- گرین ۲۲

۲-۵-۲- نازل ۲۷

۲-۵-۳- پوسته موتور ۳۳

۲-۵-۴- آتشزنه ۳۵

۲-۶- کارایی موتور ---------- ۳۷

۲-۶-۱- ضربه ویژه ۳۷

۲-۶-۲- وزن خشک ۳۷

۲-۶-۳- جرم پیشران ۳۸

۲-۷- فاز توسعه بوستر ---------- ۳۸

۲-۸- مقایسه‌ی موتورهای سوخت جامد و مایع از نظر عملکرد از سال ۱۹۵۸ تا ۲۰۰۶ ---------- ۳۹

۳- بررسی بوسترهای سوخت جامد موجود در جهان ۴۱

۳-۱- بوسترهای جانبی شاتل فضایی آمریکا ---------- ۴۱

۳-۱-۱- موتورهای جدایش ۴۵

۳-۲- بوسترهای جانبی حامل آریان ۵ ---------- ۴۵

۳-۲-۱- موتور بوستر ۴۶

۳-۲-۲- نازل بوستر ۴۷

۳-۲-۳- قسمت مخروطی جلویی ۴۷
۳-۳- بوسترهای جانبی موشک *H-II* ---------- ۴۷
۳-۳-۱- *SRB-A* ۴۸
۳-۳-۲- *SSB* ۴۹
۳-۳-۳- جدایش بوسترها از حامل ۵۰
۳-۴- بوسترهای جانبی حامل اطلس ۵ ---------- ۵۱
۳-۵- بوسترهای جانبی حامل اطلس *IIAS* ---------- ۵۲
۳-۶- موشک ساترن *IB* ---------- ۵۳
۳-۷- بوسترهای جانبی موشک *PSLV* ---------- ۵۵
۴- طراحی مفهومی موتور سوخت جامد ۵۷
۴-۱- مقدمه ---------- ۵۷
۴-۱-۱- متغیرهای موتور سوخت جامد ۵۸
۴-۱-۲- ورودیها و معلومات طراحی ۵۸
۴-۱-۳- خروجی‌ها و مجهولات طراحی ۵۸
۴-۱-۴- متغیرهای طراحی ۵۸
۴-۲- معادلات حاکم ---------- ۶۱
۴-۳- طراحی سازه‌ی موتور سوخت جامد ---------- ۶۹
۴-۳-۱- پوسته ۶۹
۴-۳-۲- نازل ۷۰
۴-۳-۳- چاشنی ۷۱
۴-۳-۴- عایق ۷۱
4-4- الگوریتم طراحی موتور سوخت جامد ---------- ۷۲
۵- شبیه سازی پرواز ۷۴
۵-۱- مقدمه ---------- ۷۴
۵-۲- فرمولبندی شبیه سازی (دو درجه آزادی) ---------- ۷۵
۵-۲-۱- انواع دستگاههای مختصات ۷۵
۵-۳- انتقال به روش زوایای اویلر ---------- ۷۸
۵-۴- نیروهای وارد بر حامل ---------- ۸۰
۵-۴-۱- نیروی تراست ۸۰

۵-۴-۲- نیروهای آیرودینامیکی ۸۱
۵-۴-۳- نیروی جاذبه ۸۲
۵-۵- برنامه زاویه پیچ حامل حامل ---------- ۸۳
۵-۵-۱- پرواز به صورت عمودی ۸۳
۵-۵-۲- پرواز به صورت سهموی ۸۴
۵-۵-۳- پرواز به صورت تابع خطی ۸۴
۵-۶- معادلات حرکت در حالت دو درجه آزادی ---------- ۸۵
۵-۶-۱- استخراج معادلات ۸۶
۵-۷- فلوچارت شبیه سازی ---------- ۸۷
۶- طراحی مفهومی بوسترهای جانبی ۸۹
۶-۱- پیش‌گفتار ---------- ۸۹
۶-۲- فرضیات و محدودیت‌های طراحی ---------- ۸۹
۶-۳- طراحی مفهومی بوستر ---------- ۹۰
۶-۴- ارزیابی روش ارائه شده برای یک حامل موجود ---------- ۹۴
۶-۵- جمع بندی ---------- ۱۰۱
۷- مراجع ۱۰۴

