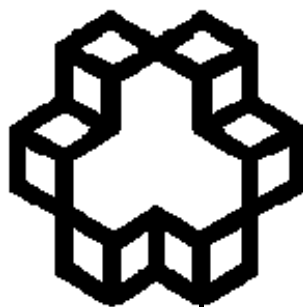




دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

عنوان پروژه:

تدوین الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره‌برهای چندمرحله‌ای یکبار مصرف

استاد راهنما:

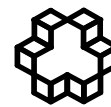
دکتر حسن کریمی مزرعه‌شاهی

نگارش:

سید علی ناصری

تابستان ۱۳۸۹

تقدیم بہ پدر و مادر عزیزم
کہ آنچہ دارم از آنان است.



تأییدیه هیأت داوران

شماره:

تاریخ:

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

تدوین الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره برهای چند مرحله ای یکبار مصرف

توسط آقای سید علی ناصری، صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه کارشناسی رشته مهندسی هوافضا در تاریخ ۱۳۸۹/۵/۲۷ مورد تأیید قرار می دهند.

امضاء

جناب آقای دکتر حسن کریمی مزرعه شاهی

۱- استاد راهنمای

امضاء

جناب آقای دکتر مهران میرشمس

۲- ممتحن داخلی

امضاء

جناب آقای دکتر علیرضا نوین زاده

۳- ممتحن داخلی



تاسیس ۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

شماره:

تاریخ:

اظهارنامه دانشجو

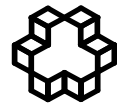
اینجانب سید علی ناصری دانشجوی کارشناسی رشته مهندسی هوافضا دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی گواهی می‌نمایم که تحقیقات ارائه شده در پایان‌نامه با عنوان

تدوین الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره‌برهای چندمرحله‌ای یکبارمصرف

با راهنمایی استاد محترم جناب آقای دکتر حسن کریمی مزرعه‌شاهی، توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت وصال 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 پایان‌نامه 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:



حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

شماره:

تاریخ:

- ۱- حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد.
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 می باشد 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 نمی باشد.

*** توجه:**

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

تقدیر و تشکر

در اینجا از استاد ارجمندم، جناب آقای دکتر حسن کریمی مزرعه‌شاهی، به پاس راهنمایی‌هایی که در طول این پروژه و همچنین دوران تحصیلم به اینجانب ارائه نموده‌اند، قدردانی می‌نمایم. همچنین باید از آقای مهندس احسان الله طهماسبی به خاطر راهنمایی‌هایشان در رابطه با این پروژه، از سرکار خانم مینا جهانمردی به خاطر همکاری در تهیه پایگاه داده موتورهای و همچنین سایر دوستانی که در تهیه این پروژه اینجانب را یاری دادند تشکر می‌نمایم. امیدوارم که در آینده بتوانم زحمات آنان را پاسخ دهم.

چکیده

هدف این گزارش ارائه الگوریتمی برای طراحی مفهومی ماهواره‌برهای چندمرحله‌ای یکبارمصرف می‌باشد. با توجه به اهمیت استراتژیک حضور در فضا و نیاز به ماهواره‌برها به منظور حصول این امر، طراحی ماهواره‌برها اهمیت زیادی یافته است. معمولاً مرحله طراحی مفهومی بیشترین اثر را بر نتایج نهایی طراحی و هزینه‌ها دارد. در نتیجه ارائه مدل‌های دقیق و ساده به منظور انجام طراحی مفهومی ماهواره‌برها از اهمیت خاصی برخوردار است. در این گزارش چندین مدل مختلف که در طراحی مفهومی ماهواره‌برهای یکبارمصرف استفاده می‌شوند، معرفی می‌گردند. در کنار این مدل‌ها برخی مسائل مربوط به فناوری ماهواره‌برهای یک-بارمصرف نیز معرفی می‌شوند. با استفاده از مدل‌های معرفی شده، یک الگوریتم برای طراحی مفهومی ماهواره‌بر ارائه شده و نتایج آن با طرح واقعی مقایسه شده است.

کلمات کلیدی:

طراحی ماهواره‌بر - طراحی اجسام پرنده - ماهواره‌برهای یکبارمصرف - سیستم‌های سوخت مایع - طراحی مفهومی - ماهواره‌برهای چندمرحله‌ای

فهرست موضوعی

چکیده	۱
مقدمه	۸
۱-۱. تاریخچه	۹
۱-۲. فعالیت های پیشین در رابطه با طراحی ماهواره بر	۹
۱-۳. مروری بر بخشهای این گزارش	۱۰
آشنایی با طراحی سامانه ماهواره بر	۱۱
۲-۱. چرخه عمر ماهواره برها	۱۳
۲-۲. فرآیند طراحی ماهواره بر	۱۵
۲-۳. استفاده از طرح های مشابه	۱۵
۲-۴. بررسی کلی سامانه ماهواره بر	۱۶
۲-۴-۱. مرحله بندی	۱۸
۲-۴-۲. زیرسیستم های یک سامانه ماهواره بر	۱۹
۲-۴-۳. شکست ماهواره برها	۲۲
۲-۵. چرخه طراحی	۲۳
۲-۶. مراجع	۲۸
تعیین ابعاد اولیه	۲۹
۳-۱. مأموریت معیار	۳۱
۳-۲. پارامترهای تعیین ابعاد ماهواره بر	۳۲
۳-۳. تعیین ابعاد ماهواره بر با توجه به نیازمندی های اولیه	۳۴
۳-۳-۱. تعیین اختلاف سرعت مورد نیاز	۳۴
۳-۳-۲. جرم راکت به روش تفکیک جرم ها	۳۹

۴۰	۳-۳-۳. معادله راکت
۴۴	۳-۴. آنالیز حساسیت
۴۶	۱-۵. بهینه سازی مراحل یک راکت چند مرحله ای
۴۷	۱-۶. تعیین ابعاد اولیه
۴۹	۳-۷. موارد متفرقه
۵۲	۳-۸. خلاصه الگوریتم تعیین ابعاد اولیه ماهواره بر
۵۴	۳-۹. مراجع
۵۵	تعیین پیکربندی
۵۶	۴-۱. پیکربندی ماهواره برهای یکبارمصرف
۵۶	۴-۱-۱. پیکربندی سری
۵۶	۴-۱-۱. پیکربندی خوشه ای
۵۸	۴-۲. انتخاب سیستم پیشران
۶۰	۴-۲-۱. نوع سیستم پیشران
۶۹	۴-۲-۲. خواص اصلی سیستم های پیشرانی
۷۲	۴-۲-۳. خوشه بندی موتورها
۷۳	۴-۳. موتورهای سوخت مایع
۷۴	۴-۳-۱. تعیین ابعاد ابتدایی موتورهای سوخت مایع
۸۵	۴-۳-۲. تعیین سیکل موتور
۸۹	۴-۳-۳. تعیین روش خنک کاری
۹۰	۴-۳-۴. تعیین فشار مورد نیاز موتور و سیستم تغذیه
۱۰۶	۴-۳-۵. طراحی و تعیین ابعاد اجزای سیستم
۱۳۴	۴-۳-۶. توربوپمپ
۱۵۲	۴-۴. سیستم ذخیره سوخت و سوخت رسانی در موتورهای سوخت مایع
۱۵۳	۴-۴-۱. میزان سوخت و اکسید کننده مورد نیاز

- ۴-۴-۲. حجم مخزن ۱۵۳
- ۴-۴-۳. شکل و نحوه قرارگیری مخازن ۱۵۴
- ۴-۴-۴. بررسی های سازه ای ۱۵۷
- ۴-۴-۴. عایق کاری مخزن ۱۷۳
- ۴-۴-۶. مسائل خاص در طراحی مخازن برای پیشران قابل ذخیره ۱۷۵
- ۴-۴-۷. مسائل خاص در طراحی مخازن برای پیشران سرمازا ۱۷۶
- ۴-۴-۸. وسایل دفع پیشران ۱۷۶
- ۴-۵. سیستم فشارگذاری ۱۸۳
- ۴-۵-۱. فشارگذاری با استفاده از گاز ذخیره شده ۱۸۴
- ۴-۵-۲. فشارگذاری اتوجنس (دمش شیمیایی) ۱۸۷
- ۴-۶. سیستم سوخت رسانی ۱۸۷
- ۴-۷. تخمین وزن سیستم کنترل بردار نیروی پیشران و وضعیت ۱۹۰
- ۴-۸. رام های موتور ۱۹۰
- ۴-۹. موتورهای سوخت جامد ۱۹۰
- ۴-۱۰. بررسی های سازه های دیگر ۱۹۱
- ۴-۱۰-۱. قفسه دم ۱۹۱
- ۴-۱۰-۳. جدایش و تجهیزات آن ۱۹۱
- ۴-۱۰-۴. پوشش محموله ۱۹۲
- ۴-۱۱. نکات تکمیلی در مورد طول و قطر ماهواره بر ۱۹۴
- ۴-۱۲. منابع انرژی جانبی ۱۹۵
- ۴-۱۳. خلاصه تعیین پیکربندی ۱۹۵
- ۴-۱۴. مراجع ۱۹۶
- نیروهای وارد بر ماهواره بر و شبیه سازی پرواز ۱۹۸
- ۵-۱. مدل اتمسفر ۱۹۹

۵-۲. تخمین خواص آیرودینامیکی.....	۲۰۳
۵-۲-۱. نیروی پسا.....	۲۰۳
۵-۲-۲. ضریب برآ.....	۲۰۴
۵-۲-۳. ضریب ممان.....	۲۰۵
۵-۲-۴. نیروهای آیرودینامیکی در شبیه سازی دو درجه آزادی.....	۲۰۵
۵-۲-۵. شبیه سازی های سه و شش درجه آزادی.....	۲۰۵
۵-۲-۶. محاسبه نیروهای آیرودینامیکی.....	۲۰۵
۵-۳. شرایط محیطی مؤثر بر ماهواره بر.....	۲۰۹
۵-۳-۱. تابش آفتاب.....	۲۰۹
۵-۳-۲. سرعت باد.....	۲۰۹
۵-۳-۳. گرد و غبار و مواد خارجی.....	۲۱۰
۵-۳-۴. بارهای حمل و نقل.....	۲۱۰
۵-۴. شبیه سازی پرواز.....	۲۱۱
۵-۴-۱. دستگاههای مختصات به کار رفته.....	۲۱۱
۵-۴-۲. معادلات پرواز ماهوارهبر.....	۲۱۳
۵-۴-۲-۳. قوانین نیوتن.....	۲۱۶
۵-۴-۳. هدایت و مسیریابی.....	۲۲۳
۵-۴-۴. سخت افزار هدایت و ناوبری.....	۲۳۰
۵-۵. محاسبات مداری.....	۲۳۲
۵-۵-۱. مروری بر مدارات در صفحه.....	۲۳۲
۵-۵-۲. مدارها در سه بعد.....	۲۳۷
۵-۵-۳. روش های تزریق مداری.....	۲۴۰
۵-۷. خلاصه روند شبیه سازی پرواز.....	۲۴۱
۵-۸. مراجع.....	۲۴۳

تحلیل سازه و بررسی های پایداری و کنترل	۲۴۴
۶-۱. تخمین وزن اجزاء، تعیین مرکز جرم و تعیین ممان اینرسی ها	۲۴۵
۶-۱-۱. تخمین وزن اجزاء	۲۴۵
۶-۱-۲. مرکز جرم و جابجایی آن	۲۴۵
۶-۱-۳. تعیین ممان اینرسی ها	۲۴۶
۶-۱-۴. تعیین مرکز فشار	۲۵۱
۶-۲. آنالیز سازه ای	۲۵۱
۶-۳. آنالیز پایداری و کنترل	۲۵۸
۶-۳-۱. شرایط پایداری استاتیکی	۲۵۸
۶-۳-۲. کنترل وضعیت سامانه ماهواره بر	۲۵۹
۶-۳-۳. روش کلی ساینزینگ سیستم های کنترلی	۲۶۷
۶-۳-۴. روش های کنترل وضعیت ماهواره بر	۲۶۸
۶-۴. مراجع	۲۸۳
نتایج	۲۸۴
۷-۱. اعتبارسنجی	۲۸۵
۷-۲. پیشنهاداتی برای پیشرفت این برنامه و کارهای آتی	۲۸۸
۷-۳. مراجع	۲۸۹
پیوستها	۲۹۰
پیوست الف. مواد سازهای	۲۹۱
خواص میانگین مواد به کار رفته در ساخت مخازن	۲۹۱
مواد به کار رفته در ساخت موتور و مخازن، اطلاعات دقیق	۲۹۱
پیوست ب: اطلاعات مواد سوختی	۲۹۵
پیوست ج: روش های ریاضی مورد نیاز	۳۰۰
بهینه سازی با استفاده از ضرایب لاگرانژ	۳۰۰

روش رونگ-کوتا مرتبه ۴ جهت حل معادلات دیفرانسیل مرتبه ۱ ۳۰۰

مراجع پیوست ۳۰۲

فصل اول

مقدمه

در این پایان‌نامه، هدف ارائه برخی مدل‌ها با قابلیت به کارگیری در طراحی مفهومی و استفاده از این مدل‌ها به منظور ارائه یک الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره‌بر است.

۱-۱. تاریخچه

تاریخچه ماهواره‌برها به جنگ جهانی دوم و ایجاد اولین موشک دوربرد توسط نیروهای آلمان نازی با نام V-2 باز می‌گردد. فناوری اولیه ساخت ماهواره‌بر در کشورهای روسیه و آمریکا بر مبنای موشک‌های استراتژیک دوربرد آن‌ها بوده است. پس از جنگ جهانی، تیم طراح V-2 در کشورهای شوروی و آمریکا مستقر شده و به صورت جداگانه به طراحی موشک و ماهواره‌برها با توجه به فناوری موجود در کشور مربوطه پرداختند. به مرور زمان، برنامه‌های تحقیقاتی انجام شده در این کشورها منجر شد که فناوری‌های متفاوت در طرح‌های هر دو کشور دیده شود.

با گسترش اهمیت فضا، تیم‌های طراحی شرکت‌های غیرنظامی نیز به طراحی ماهواره‌برهایی برای مصارف غیرنظامی پرداختند. جالب توجه است که تفاوت‌های زیادی در ماهواره‌برهای بر مبنای موشک‌های نظامی و آن‌هایی که از ابتدا به منظور مصارف فضایی طراحی شده‌اند دیده می‌شود.

در حال حاضر کشورهای آمریکا، روسیه، اتحادیه اروپا، چین، هند، ژاپن، اسرائیل، ایران و کره شمالی قابلیت ساخت ماهواره‌بر را دارند. کشورهای رومانی، آرژانتین، برزیل، کره جنوبی و آفریقای جنوبی نیز در حال فعالیت به منظور رسیدن به این فناوری هستند.

پژوهش‌های اصلی فعلی در کشورهای هند، آمریکا، روسیه، ژاپن، اروپا و چین در جهت کاهش هزینه‌های پرتاب ماهواره‌برها قرار دارد. باقی کشورها در حال توسعه فناوری خود برای رسیدن به این چند کشور پیشرو هستند.

۱-۲. فعالیت‌های پیشین در رابطه با طراحی ماهواره‌بر

مبانی پرواز فضایی توسط هرمن اوبرت^۱ آلمانی، کنستانتین تسولکوفسکی^۲ روسی و رابرت گدارد^۳ آمریکایی پایه‌گذاری شد. به خصوص، تسولکوفسکی روابط اولیه پرواز برای رسیدن به فضا را اثبات کرد. در طی سال‌های بعد از جنگ جهانی دوم، حجم عظیمی از تحقیقات در زمینه پروازهای فضایی انجام گرفت. نتایج این تحقیقات و بسیاری از مدل‌های ساده ارائه شده در حال حاضر در پایگاه داده سازمان هوافضای ملی آمریکا (ناسا) در دسترس می‌باشد. بسیاری از این مدل‌ها برای طراحی مفهومی مناسب بوده و هنوز هم مورد استفاده قرار می‌گیرند.

^۱ Herman Obert

^۲ Constantine Tsiolkovsky

^۳ Robert Goddard

از نظر آکادمیک، فعالیت‌های زیادی بر روی طراحی ماهواره‌برها انجام می‌شود. گرچه تمرکز فعلی مراکز دانشگاهی در جهان بر روی طراحی ماهواره‌برهای چندبارمصرف است، برخی فعالیت‌های آنان بر روی اراده مدل‌های ساده برای طراحی ماهواره‌برهای یکبارمصرف است. به عنوان نمونه می‌توان به فعالیت‌های آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه جورجیاتک و همچنین آزمایشگاه تحقیقات فضایی دانشگاه مریلند آمریکا اشاره کرد.

با وجود آن که برخی کتب تا حدی مدل‌های اولیه لازم برای طراحی مفهومی ماهواره‌بر را ارائه می‌دهند، هنوز نیز برخی مدل‌ها وجود دارند که کمتر کتابی به آن‌ها می‌پردازد. از منابع خوبی که می‌توان در طراحی ماهواره‌برها از آن‌ها نام برد، کتابچه طراحی موشک شرکت ون نوسترند^۴، کتاب سیستم‌های حمل و نقل فضایی^۵ از هاموند و هندبوک مهندسی فضایی انتشارات مک‌گراهِیل^۶ هستند. نکته جالب توجه، هم‌پوشانی کتب پیشرانشی و باقی کتب در این زمینه است بدین معنی که بسیاری از مباحث لازم در زمینه طراحی مفهومی ماهواره‌برها در کتب پیشرانشی یافت می‌شوند.

۳-۱. مروری بر بخش‌های این گزارش

روند مطالب ذکر شده در این گزارش به شرح آمده است. در فصل اول مقدمه‌ای بر طراحی ماهواره‌برها ارائه شده است. فصل دوم به بررسی پروسه طراحی، طبقه بندی ماهواره‌برها و معرفی زیرسیستم‌های آن‌ها می‌پردازد. در فصل سوم روش‌هایی به منظور سایزینگ اولیه ماهواره‌بر ارائه می‌شود. این سایزینگ اولیه در واقع نقطه شروع طراحی مفهومی است. در فصل چهارم روش‌های تعیین پیکربندی ماهواره‌برها ارائه می‌شود. در این گزارش بیشتر به سیستم‌های پیشرانش با پیشران مایع اشاره شده است، گرچه می‌توان این روش‌ها را برای سوسستم‌های پیشران جامد نیز بسط داد. در همین زمینه مرجعی جهت مطالعه بیشتر ارائه شده است. دلیل تأکید بر سیستم‌های پیشران مایع، کاربرد بیشتر و عملکرد بالاتر آن‌ها است. در فصل پنجم نیروها و ممان‌های وارده بر ماهواره‌بر در طول پرواز معرفی شده و مسیر پرواز و شبیه‌سازی پرواز معرفی می‌شوند. در فصل ششم، با استفاده از نتایج شبیه‌سازی پرواز، سازه تحلیل مجدد شده و تغییرات لازم در آن صورت می‌گیرد. همچنین المان‌های کنترلی در این فصل معرفی شده و روش‌هایی برای طراحی آن‌ها ارائه می‌شود. فصل هفتم به ارائه نتایج نمونه یک ماهواره‌بر می‌پردازد که به منظور اعتبارسنجی روش‌های ارائه شده استفاده شده است. پیوست‌ها شامل لیست مواد پیشران مایع، خواص مواد سازه‌ای و روش‌های ریاضی به کار رفته است. همچنین در مواردی، برخی فناوری‌های ماهواره‌برها که بیشتر به طراحی اولیه مربوط هستند نیز معرفی شده‌اند.