فهرست جدول‌ها

[۴]جدول ۲-۱- مقایسه پیشرانه‌های سوخت جامد و مایع ---------- ۱۷

[۴]جدول ۲-۲- درصد تراست تولیدی بوسترهای جانبی در زمان برخاست ---------- ۱۹

[۴]جدول ۲-۳- مزیت استفاده از بوسترها جانبی ---------- ۲۰

[۵]جدول ۲-۴- مقایسه پیشرانه‌های سوخت جامد و مایع ---------- ۳۲

[۴]جدول ۲-۵- ضربه‌ی ویژه‌ی خلاء ---------- ۳۷

[۴]جدول ۲-۶- ضریب جرمی موتور ---------- ۳۷

[۱۲]جدول ۲-۷- جرم پیشران بوسترهای کمکی ---------- ۳۸

[۱۲]جدول ۲-۸- جرم پیشران موتورهای یکپارچه ---------- ۳۸

[۴]جدول ۳-۱- ترکیب سوخت مورد استفاده در بوستر شاتل ---------- ۴۳

[۱۲*SRB-A*] جدول ۳-۲- ساختار بوستر ---------- ۴۸

[۱۲*SRB-A*] جدول ۳-۳- مشخصات بوستر ---------- ۴۹

[۱۲*SSB*] جدول ۳-۴- مشخصات بوستر ---------- ۵۰

[۲۳*PSLV*]جدول ۳-۵- مشخصات بوستر موشک ---------- ۵۵

[۵]جدول ۴-۱- پارامترهای سوخت جامد ---------- ۵۹

[۵]جدول ۴-۲- فهرست متغیرهای هر قسمت اصلی موتور سوخت جامد ---------- ۶۰

[۵]جدول ۴-۳- دسته بندی متغیرهای موتور سوخت جامد ---------- ۶۱

[۲*Titan II*] جدول ۵-۱- مقادیر ضریب درگ مربوط به حامل ---------- ۸۱

[۲*Titan II*] جدول ۵-۲- مقادیر ضریب نیروی لیفت مربوط به حامل ---------- ۸۲

جدول ۶-۱- ایمپالس کل تعدادی از پرتابگرهای موجود در جهان به همراه وزن محموله ---------- ۹۲

[۲۳*CZ-3B*] جدول ۶-۲- مشخصات حامل ---------- ۹۵

جدول ۶-۳- مشخصات سوخت مورد استفاده در بوستر ---------- ۹۶

جدول ۶-۴- مقادیر ورودی در طراحی موتور سوخت جامد ---------- ۹۶

جدول ۶-۵- نتایج حاصل از طراحی سازهای بوستر ---------- ۹۷

جدول ۶-۶- نتایج حاصل از طراحی بوستر با استفاده از مدل راکت ایدهآل ---------- ۹۷

جدول ۶-۷- مقایسه‌ی پارامترهای محاسبه شده با موتورهای موجود در جهان ---------- ۱۰۲