⁴ Missile Engineering Handbook by D. Van Nostrand Company, Inc.

⁵ Space Transportation: A systems Approach to Analysis and Design by Walter Hammond

⁶ Handbook of Astronautical Engineering, McGraw Hill publications

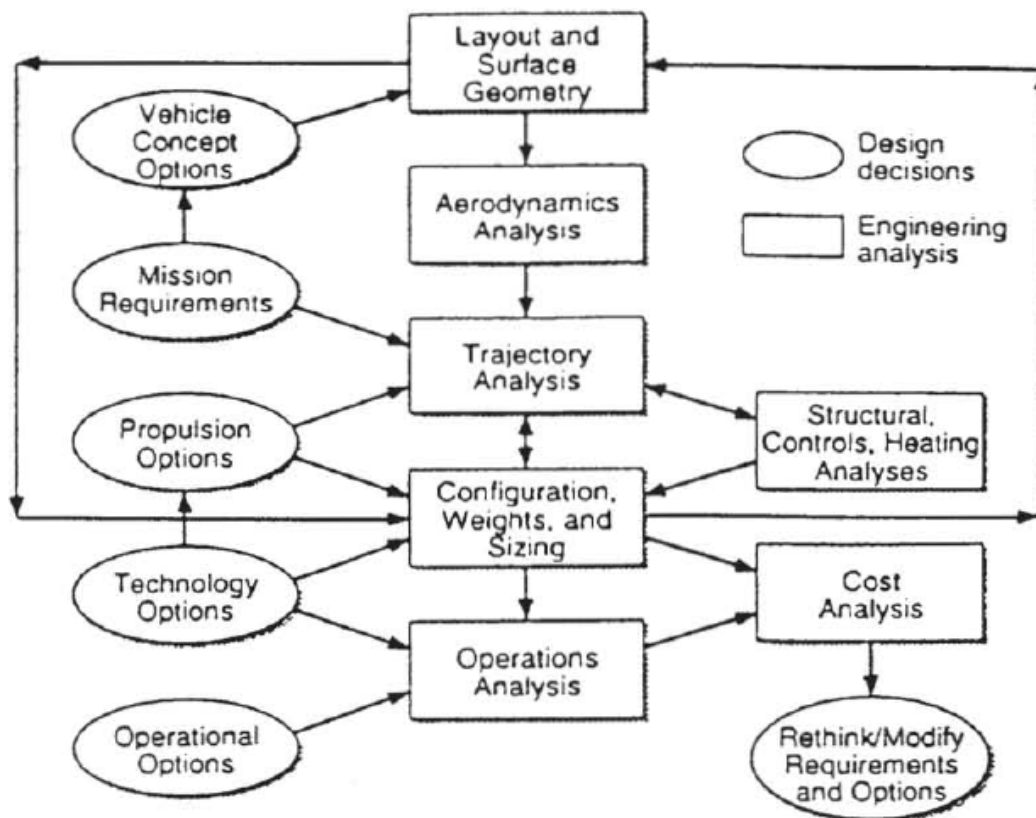
فصل دوم

آشنایی با طراحی سامانه ماهواره‌بر

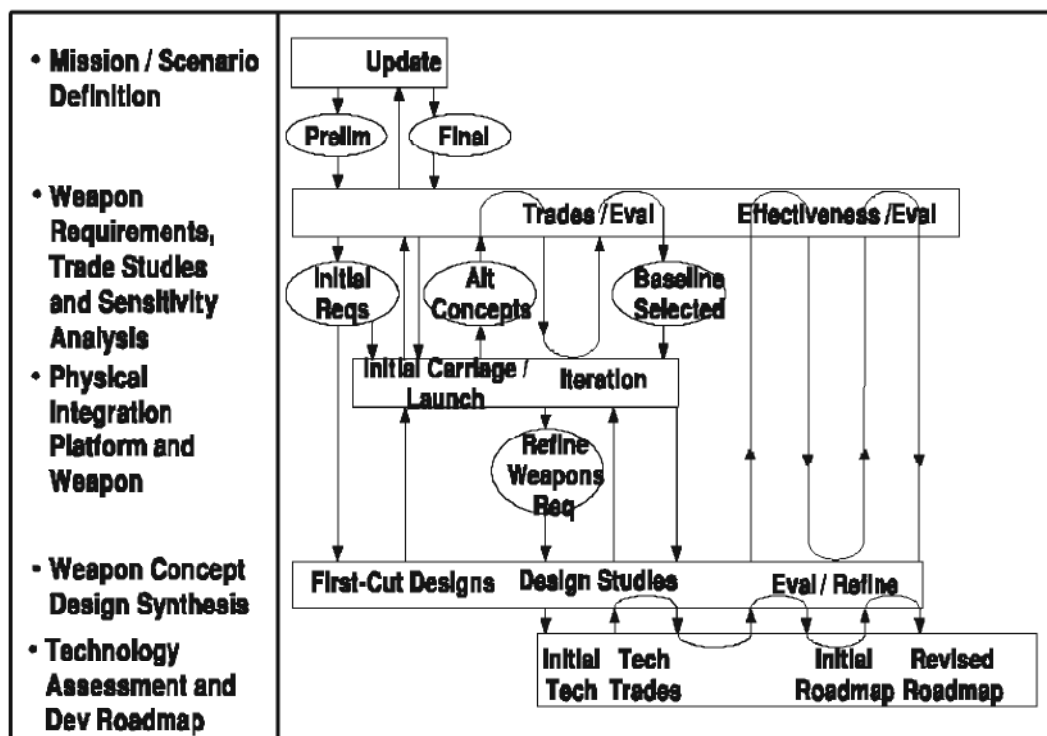
فرآیند طراحی سیستم‌های فضایی و ماهواره‌برها با توجه به نبود قوانین مدون و عدم دسترسی به تجربیات قبلی انجام شده، از پیچیدگی‌های خاصی برخوردار است.

همانند هر سامانه پیچیده دیگر، طراحی ماهواره‌برها نیز در سه مرحله طراحی مفهومی، طراحی اولیه و طراحی جزئی صورت می‌پذیرد. باید توجه داشت که طراحی تنها بخشی از چرخه عمر ماهواره‌برها را تشکیل می‌دهد و بخش زیادی از عمر این سامانه‌ها به هماهنگ‌سازی محموله‌ها با آن‌ها و توسعه این سامانه‌ها می‌گذرد.

روش‌های مختلفی برای طراحی این سامانه‌ها وجود دارد که در کل شامل طراحی زیرسیستم‌های مختلف است. این چرخه‌ها در هر مرحله از طراحی با عمق متناسب با آن مرحله تکرار می‌شوند. نمونه‌های چرخه‌های مختلف در مراجع آمده است. دو نمونه از این چرخه‌ها در شکل‌های ۲-۱ و ۲-۲ آمده است.



شکل ۲-۱: فرآیند طراحی مفهومی ماهواره‌بر (۱)



شکل ۲-۲. فرآیند طراحی یک موشک تاکتیکی (۲)

۲-۱. چرخه عمر ماهواره‌برها

چرخه عمر مراحل مشخصی را نشان می‌دهد که یک سامانه در طول عمر خود طی می‌کند. این مراحل از طراحی شروع شده و به از بین بردن زباله‌های سیستم ختم می‌شود. شکل‌های ۲-۳ و ۲-۴ چرخه عمر معمول سامانه‌های هوافضایی را نشان می‌دهد.

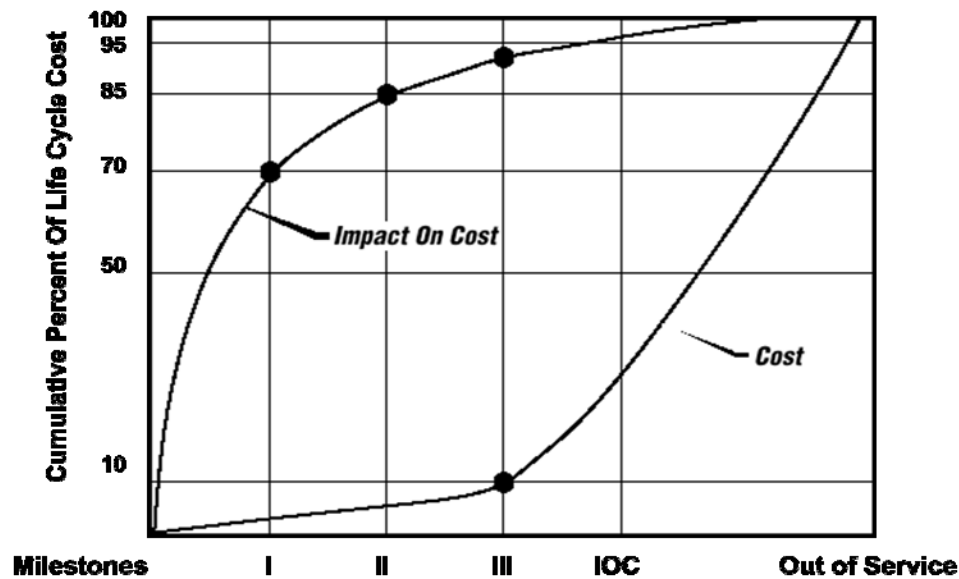
همانگونه که شکل ۲-۴ نشان می‌دهد، چرخه عمر به ۴ بخش اصلی به قرار زیر تقسیم می‌شود (۳):