CZ-A جدول ۶-۸- نتایج طراحی بوستر برای حامل ---------- ۱۰۳

فهرست شکل‌ها

شکل ۲-۱- نمودار قسمت‌های مختلف موتور سوخت جامد ---------- ۲۱
شکل ۲-۲- بخش‌های کلی موتور سوخت جامد ---------- ۲۲
شکل ۲-۳- دسته بندی گرینها برطبق تغییرات نیروی پیشران بر حسب زمان ---------- ۲۳
شکل ۲-۴- گرین کف سوز ---------- ۲۴
شکل ۲-۵- انواع مختلف گرینهای درون سوز ---------- ۲۵
شکل ۲-۶- شماتیک چند نوع گرین سه بعدی ---------- ۲۶
شکل ۲-۷- قسمت های مختلف نازلهای خارجی وداخلی ---------- ۲۹
شکل ۲-۸- اشکال مختلف نازل و جریان داخل آنها ---------- ۳۰
شکل ۲-۹- شماتیک محفظه احتراق حامل سوخت جامد ---------- ۳۴
شکل ۲-۱۰- اجزا سیستم یک نوع آتشزنه رایج در حامل سوخت جامد ---------- ۳۶
شکل ۲-۱۱- روند رو به کاهش تست موتورهای سوخت جامد در جهان ---------- ۳۹
شکل ۲-۱۲- مقایسه موتورهای سوخت جامد و مایع از نظر ایمنی ---------- ۴۰
شکل ۳-۱- متغییرات تراست و فشار عملکردی بوستر شاتل ---------- ۴۲
شکل ۳-۲- قسمتهای تشکیل دهنده بوستر شاتل ---------- ۴۲
شکل ۳-۳- قسمتهایی از بوستر شاتل که بعد از هر پرواز مورد بازبینی قرار میگیرد ---------- ۴۳
شکل ۳-۴- محل قرار گیری و قسمت‌های مختلف موتورهای جدایش شاتل فضایی ---------- ۴۵
شکل ۳-۵- بار محموله حامل با ترکیب بندی بوسترهای ---------- ۴۷
شکل ۳-۶- قسمت های مختلف بوستر ---------- ۴۹
شکل ۳-۷- قسمت‌های مختلف ---------- ۵۰
شکل ۳-۸- نحوه و مراحل جدایش بوسترهای جانبی از حامل ---------- ۵۱
شکل ۳-۹- ساختار پنج بوستری حامل اطلس ---------- ۵۲
شکل ۳-۱۰- پیکربندی حامل ساترن ---------- ۵۴
شکل ۴-۱- ضریب نیروی پیشرانش بر حسب نسبت انبساط نازل ---------- ۶۴
شکل ۴-۲- منحنی تغییرات جرم عایق نسبت به جرم پوسته موتور ---------- ۷۱
شکل ۴-۳- نمودار تغییرات قطر موتور بر حسب جرم بوستر ---------- ۷۲
شکل ۴-۴- الگوریتم طراحی موتور سوخت جامد ---------- ۷۳

شکل ۵-۱- انواع دستگاههای مختصات در موشک---------- ۷۷

شکل ۵-۲- انتقال دستگاه مختصات به کمک زوایای اویلر---------- ۷۸

شکل ۵-۳- برنامه زاویه پیچ حامل حامل ---------- ۸۵

شکل ۵-۴- فلوچارت شبیه سازی پرواز دو درجه آزادی ---------- ۸۸

شکل ۶-۱- روندنمای طراحی بوستر برای حامل موجود---------- ۹۱

شکل ۶-۲- تغییرات ایمپالس کل بر حسب بار محموله ---------- ۹۳

شکل ۶-۳- نمودار تغییرات سرعت نسبت به زمان ---------- ۹۸

شکل ۶-۴- نمودار تغییرات ارتفاع نسبت به زمان ---------- ۹۸

شکل ۶-۵- نمودار تغییرات زاویه پیچ نسبت به زمان ---------- ۹۹

شکل ۶-۶- تغییرات شتاب کل نسبت به زمان ---------- ۹۹

شکل ۶-۷- تغییرات نیرو ی محوری نسبت به زمان ---------- ۱۰۰

شکل ۶-۸- تغییرات نیرو ی جانبی نسبت به زمان ---------- ۱۰۰

۱- مقدمه

بوسترهای جانبی به منظور افزایش بار محموله‌ی موشک‌های حامل، مورد استفاده قرار می‌گیرند. بدلیل اهمیت افزایش بار محموله در هر پرتاب و تأثیر آن بر هزینه‌ی تمام شده‌ی مأموریت، ارتقاء تکنولوژی صنعت در این راستا بسیار مهم است. به طور کلی بوسترهای جانبی مورد استفاده تراست برخاست بالایی (در حدود $3000-8000KN$) در یک بازه‌ی زمانی کوتاه (در حدود $<150\sec$) تولید می‌کنند. ساختار بوسترها، نحوه‌ی اتصال و جدایش آنها بسته به نوع و نیازمندی‌های مأموریت موشک تغییر می‌کند. بوسترهای سوخت جامد به دلیل قابلیت اطمینان بالایی که از خود نشان داده‌اند در موشک‌های غربی، ژاپنی و هندی به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند. بنابراین در این تحقیقات به بررسی این نوع بوسترها پرداخته‌ایم.