- تحقیق، توسعه، تست و ارزیابی^۷

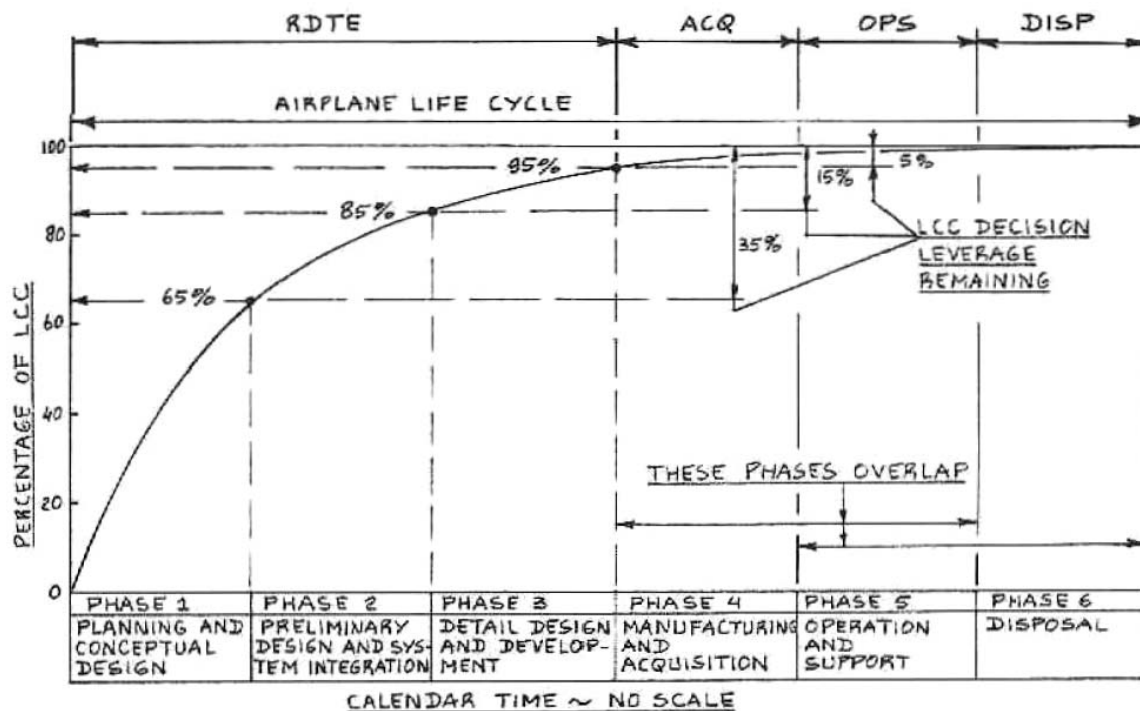
این مرحله که خود فازهای طراحی مفهومی، طراحی اولیه و طراحی دقیق را در بر می‌گیرد، تنها ۱۰ درصد از کل بودجه را نیاز دارد اما ۹۵ درصد هزینه‌های چرخه عمر را قفل می‌کند.

- تولید و استفاده
- عملیات و پشتیبانی
- از بین بردن زباله‌ها

^۷ Research, Development, Test and Evaluation (RDTE)



شکل ۲-۳: چرخه عمر یک سامانه هوافضایی (۳)



شکل ۲-۴: چرخه عمر سامانه‌های هوافضایی (۴)

یکی از برآوردهای مهم به هنگام طراحی محصول، برآورد هزینه است. معمولاً هزینه‌های یک سامانه را در چرخه عمر بررسی می‌کنند زیرا این امکان را ایجاد می‌کند تا تمامی هزینه‌ها در نظر گرفته شود. همانگونه که شکل ۲-۴ نیز نشان می‌دهد، طراحی مفهومی حدود ۶۵٪ هزینه‌هایی که یک سامانه در چرخه عمر خود نیاز دارد را تعیین می‌کند. با توجه به شکل ۲-۳ کمتر از ۵ درصد کل هزینه‌ها در مرحله طراحی مفهومی

خرج می‌شود. این نشان دهنده اهمیت طراحی مفهومی در کاهش هزینه‌هاست. معمولاً تصمیمات اولیه اتخاذ شده محرک‌های هزینه هستند و بر هزینه بسیار مؤثرند. طراحی مفهومی خود حدود ۳ تا ۹ ماه وقت می‌گیرد.

۲-۲. فرآیند طراحی ماهواره‌بر

به منظور شروع به طراحی ماهواره‌بر جدید، ابتدا باید نیازمندی‌هایی برای طراحی بر مبنای نیاز بازار یا نیاز کاربر خاص (نیروهای نظامی یا سازمان فضایی) به وجود آیند. چنین نیازمندی‌هایی معمولاً شامل موارد زیر هستند:

- نوع محموله معیار
 - نوع محموله از نظر حساسیت و میزان طبقه‌بندی پروژه تعیین می‌شود.
 - ابعاد و وزن محموله معیار
 - مشخصات مدار معیار
 - نوع خاص فناوری‌هایی که باید به کار بروند
- مثلاً ممکن است که خواسته شود از نوعی موتور خاص در طرح استفاده شود.

در موارد بالا دلیل استفاده از واژه معیار این است که معمولاً ماهواره‌بر بر مبنای یک نیازمندی خاص طراحی می‌شود، اما قابلیت انجام گستره‌ای از مأموریت‌ها را با تغییرات جزئی داراست. همچنین گاهی اوقات نیازمندی‌های جزئی دیگری نیز داده می‌شوند که بر جنبه‌های مشخصی از طرح مؤثر هستند. برای نمونه ممکن است دقت تزریق یا پارامترهای دیگری نیز داده شوند.

۲-۳. استفاده از طرح‌های مشابه

در ابتدای چرخه طراحی کلاسیک باید یک مطالعه وسیع آماری بر روی سیستم‌های با مشخصات مشابه انجام گیرد و مواردی که بیشترین شباهت را دارند در یک پایگاه داده جمع‌آوری شوند. این داده‌ها به منظور

تصحیح نتایج طراحی به کار می‌روند. در اینجا فرض ما بر این است که طرح‌های مشابه تا حدی بهینه هستند، پس نباید نتایج ما خیلی از ماکزیمم و مینیمم آن‌ها خارج شود.

یکی از فعالیت‌هایی که در طراحی مورد استفاده قرار می‌گیرد، انتخاب یک طرح مشابه به عنوان معیار اولیه طراحی^۸ است. این طرح باید طرحی باشد که ماکزیمم اطلاعات (شامل مسیر پرواز، نیروی‌های آیرودینامیکی و ...) در مورد آن وجود دارد و همچنین فناوری مورد نیاز برای ساخت آن نیز موجود است. در این صورت این طرح به عنوان معیار اولیه وارد چرخه طراحی شده و متناسب با مأموریت تغییراتی در آن داده می‌شود. استفاده از این طرح اولیه منجر به سرعت و دقت بیشتر در طراحی می‌شود. خواص این طرح اولیه را می‌توان تا ۵۰ درصد برون‌یابی کرد. نکته قابل توجه در استفاده از طرح اولیه این است که نباید این طرح جلوی خلاقیت در طراحی را بگیرد و ما را محدود کند. از اطلاعات موجود در رابطه با طرح اولیه به منظور تصحیح نتایج بررسی‌ها استفاده می‌شود. دلیل این امر این است که داده‌های موجود برای طرح اولیه حاصل تست بوده و دقیق‌ترند. این تصحیح به صورت زیر است (۲):

$$P_{CD,C} = \frac{P_{B,C}}{P_{B,U}} P_{CD,U} \quad (2-1)$$

که در آن $P_{CD,C}$ پارامتر تصحیح شده طراحی مفهومی، $P_{B,C}$ اطلاعات واقعی طرح اولیه، $P_{B,U}$ اطلاعات محاسبه شده طرح اولیه (بر مبنای مدل استفاده شده برای طراحی مفهومی) و $P_{CD,U}$ اطلاعات طراحی مفهومی محاسبه شده است.

۲-۴. بررسی کلی سامانه ماهواره‌بر

ماهواره‌برها را بر اساس معیارهای متفاوتی می‌توان تقسیم‌بندی کرد. کلی‌ترین تقسیم‌بندی بر مبنای تعداد دفعات استفاده صورت می‌گیرد.

- ماهواره‌برهای یک‌بارمصرف^۹

^۸ Baseline Design

^۹ Expandable launch Vehicles

این ماهواره‌برها تنها یک‌بار قابلیت استفاده دارند. البته برخی اجزا مانند مخازن آن‌ها پس از تعمیرات اساسی قابل استفاده مجدد هستند. اکثر سیستم‌های حمل و نقل فضایی فعلی از این نوع هستند.

- ماهواره‌برهای با قابلیت استفاده مجدد^{۱۰} (چندبار مصرف)

این ماهواره‌برها کاملاً قابلیت استفاده مجدد را دارند و تنها نیاز به تعمیرات جزئی به این منظور دارند. هنوز نمونه عملیاتی چنین ماهواره‌برهایی ساخته نشده اما فناوری‌های مورد نیاز در مراحل نهایی آزمایش قرار دارند. در این سیستم‌ها هم خواصی از هواپیما به چشم می‌خورد و هم سامانه‌های یکبارمصرف.