۱-۱- مروری بر کارهای گذشته

استفاده از اولین سوختهای جامد را می توان به چینیها در سه قرن قبل از میلاد مسیح، زمانی که برای مراسم مذهبی و آتش بازی از بامبو پر شده با مواد آتشزا استفاده می کردند، نسبت داد. تولید ساخت اولین موشکها در چین به قرن سیزدهم میلادی بر می گردد. بعدها و در سال ۱۴۰۵ فردی به نام ویلیام فن آوری مورد استفاده از پودرهای سیاه را به انگلستان برد. موشکهای سوخت جامد در حدود سال ۱۴۲۱ به اروپا راه یافتند و در سالهای بین ۱۹۵۰ و۱۹۶۰ توسعه یافتند. از آنجایی که این موشکها عمدتاً برای کارهای نظامی استفاده می شدند در نتیجه در زمان جنگ جهانی گسترش پیدا کردند.

درزمینه طراحی، نیز کارهای زیادی در جهت بهینه سازی این موتورها انجام شده است. ازجمله در سال ۱۹۳۶، دکتر تئودور فون کارمن و همکارانش در Caltech برنامه ای را آغاز کردند که در نتیجه آن نخستین استنتاجها و شناختها مربوط به بالستیک داخلی، احتراق، استارت اولیه و ارتباط سازه و مواد خروجی مورد استفاده قرار گرفت.

پروفسوربرر درزمینه کاهش وزن موتور موشک وبهینه سازی فشار و سرعت نهایی در دهه ۱۹۶۰ کارهای ارزشمندی ارائه داده است. برر، با ساده سازی و محدود کردن وزن موتور به وزن ناشی از بدنه، نازل و سوخت و با استفاده از تئوری مخازن تحت فشار جدار نازک معادلات انتگرالی جهت بهینه سازی فشار و سرعت نهایی استخراج نموده که از حل آنها در موارد خاص نمودارهای جالب توجهی در زمینه بهینه سازی ارائه شده است. همچنین رائو در دهه ۵۰ کارهای ارزشمندی درزمینه بهینه سازی نازلها انجام داده است. رائو با در نظر گرفتن فشار محیط و قوسی در ناحیه گلوگاهی نازل توسط روشهای عددی و متد مشخصه ها کانتور نازل پروفیل دار را تعیین نماید. با استفاده از روش متد مشخصه ها رائو توانست نازلی را طراحی نماید که بیشترین نیروی پیشران را نتیجه دهد. در مورد طراحی موتورهای سوخت جامد، تئوری نازل و روشهای تجربی طراحی آتشزنه های سوخت جامد Sutton راه حلهایی ارائه داده است. به عنوان مثال برای تعیین وزن مورد نیاز سوخت آتشزنه از مقدار حجم خالی موتور استفاده کرده است. باتوسعه کامپیوترها، نرم افزارهایی با قابلیتهای بالا درزمینه طراحی بهینه موشک سوخت جامد عرضه گردید. با پیشرفت تکنولوژی و توسعه این نرم افزارها درحال حاضر به نتایج ارزشمندی دست یافته شده است. در زیر به تعدادی کدها و نرم افزارهای طراحی بهینه اشاره شده است.

۱) **SPOC** : این نرم افزار که درشرکت تایکل آمریکا تدوین و توسعه یافته از نوع نرم افزارهای طراحی بهینه سیستمهای پیشرانه سوخت جامد است. قابلیت این کد در بهینه کردن وزن، هزینه، ایمپالس ویژه، نسبت ایمپالس به وزن موتور و ماکزیمم سازی سرعت نهایی موشک می باشد. همچنین در این کد از ۵ تکنولوژی برای گرین، ۶ تکنولوژی برای نازل و۳ تکنولوژی برای سروته محفظه استفاده شده است.

۲) **SGMDES** : نرم افزار طراحی بهینه بالستیک داخلی می باشد و معیار بهینه سازی آن ماکزیمم سازی ایمپالس ویژه می باشد و در آن از تکنولوژی نازل مخروطی وگرین ستاره و پوسته با سروته صاف وکروی استفاده گردیده است.

۳) **MIDAS** : نرم افزار طراحی کلی موشک است. این کد یک سیستم طراحی اتوماتیک سیستمهای موشکی می باشد. در این کد فرآیندهای متعدد طراحی موشکی در طیف وسیعی از تکنولوژیها انجام می گردد. گرافیک کامپیوتری قدرتمند و بانکهای اطلاعاتی قوی و توان طراحی انواع سیسمتهای پیشرانه و تکنولوژیهای وابسته موشکی از ویژگیهای این کد است که در طی مراحل توسعه موشک قابل استفاده است.

در این پایان نامه در فصل یک،ضمن بیان مشخصات کلی یک بوستر سوخت جامد،به دلایل استفاده از آنها و نیز تقسیم بندی انواع بوسترهای سوخت جامد پرداخته شده است.

در فصل دوم،مهمترین بوسترهای سوخت جامد ساخته شده در جهان به صورت مجزا مورد بررسی قرار گرفته است.

در فصل سوم،پارامترهای مؤثر در سیستم پیشران یک موتور سوخت جامد به همراه معادلات حاکم بر آنها ارائه شده است و در نهایت الگوریتم طراحی یک موتور سوخت جامد تدوین گردیده است.

در فصل چهارم، پس از بیان معادلات مورد نیاز برای یک شبیه‌سازی دو درجه آزادی حامل و قانون هدایتی حاکم بر آن، الگوریتم شبیه سازی دو درجه آزادی تدوین شده است.

در فصل پنجم با استفاده از مطالب ارائه شده در فصل سوم و چهارم، روند کلی طراحی بوسترهای جانبی برای یک حامل از پیش طراحی شده به منظور افرایش ارتفاع مداری و بار محموله آن ارائه گردیده است.

۲- معرفی بوسترهای سوخت جامد

۲-۱- پیش‌گفتار

بوسترهای جانبی به منظور افزایش انرژی حاملهای فضایی بکار گرفته می‌شوند. بدلیل اهمیت افزایش جرم محموله در هر پرتاب و تأثیر آن بر هزینه‌ی تمام شده‌ی مأموریت، ارتقاء تکنولوژی صنعت در این راستا بسیار مهم است. به طور کلی بوسترهای جانبی تراست برخاست بالایی را در یک بازه‌ی زمانی کوتاه تولید می‌کنند. ساختار بوسترها، نحوه‌ی اتصال و جدایش آنها بسته به نوع و نیازمندی‌های مأموریت تغییر می‌کند. بوسترهای سوخت جامد به دلیل قابلیت اطمینان بالا در موشک‌های غربی، ژاپنی و هندی به طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این فصل ساختار و دلایل انتخاب موتورهای سوخت جامد به عنوان بوسترهای جانبی آورده شده است.

۲-۲- دلایل استفاده از پیشرانه‌های سوخت جامد

موتورهای سوخت جامد به دلیل مزیت‌های فراوان، به طور گسترده‌ای در موشک‌های حامل مورد استفاده قرار می‌گیرند که در ذیل به آنها اشاره می‌گردد.

الف) عملیات حمل، نگهداری و پرتاب آسان

استفاده از موتورهای سوخت جامد سبب راحتی در انجام مأموریتهای فضایی می‌گردد. این نوع موتورهای را می‌توان چند ماه قبل از پرتاب آماده کرد و در مکانی با شرایط محیطی مطلوب نگهداری نمود. در طول عملیات پرتاب نیز ریسک عملیاتی کمی بر روی سکو دارند. به عنوان مثال بر روی سکو نیاز به پر کردن مخزن سوخت نیست. این خصوصیات همراه با روند استفاده از اکچویترهای الکترومکانیکی[۱] برای کنترل بردار تراست باعث دوری

---

۱. *EMA*

از مشکلات استفاده از سیستم‌های هیدرولیک فشار بالا می‌گردد. بوسترهای سوخت جامد تا حد زیادی به دلیل روشن شدن آنی[۱] آنها از کارائی بالایی برخوردارند. سهولت استفاده از موتورهای سوخت جامد سبب افزایش انگیزه در استفاده از این نوع سیستم پیشران نسبت به سیستم‌های دیگر گردیده است.

ب) قابلیت اطمینان بالا

چندین مفهوم صنعتی و قوانین طراحی بوسترهای سوخت جامد باعث ایجاد قابلیت اطمینان بالا گردیده است. در زیر به چند مورد آن اشاره شده است:

۱- داشتن قسمت‌های ثابت و بدون حرکت بجزء چند بخش کلی.

۲- سوخت گیری مکانیکی نسبتاً ساده با امکان تست و آزمایش آن.