- سیستم‌های نیمه چندبار مصرف^{۱۱}

این سیستم‌های دارای بخش‌هایی هستند که برای استفاده مجدد نیاز به تعمیر اساسی دارند، در حالی که بخشی دیگر از آن‌ها قابلیت استفاده مجدد با تعمیرات جزئی را داراست. شاتل‌های فضایی آمریکا و بوران روسی نمونه چنین سیستم‌هایی هستند. بخشی از این سیستم‌ها هم قابلیت‌های هواپیما را دارند و هم قابلیت‌های سیستم‌های فضایی را که به آن بخش مداری^{۱۲} می‌گویند.

طبقه‌بندی مهم دیگری نیز وجود دارد که بر مبنای وزن محموله است. جدول ۱-۲ این تقسیم‌بندی را نشان می‌دهد. در طبقه‌بندی وزنی ماهواره‌برها، گاهی اوقات ماهواره‌برهای بزرگ و سنگین را یک گروه در نظر می‌گیرند. سازمان فضایی اروپا از چنین استاندارد در گزارشات داخلی خود استفاده می‌کند.

جدول ۱-۲: طبقه‌بندی ماهواره‌برها بر مبنای جرم محموله (۵)

نام گروه	ظرفیت مدارهای پایین ^{۱۳} (کیلوگرم)	ظرفیت مدار انتقال به مدار زمین ثابت ^{۱۴} (کیلوگرم)
ماهواره‌برهای کوچک	<۲۰۰۰	<۱۰۰۰
ماهواره‌برهای متوسط	۲۰۰۰-۵۰۰۰	۱۰۰۰-۲۰۰۰
ماهواره‌برهای بزرگ	۵۰۰۰-۱۰۰۰۰	۲۰۰۰-۵۰۰۰
ماهواره‌برهای سنگین	>۱۰۰۰	>۵۰۰۰

^{۱۰} Reusable Launch Vehicles

^{۱۱} Semi-reusable Launch Vehicles

^{۱۲} Orbiter

^{۱۳} Low Earth Orbit (LEO)

^{۱۴} Geostationary Transfer Orbit (GTO)

طبقه‌بندی دیگر بر مبنای نوع مواد سوختی مصرفی، وزن، قابلیت‌های عملکردی و نوع پیکربندی صورت می‌گیرد. توضیحاتی در این زمینه‌ها در فصول بعدی خواهد آمد. در ادامه به معرفی کلی زیرسیستم‌های یک سامانه ماهواره‌بر خواهیم پرداخت.

۲-۴-۱. مرحله بندی

در راکت‌های چند مرحله‌ای به روش‌های مختلف می‌توان مرحله‌بندی را انجام داد. هر مرحله شامل یک سیستم پیشرانش، سازه و محموله است. توجه شود که با افزایش تعداد مراحل، عملکرد راکت به عملکرد راکت بی‌نهایت مرحله‌ای نزدیک‌تر می‌شود. از طرفی افزایش مراحل خیلی سریع اثر خود بر بازده را از دست می‌دهد و حتی قابلیت اطمینان سیستم را کاهش می‌دهد. فرآیند مرحله‌بندی در مراجع (۶)، (۷)، (۸) و (۹) آمده است.

۱-۱-۴-۲. مرحله‌بندی سری

معمول‌ترین روش مرحله‌بندی، مرحله بندی سری است. در این روش هر مرحله بر روی مرحله قبلی سوار می‌شود. ترتیب روشن شدن، خاموش شدن و جدایش مراحل نیز ترتیب مشخصی دارد. معمولاً از این روش در نوع اولیه ماهواره‌بر استفاده می‌شود و باقی روش‌ها برای ایجاد مدل‌های جدید و افزایش قابلیت‌های عملکردی ماهواره‌بر اولیه مورد استفاده قرار می‌گیرند.

۲-۱-۴-۲. مرحله‌بندی موازی

روش بعدی، مرحله‌بندی موازی است. در این روش مراحل به صورت موازی با هم آغاز به کار می‌کنند یعنی در یک لحظه چند مرحله به صورت همزمان با هم کار می‌کنند. البته معمولاً راکت‌ها یا سری مرحله‌بندی می‌شوند و یا به صورت ترکیبی از سری و موازی. خصوصیت این روش استفاده همزمان از موتورهای متفاوت است.

۳-۱-۴-۲. مرحله‌بندی واحدی

روش دیگر مرحله‌بندی که مورد استفاده قرار می‌گیرد مرحله‌بندی واحدی^{۱۵} است. در این روش از یک سری بخش‌های مشخص (واحد^{۱۶}) برای مرحله‌های مختلف استفاده می‌شود. این روش برای کاهش هزینه‌های ساخت با توجه به یکسان بودن بخش‌ها، امکان استفاده از بخش‌های کوچک‌تر و در نتیجه کم هزینه‌تر استفاده می‌شود. همچنین در این روش به سادگی می‌توان ماهواره‌بر را برای هر محموله مخصوصی ساین کرد. ایده‌آل نبودن توزیع تغییر سرعت در بین مراحل باعث می‌شود که بخش‌های بیشتری در مراحل پایین‌تر به کار روند و بخش‌های کمتری در مراحل بالاتر. در واقع این روش خوشه‌بندی^{۱۷} واحدهاست. هیچ ماهواره‌بر عملیاتی فعلی چنین ساختاری ندارد، گرچه تحقیقات بر روی چنین سامانه‌هایی ادامه دارد. در این نوع مرحله‌بندی همه واحدها دارای جرم خشک و جرم سوخت یکسان هستند اما ضرایب جرمی آن‌ها به دلیل تفاوت در جرم محموله هر مرحله متفاوت است. در روش واحدی نکته در بهینه‌سازی تعداد مراحل و تعداد واحدهای هر مرحله است تا تعداد کل واحدهای به کار رفته مینیمم شود. در کل با دو برابر کردن تعداد واحدهای هر مرحله پایین نسبت به مرحله بالای آن می‌توان به حالت نزدیک به بهینه دست یافت.

۲-۴-۲. زیرسیستم‌های یک سامانه ماهواره‌بر

۱-۲-۴-۲. زیرسیستم پیشران‌ش و قدرت

این زیر سیستم شامل موارد زیر می‌شود:

- موتورهای اصلی
- این موتورها وظیفه پیشراندن کل سامانه را بر عهده دارند.
- تراسترهای کنترل وضعیت
- این تراسترها به منظور کنترل وضعیت سامانه و تصحیح وضعیت به کار می‌روند.
- راکت‌های ترمزی^{۱۸}

¹⁵ Modular Staging

¹⁶ Module

¹⁷ Clustering

¹⁸ Retrorockets

این موتورهای نیروی پیشرانی مخالف نیروی پیشران اصلی دارند و به منظور کاهش سرعت استفاده می‌شوند. در سامانه‌های ماهواره‌بر چندمرحله‌ای به منظور جدایش تمیز و اطمینان از عدم برخورد مراحل جدا شده به هم، در مراحل پایین‌تر موتورهای کوچکی با نیروی پیشران مخالف نصب می‌شود.

- موتورهای شتاب‌دهنده^{۱۹}

این‌ها موتورهای کوچکی هستند که به منظور ایجاد شتاب اولیه در راکت‌ها قبل از روشن شدن موتورهای اصلی در شرایط شتاب صفر استفاده می‌شوند.

- توربوپمپ، مسیرها و شیرآلات تغذیه پیشران

برخی موتورهای سوخت مایع (خصوصاً موتورهای با نیروی پیشران بالا) از یک توربوپمپ به منظور سوخت رسانی استفاده می‌کنند. در تمامی موتورهای سوخت مایع به مسیرها و شیرآلاتی جهت سوخت‌رسانی و کنترل مواد سوختی نیاز است.

- باتری‌ها و پیل‌های سوختی

برخی اجزا نظیر شیرها، جرقه‌زن و کامپیوتر پرواز نیاز به الکتریسیته دارند. این الکتریسیته یا در باتری‌ها ذخیره شده است و یا توسط یک وسیله (از طریق پیل‌های سوختی یا موتور اصلی) تولید شده و در یک باتری پایدارسازی می‌شود تا به اجزا انتقال یابد.

- مخازن فشارگذار

این مخازن برای فشارگذاری مخازن در سیستم‌های سوخت مایع به کار می‌روند. البته استفاده‌های دیگری نیز برای آن‌ها می‌توان در نظر گرفت. مثلاً تراسترهای سرد نیز مخازن پرفشار دارند.

- سیستم‌های گریز یا تخریب

¹⁹ Ullage rockets

گاهی لازم است که بنا به دلایلی نظیر حساسیت محموله از نظر سیاسی و نظامی و مسائل دیگر سیستم از بین برود. همچنین گاهی نیاز است که (در سیستم‌های سرنشین دار) راه‌هایی برای فرار سرنشینان در نظر گرفته شود.

۲-۴-۲-۲. زیرسیستم سازه

این زیرسیستم شامل اعضای زیر است:

- پوسته‌ها، قاب^{۲۰} ها، طوق^{۲۱} ها، تسمه‌ها، عدسی^{۲۲} ها
- مخازن پيشران
- بالک‌ها، سطوح کنترلی
- اتصالات بین مرحله^{۲۳} و پوشش محموله^{۲۴}
- عایق حرارتی^{۲۵}، عایق کاری

۲-۴-۲-۳. زیرسیستم الکترونیک

این سیستم شامل اجزای زیر است:

- کامپیوترهای هدایت و کنترل

این کامپیوترها که به کامپیوتر پرواز هم مرسوم هستند، ترتیب و هماهنگی عملکرد عملگرها را از طریق داده‌های سنسورها کنترل می‌کنند.