۳- جدائی تابع محافظ حرارتی و تابع مکانیکی آن، بجزء برای بخش گلوگاه.

ج) چگالی بالا

جدول شماره‌ی یک مزیت طبیعی پیشرانه‌های سوخت جامد را در این زمینه نسبت به دیگر مواد پیشران، نشان می‌دهد:

جدول ۲-۱- مقایسه پیشرانه‌های سوخت جامد و مایع [۴]

نوع پیشران	HTPB SOLID	UDMH N2O4	LOX RP1	LOX LH2
چگالی	1.80	1.15	1.05	0.35
ضربه‌ی ویژه‌ی خلاء	310 s	340 s	360 s	460 s
چگالی × ضربه‌ی ویژه	558 s	391 s	378 s	161 s
نسبت حجمی[۲]	X	X 1.5	X 1.5	X 3

[۱] *plug and play* .

[۲] *Volume ratio* .

همانطور که در جدول مشاهده می‌شود، ضربه ویژه‌ی جرمی سوخت جامد کمتر از سوخت مایع است ولی ضربه ویژه حجمی آن بیشتر می‌باشد. برای مقایسه اگر بخواهیم به اندازه سوخت جامد، سوخت مایع UDMH/N2O4 یا LOX/RP1 را ذخیره کنیم، بایستی در حدود 50% حجم ذخیره را افزایش دهیم و اگر بخواهیم به همان اندازه سوخت LOX/LH2 را ذخیره نماییم بایستی به اندازه سه برابر حجم مورد نیاز برای سوخت جامد، سوخت مایع ذخیره کنیم. در مرحله اول حامل هنگامی که سوخت زیادی مورد نیاز است، این پارامتر برای طراحی حجم بزرگ یا کوچک حامل وارد عمل می‌شود که در ارتباط مستقیمی با هزینه حامل است. یعنی مخزن‌های سوخت بزرگ، نیاز به تجهیزات سازه‌ای عظیمی دارند که این مسئله هزینه را افزایش می‌دهد.

۲-۳- بوسترهای سوخت جامد جانبی

بوسترهای سوخت جامد به طور گسترده‌ای در موشک‌های حامل مورد استفاده قرار می‌گیرند. حاملهای فضایی به جهت استفاده از بوسترهای سوخت جامد به دو دسته‌ی کلی تقسیم می‌شوند:

۱- در حامل‌های سنگین از بوسترهای سوخت جامد به عنوان مرحله اول حامل بهره می‌برند؛ به عنوان مثال شاتل فضایی آمریکا، موشک حامل تیتان، H-II و آریان ۵ را می‌توان نام برد.

۲- در حامل‌های متوسط از بوسترهای سوخت جامد به عنوان موتور کمکی استفاده می‌کنند تا کارائی حامل را افزایش دهند. از این نوع حامل‌ها می‌توان دلتا ۴، اطلس ۵، آریان ۴ و دلتای ۲ را نام برد.

در موارد گفته شده، موتور سوخت جامد تراست زیادی نسبت به حجم خود تولید می‌کند. این نوع موتورها بدلیل سیستم استاتیک و اجزاء کم تشکیل دهنده‌ی آن‌ها قابلیت اطمینان بالایی دارند؛ و از نظر هزینه‌ی تمام شده برای سیستم پیشران موشک‌های بزرگ مقرون به صرفه هستند. در این بخش، ابتدا نگاهی اجمالی نسبت به بوسترهای سوخت جامد مورد استفاده در موشک‌ها، بین سالهای ۱۹۹۸-۲۰۰۲ می‌اندازیم و سپس موتورهای سوخت جامد را از نظر خصوصیات صنعتی و اطلاعات تولیدی مورد بررسی قرار می‌دهیم؛ در آخر نیز پارامترهای تأثیرگذار در طراحی این نوع موتورها آورده شده است.

۲-۴- موارد استفاده از موتورهای سوخت جامد

به طور کلی سه کارکرد را برای موتورهای سوخت جامد می‌توان بیان نمود:

۱- به عنوان مرحله اول که موشک‌های تیتان، آریان ۵، H-II و شاتل فضایی آمریکا از این نوع هستند.