- سنسورها و عملگرها

به منظور کنترل روند انجام مأموریت، کنترل وضعیت، ناوبری و تنظیم سیستم‌های مختلف نظیر سیستم پیشران‌ش نیاز به سنسورهایی است. همچنین دستورات کامپیوتر پرواز باید توسط عملگر-هایی اعمال شود.

²⁰ Rib

²¹ Stringer

²² Bulkhead

²³ Interstage Adaptors

²⁴ Fairing

²⁵ Heat Shield

- فرستنده و گیرنده‌های رادیویی
- فرستنده و گیرنده رادار
- آنتن‌ها

۴-۴-۲. سایر زیر سیستم‌های چندبار مصرف و مداری

این سیستم‌ها معمولاً اجزای زیر را هم دارد:

- بال، چتر نجات
- ارايه فرود
- سیستم مانور مداری
- بازوی روباتیک
- سیستم پشتیبانی حیات

در سیستم‌هایی که انسان حمل می‌کنند، نیاز به کنترل محیطی به منظور ایجاد قابلیت زندگی در محیط وجود دارد.

۴-۴-۳. شکست ماهواره‌برها

وجود زیرسیستم‌های گفته شده برای انجام صحیح مأموریت ماهواره‌بر ضروری است. سعی می‌شود که این زیرسیستم‌ها قابلیت اطمینان بالا داشته و یا در صورت امکان دارای سیستم‌های پشتیبان باشند. اطلاعات آماری نشان می‌دهند که دلایل شکست ماهواره‌برها در مأموریت‌های مختلف به شکل زیر بین زیرسیستم‌ها تقسیم شده است (۶):

- سیستم پیشران‌ش ۷۰٪
- سیستم‌های هدایت و ناوبری ۱۱٪
- جدایش ۸٪
- سیستم‌های الکتریکی ۷٪

• سازه ۲٪

مشهود است که شکست سازه بسیار کم پیش آمده اما شکست بر اثر سیستم پیشران‌ش زیاد اتفاق می‌افتد. البته منظور از سیستم پیشران‌ش در اینجا موتور و سایر پشتیبان‌های آن (نظیر مسیرهای سوخت و ...) می‌باشد. شکست‌های سیستم پیشران‌ش در برخی موارد منجر به لغو شدن یک طرح شده‌اند.

۵-۲. چرخه طراحی

با توجه به زیرسیستم‌هایی که در قسمت قبل به عنوان اجزای یک سیستم ماهواره‌بر معرفی شدند، می‌توان با توجه به مرحله طراحی چرخه‌هایی برای طراحی ارائه داد.

معمولاً در مرحله طراحی مفهومی ابتدا سعی می‌شود تا با تعیین کمترین اطلاعات ممکن یک تخمین اولیه از طرح را بدست بیاورند. سعی می‌شود که این تعیین ابعاد اولیه انجام شده کمترین ارتباط را با پیکربندی وسیله داشته باشد. نتایج این تعیین ابعاد معمولاً تخمین جرم اولیه سیستم و تعیین برخی خواص عملکردی آن است.

در تعیین ابعادی که در این گزارش ارائه شده، تعیین ابعاد با استفاده از اطلاعات آماری در مورد جرم، ایمپالس ویژه، نسبت نیروی پیشران به جرم ابتدا و شتاب آخر مرحله مراحل آغاز می‌شود. نتایج تعیین ابعاد توزیع وزن بهینه مراحل و مینیمم و ماکزیمم نیروی پیشران مراحل است.

پس از انجام این تعیین ابعاد اولیه، پیکربندی وسیله نیاز است که تعیین شود. معمولاً در مرحله طراحی مفهومی تعداد زیادی پیکربندی برای بررسی انتخاب می‌شود. در طراحی مفهومی سعی می‌شود از روش‌های سریع با دقت پایین برای بررسی همه طرح‌های ممکن استفاده شود. سپس طرح‌هایی که می‌توانند مأموریت را به انجام برسانند مشخص می‌شوند.

به منظور طراحی مفهومی ماهواره‌بر و با توجه به زیرسیستم‌های اشاره شده، معمولاً ابتدا سیستم پیشران‌ش و سازه اولیه تخمین زده می‌شوند. واضح است که سازه یا خود بخشی از موتور است (موتورهای سوخت جامد) و یا بخشی است که موتور را پشتیبانی می‌کند (مخازن در موتورهای سوخت مایع). در واقع کل سامانه سیستم پیشران‌ش را، که مانند قلب ماهواره‌بر است، پشتیبانی می‌کنند تا این زیرسیستم محموله را به

سرعت و ارتفاع مورد نیاز برساند. برای موتور می‌توان از تعیین ابعادهای ساده استفاده کرد. تعیین ابعاد اولیه مخازن هم بر اساس نیازمندی‌های موتور و برخی تقریبات حاصل از تجربه صورت می‌گیرد.

پس از تعیین زیرسیستم پیشران‌ش، از شبیه‌سازی به منظور بررسی عملکرد سیستم استفاده می‌شود. با توجه به وجود اطلاعات از سیستم، حال می‌توانیم نیروهای وارد بر سیستم را تعیین کرده و سیستم را در طول عملیات بررسی کنیم. معمولاً در این مرحله هدف پیدا کردن مسیری بهینه با وجود قیدهای موجود برای رسیدن به مقصد است. در طراحی مفهومی از شبیه‌سازی‌های دو و ۳ درجه آزادی می‌توان استفاده کرد. معمولاً شبیه‌ساز دو درجه آزادی ابتدا به کار می‌رود و اگر طراحی موفق بود، با شبیه سه درجه آزادی دوباره بررسی می‌شود.

پس از آن‌که مسیر ماهواره‌بر تعیین شد، نیاز است که به تحلیل سازه آن پردازیم و تعیین کنیم که آیا این سازه قابلیت مقاومت در مقابل بارهای حاصله از پرواز را دارد یا نه. همچنین در این مرحله می‌توان تقریبی از ممان اینرسی‌ها و جابجایی مرکز جرم و مرکز فشار در طول پرواز بدست آورد.

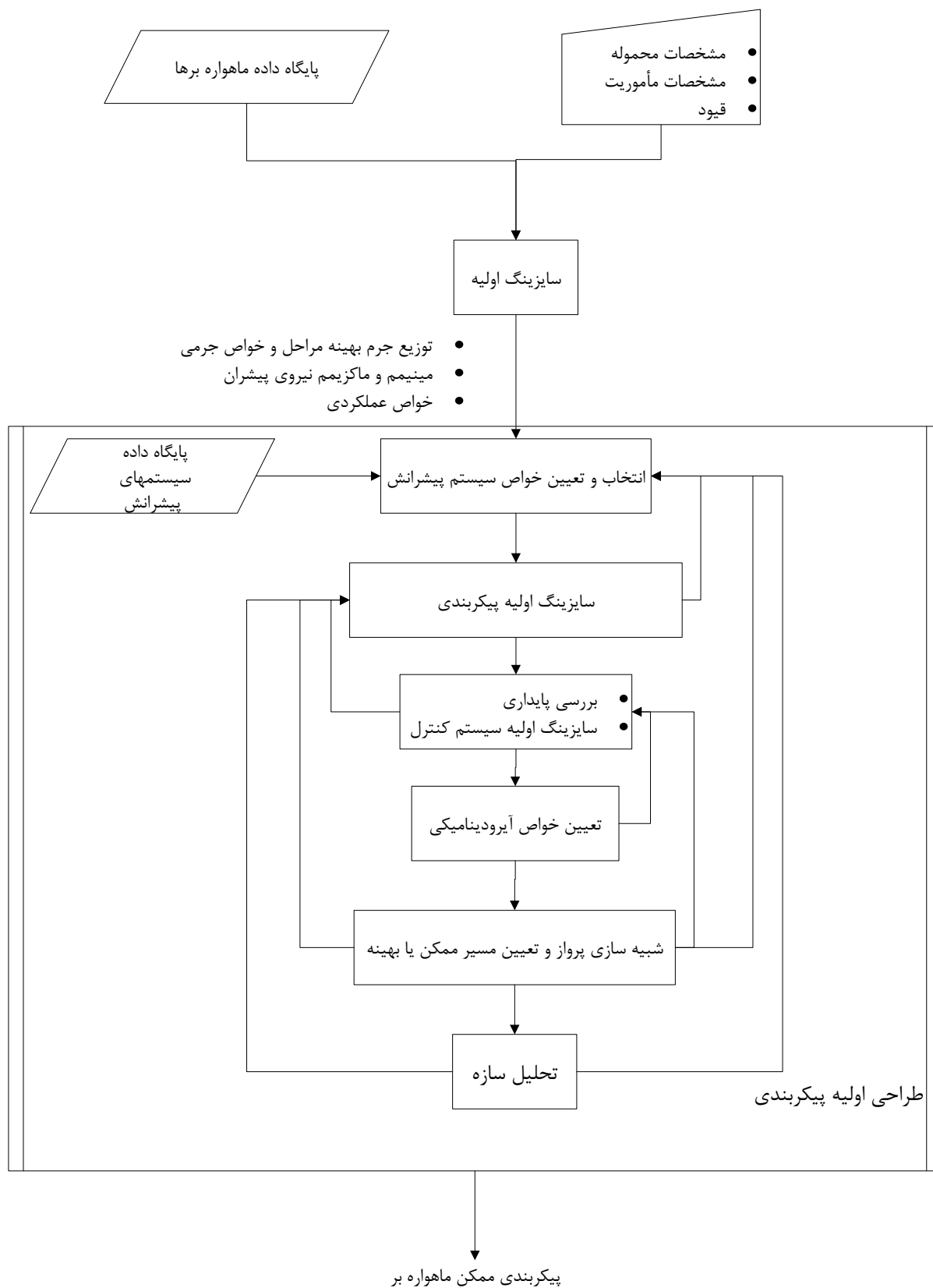
در مرحله آخر باید بررسی‌های پایداری و کنترل را انجام داد. این بررسی‌ها کمک می‌کنند تا تقریبی از سیستم‌های کنترلی را برای مراحل بعد بدست آوریم. در طراحی مفهومی دقت این مرحله پایین بوده و از مدل‌های ساده خطی برای بررسی استفاده می‌شود.