۲- به عنوان بوستر جانبی[۱] که حامل‌های دلتای ۲، ۳، ۴ و اطلس ۵ از این نوع هستند.

۳- برای پرتاب حامل‌های کوچک که حامل‌های آتنا، تاروس، پگاسوس و M5 از این نوع هستند.

در زیر مشخصات کلی موتورهای سوخت جامد در ترکیب‌بندی‌های مختلف را توضیح می‌دهیم.

۲-۴-۱- موتور سوخت جامد به عنوان مرحله‌ی اول

جدول زیر مقدار تراست تولیدی بوسیله این دسته از موتورها نسبت به تراست کل حامل در مرحله اول را نشان می‌دهد:

جدول ۲-۲- درصد تراست تولیدی بوسترهای جانبی در زمان برخاست[۴]

LAUNCHER	SHUTTLE	TITAN 4B	ARIANE 5	H-II
S. R.M.	RSRM	SRMU	MPS	SRBA
% OF TAKE OFF THRUST	82 %	100 %	93 %	80 %

همانطور که می‌بینیم، بیشترین نیروی تراست در مرحله‌ی اول توسط بوسترها سوخت جامد تولید می‌شود. به همین دلیل می‌توان این بوسترها را به عنوان مرحله‌ی اول حامل در نظر گرفت. مزیت‌های بوسترهای سوخت جامد مورد استفاده در این گروه که باعث می‌شود آن را به عنوان مرحله‌ی اول در نظر گرفت، در ادامه آمده است:

الف) تراست بالا

موتورهای سوخت جامد بیشتر تراست مرحله اول در دو دقیقه اول پرواز حامل‌های سنگین را تولید می‌کنند. بین نرخ سوزش پیشران و تراست بهینه در طول مرحله اول تناسب وجود دارد.

---

[۱] *Strap on*.

ب) تراست قابل تنظیم

انواع مختلف طراحی گرین[۱] یا همان طراحی شکل سوخت درون موتور، امکان رسیدن به تراست بهینه را فـراهم می‌آورد. بدست آوردن محدوده‌ی تراست برای غلبه بر ماکزیمم فشار دینامیکی در طراحی الزامی است.

ج) تراست قابل تجدید[۲]

در صورت بازیابی موتور از آن می‌توان برای دفعات بعد نیز استفاده نمود.

۲-۴-۲- موتورهای سوخت جامد به عنوان بوسترهای جانبی

ساختار بعضی از حامل‌ها بصورت مرحله‌ی اول سوخت مایع[۳]، با بوسترهای جانبی اضافه شـده بـه آن مـی‌باشـد. حامل‌های حامل آریان ۴، دلتای ۲ و ۴ و اطلس ۵ بر همین اساس ساخته شده‌اند. جدول زیر مزیت‌های اسـتفاده از این ساختار را به خوبی نشان می‌دهد:

جدول ۲-۳- مزیت استفاده از بوسترها جانبی[۴]

نوع حامل	آریان ۴	دلتا ۴	اطلس ۵
نام حامل اصلی بدون استفاده از بوسترهای جانبی	**42 L**	**M+ (5,2)**	**521**
درصد افزایش عملکرد حامل به مدار GTO	**+21 %**	**+ 41 %**	**+ 27 %**
نام حامل با استفاده از دو بوستر جانبی کمکی	**44 LP**	**M+ (5,4)**	**541**

همانطور که در جدول دیده می‌شود با افزودن بوسترهای جانبی به این نوع حامـل‌هـا عملکـرد آنهـا تـا حـد زیـادی افزایش می‌یابد. این بوسترها در زمان برخاست یا اندکی پس از آن روشن می‌شوند. همانطور که در جـدول ملاحظـه می‌شود با افزودن دو بوستر کمکی سوخت جامد به حامل عملکرد آن بین ۲۰ تا ۴۰ درصـد افـزایش مـی‌یابـد. ایـن مسئله نشان می‌دهد که میزان تراست در لحظه برخاست حامل پارامتر مشتقی مهمی بـرای عملکـرد حامـل اسـت. اگرچه افزودن موتور به حامل هزینه‌ی بالایی در بر دارد ولی نسبت هزینه به عملکرد کلی به طور قابـل ملاحظـه‌ای

---

۱. *grain*

۲. *reproducible thrust*

۳. *central liquid core*