در کل این فرآیند در هر مرحله اگر تغییری در طرح داده شد باید در مراحل قبلی تغییرات را اعمال کرد. این مسئله دقت را بالا می‌برد ولی چرخه را بسیار پیچیده می‌کند.

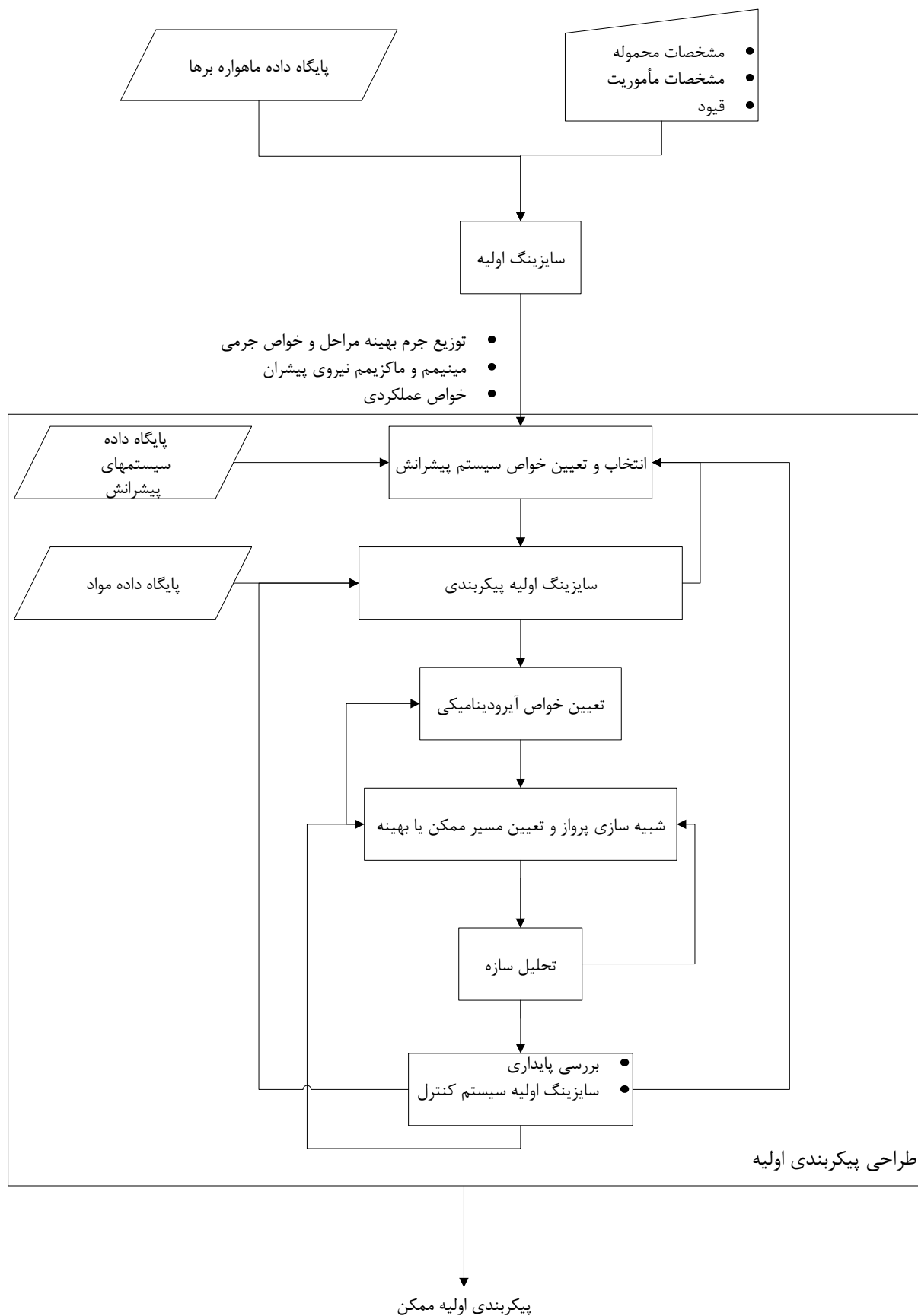
پس از پایان این چرخه، طرح‌هایی که قابلیت انجام مأموریت را دارند تعیین می‌شوند. از بین این طرح‌ها تعدادی طرح برای مرحله طراحی اولیه انتخاب می‌شوند. تفاوت مرحله طراحی اولیه دقت بیشتر روش‌ها (مثلاً استفاده از شبیه‌ساز ۶ درجه و مدل‌های غیرخطی) است. همچنین در این مراحل چیدمان اجزای سازه‌ای و سیستم‌ها با دقت زیادی تعیین می‌شوند و بررسی می‌شود که این موارد با هم در تضاد نباشند. معمولاً هر مرحله چرخه طراحی اولیه خود به صورت چرخه‌ای در می‌آید که با چرخه‌های دیگر در ارتباط

است. نتایج این مرحله چند طرح اولیه است که با انتخاب برترین آن‌ها به مرحله طراحی دقیق و ساخت می‌رویم.

ترتیب انجام برخی از مراحل چرخه قابل تغییر است. در شکل ۲-۵ و ۲-۶ دو نمونه از چرخه‌های ممکن برای طراحی مفهومی نشان داده شده‌اند. واضح است که در چرخه ۲-۶ تحلیل سازه به بعد محاسبات پایداری موکول شده است در حالی که در چرخه ۲-۵ قبل از آن انجام می‌شده است.



شکل ۵-۲: چرخه طراحی مفهومی پیشنهادی



شکل ۶-۲: چرخه طراحی مفهومی پیشنهادی

۲-۶ مراجع

1. **Hammond, Walter.** *Space Transportation: A Systems Approach to Analysis and Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
2. **Fleeman, Eugene L.** *Tactical Missile Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
3. **Roskam, Jan.** *Airplane Design: Parts I-VIII*. Roskam Aviation, 1990.
4. **Chaput, Armand J.** *Design of UAV Systems Lecture Notes*. Texas : LM Corporation, 2003.
5. Classification. *Small Satellites*. [Online]
http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/launcher/launch_class.html.
6. **Akin, Dave.** *Lecture Slides for Launch and Entry Vehicle Design*. University of Meryland, 2010.
7. **Hill, Philip G., Peterson, Carl.** *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. Prentice Hall, 1991.
8. **Humble, Ronald W., Henry, Garry N. and Larson, Wiley J.** *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill, Inc, 1995.
9. **ای-فنونودوسف طراحی موشک**. انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالادین طوسی، ۱۳۷۸.
10. **Sutton, George P., Biblarz, Oscar.** *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*. s.l. : John Wiley & Sons, 2001.
11. **Stengel, Robert.** *Space Systems Design Lecture Notes (MAE 342)*. Princeton University.

فصل سوم

تعیین ابعاد اولیه

در این مرحله با استفاده از داده‌های آماری و معادلات ساده، می‌توان به تقریبی اولیه از مراحل ماهواره‌بر دست یافت. معمولاً روش‌های مختلفی برای تعیین ابعاد یک سیستم وجود دارد که تفاوت آن‌ها در معیار تعیین ابعاد است. چند نمونه از روش‌های تعیین ابعاد عبارتند از:

- تعیین ابعاد جرمی

در این روش بر مبنای داده‌های آماری تخمینی از جرم سیستم بدست می‌آید.

- تعیین ابعاد عملکردی

در این روش پارامترهای اولیه سیستم برای رسیدن به عملکرد مد نظر تعیین می‌شود.

- تعیین ابعاد بر مبنای هزینه

در این روش ابعاد سیستم بر مبنای کاهش هزینه تعیین می‌شود.

معمولاً تعیین ابعاد سیستم‌ها به صورت چند مبنایی صورت می‌گیرد تا به چند هدف برسیم. در سیستم‌های هوافضایی این به صورت تعیین ابعاد بر مبنای عملکرد و هزینه نمود پیدا می‌کند. معمولاً نیازمندی‌های سیستم به صورت جفت‌های متناقض ظهور می‌کنند یعنی افزایش یکی کاهش دیگری را در پی دارد. این اثرات باید قبلاً بر مبنای مطالعات آماری شناسایی شوند. حال به بررسی مسائل مهم در تعیین ابعاد می‌پردازیم.

سعی می‌شود که تعیین ابعاد تقریباً مستقل از شکل هندسی و پیکربندی وسیله باشد اما نتایج آن در مرحله تعیین پیکربندی به کار می‌رود. در پایان تعیین ابعاد، یک تقریب بسیار اولیه از سیستم بدست می‌آید که باید شامل تمامی قیودی که بر سیستم وارد می‌شوند نیز باشد.

قبل از شروع تعیین ابعاد باید یک پایگاه داده از ماهواره‌برهایی با مأموریت مشابه تهیه شود. از اطلاعات حاصل از مطالعات آماری این پایگاه داده می‌توان به منظور تنظیم نتایج طراحی مفهومی متناسب با کارهای

انجام شده عمل کرد. معمولاً کارهای انجام شده قبلی درصدی از بهینگی را دارند و در نتیجه معیار خوبی برای مقایسه هستند.

۱-۳. مأموریت معیار^{۲۶}

معمولاً طراحی ماهواره بر برای یک مأموریت خاص صورت می‌گیرد و سپس قابلیت‌های آن برای انجام مأموریت‌های دیگر مورد بررسی قرار می‌گیرد. مأموریت معیار شامل تعدادی نیازمندی عملکردی است که سامانه مورد نظر باید آن‌ها را برآورده کند. در کنار این نیازمندی‌ها ممکن است قیودی نیز بر طرح اعمال شود. برای نمونه ممکن است از طراح خواسته شود که از یک موتور خاص در طراحی استفاده شود.

معمولاً یک مأموریت معیار حداقل شامل وزن و خصوصیات هندسی محموله و پارامترهای مداری مدار مقصد می‌باشد. این نیازمندی‌ها خود از طریق طراحان مأموریت و با توجه به اهداف مورد نظر سفارش دهنده تعیین شده‌اند. باید توجه کرد که مأموریت معیار تنها جهت شروع طراحی استفاده می‌شود و پس از آنکه سیستم طراحی شد، قابلیت انجام مأموریت‌های متفاوتی از نظر محموله، مسیر و غیره را دارد. در کل طراحان مأموریت معیار باید پارامترهای زیر را در اختیار ما قرار دهند:

- ابعاد و وزن محموله
- محدودیت‌های محموله از نظر شتاب‌های وارده و ارتعاشات
- شتاب و ارتعاشات زیاد نه تنها از نظر سازه‌ای برای محموله مشکل ساز هستند، بلکه می‌توانند منجر به خارج شدن سنسورها از حالت تنظیم شده شوند.
- مشخصات مدار مقصد

این مشخصات باید سه بعدی باشد تا همه اثرات را بتوان در آن‌ها وارد کرد. برای تعیین یک مدار سه بعدی باید موارد زیر تعیین شوند:

²⁶ Reference Mission

0 شعاع حضیض^{۲۷} و اوج^{۲۸} و یا نیم قطر بزرگ^{۲۹} و کشیدگی^{۳۰} مدار

0 شیب^{۳۱} مدار

0 گره صعود^{۳۲} و طول آن در سیستم مختصات^{۳۳}

0 آرگومان حضیض^{۳۴}

0 آنومالی حقیقی^{۳۵} و شعاع محل تزریق

در زمینه این پارامترها در قسمت مدار توضیحاتی آمده است. برای اطلاعات بیشتر می‌توان به مرجع

(۱) مراجعه کرد.

• محل پرتاب (طول و عرض جغرافیایی)

محل پرتاب بر پارامترهای زیادی از جمله مسیر حرکت ماهواره بر تأثیر می‌گذارد.

این پارامترها در فاز طراحی مأموریت برای هر مأموریت فضایی تعیین می‌شوند و در نتیجه مشکلی از نظر دسترسی به آن‌ها وجود نخواهد داشت.

۲-۳. پارامترهای تعیین ابعاد ماهواره‌بر

با توجه به زیرسیستم‌های مختلف موجود بر روی یک سامانه ماهواره‌بر، پارامترهای مختلفی برای تعیین ابعاد چنین سامانه‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرند. این پارامترها برای هر طرح مفهومی تعیین می‌شوند و به قرار زیرند:

²⁷ Perigee

²⁸ Apogee

²⁹ Semi-major Axis

³⁰ Eccentricity

³¹ Inclination

³² Ascending Node

³³ Longitude of the Ascending Node (Right Ascension of the Ascending Node)

³⁴ Argument of Perigee

³⁵ True Anomaly

- تعداد مراحل

این پارامتر تعیین می‌کند که ماهواره‌بر از چند مرحله تشکیل می‌شود. وزن مخازن و سازه‌های جانبی ممکن است از وزن محموله بسیار بیشتر باشد. در صورتی که این اجزا جدا نشوند، انرژی زیادی صرف حمل آن‌ها می‌شود و در نتیجه سهم کمتری به محموله می‌رسد. استفاده از مرحله-بندی باعث می‌شود که انرژی در دسترس صرف رساندن وزن مفیدتر به مدار شود و در نتیجه بازده سیستم بالا می‌رود. همچنین استفاده از یک موتور بزرگ برای جلودراندن وزن اولیه ممکن است با سوختن سوخت منجر به تنش‌های بالا در اثر شتاب شود. از آن‌جا که کم کردن نیروی پیشران در طول پرواز پیچیده است، از مرحله‌بندی استفاده می‌شود. حداکثر مراحل به کار رفته در ماهواره‌برها با توجه به مطالعات آماری ۵ مرحله بوده است. (البته در بیشتر اوقات پنجمین مرحله به صورت جداگانه به عنوان مرحله بالایی^{۳۶} و یا مرحله ضربه‌زننده^{۳۷} طراحی می‌شود و معمولاً وظیفه انجام مانور مداری تا مدار مقصد یا تزریق در مدار و رساندن محموله به سرعت مداری را دارد).

- ضربه ویژه^{۳۸} هر مرحله

این پارامتر قابلیت پیشرانشی هر مرحله را تعیین می‌کند. این پارامتر خود تابعی از سطح فناوری پیشرانشی و نوع سوخت و اکسید کننده مورد استفاده است و باید بر مبنای این موارد تخمین زده شود.

- ضریب سازه هر مرحله

این ضریب بیانگر فناوری به کار رفته در ساخت سازه هر مرحله است. در واقع نسبت وزن خشک هر مرحله (وزن بدون سوخت مرحله) را به وزن اولیه مرحله تعیین می‌کند. این ضریب با توجه به داده‌های آماری و فناوری سازنده تعیین می‌شود.

³⁶ Upper Stage

³⁷ Kick Stage

³⁸ Specific impulse

- ضریب محموله هر مرحله

این ضریب بیانگر نسبت وزن مفیدی که مرحله مورد نظر حمل می‌کند، به وزن اولیه مرحله است.

- نسبت نیروی پیشرانیش به وزن اولیه مراحل

این نسبت شتاب وارده در لحظه روشن شدن مرحله را می‌دهد. اهمیت آن بیشتر در مرحله اول

است که باید مقداری بیش از ۱ داشته باشد.

- زمان سوزش مراحل

این پارامتر که تأثیر زیادی بر مسیر پرواز دارد، تعیین می‌کند که مرحله چه مدت می‌سوزد. این

مسئله رابطه مستقیمی با جرم سوخت مرحله دارد.

- شتاب آخر مراحل

از آنجا که محموله (چه زنده و چه غیر زنده) تا شتاب خاصی را می‌تواند تحمل کند، باید شتاب‌های

وارده بر آن کمتر از حد مجاز باشد. از طرفی هر مرحله کمترین وزن را در پایان مرحله دارد و در

نتیجه بیشترین شتاب نیز در آخر مرحله به آن وارد می‌شود.

۳-۳. تعیین ابعاد ماهواره‌بر با توجه به نیازمندی‌های اولیه

۳-۳-۱. تعیین اختلاف سرعت مورد نیاز

به منظور تخمین قابلیت‌های ماهواره‌بر، از پارامتری به نام اختلاف سرعت^{۳۹} استفاده می‌شود. (۲) این پارامتر

بیان می‌دارد که ماهواره‌بر چقدر سرعت محموله را افزایش می‌دهد. واضح است که سرعت با انرژی جنبشی

ارتباط دارد. ارتفاع نیز با انرژی پتانسیل ارتباط دارد. پس به طور غیر مستقیم اثر ماهواره‌بر در افزایش انرژی

محموله و رساندن محموله به انرژی مدار را می‌توان در این پارامتر مشاهده کرد. پس اختلاف سرعت را می‌-

توان به عنوان یک پارامتر انرژی در نظر گرفت. اختلاف سرعت کل را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

³⁹ Velocity Increment

$$\Delta V_{tot} = \Delta V_{ideal} + \Delta V_{Drag} + \Delta V_{gravity} \quad (3-1)$$

که در آن ΔV_{ideal} اختلاف سرعت مورد نیاز برای قرار گرفتن در مدار مورد نظر، ΔV_{Drag} اثرات افت سرعت به دلیل نیروی پسای وارد به سامانه، $\Delta V_{gravity}$ افت‌های ناشی از جاذبه و ΔV_{tot} کل اختلاف سرعتی است که ماهواره‌بر باید ایجاد کند. (اثبات این رابطه در فصل پنجم آمده است).

ΔV_{ideal} را می‌توان با استفاده از روابط مداری بدست آورد. با توجه به روابط مداری برای یک مدار بیضوی داریم:

$$V_{elliptical} = \sqrt{2\mu \times \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{2a}\right)} \quad (3-2)$$

در صورتی که مدار دایروی باشد، کافی است که r و a را برابر قرار داد. زاویه شیب مدار بر مقدار این سرعت تأثیر می‌گذارد. برای تصویر کردن سرعت مدار شیب دار بر روی صفحه استوا می‌توان از فرمول زیر استفاده کرد:

$$V = 2V_i \sin\left(\frac{i}{2}\right) \quad (3-3)$$

در این رابطه i زاویه شیب مدار، V_i سرعت در مدار شیب دار و V سرعت معادل در صفحه استواست.

معمولاً در صورتی که مأموریت با هدف خروج از میدان جاذبه زمین انجام شود، ابتدا محموله روی یک مدار دایروی یا بیضوی به عنوان مدار پارک قرار می‌گیرد و سپس بر روی مدار سهموی و یا هذلولی. در این صورت ماهواره‌بر با توجه به مدار پارک طراحی می‌شود و سپس یک مرحله اضافی به عنوان مرحله بالایی^{۴۰} جهت رساندن سامانه فضایی به مقصد به ماهواره‌بر اضافه می‌شود و یا بر روی سامانه فضایی پیش‌بینی‌های پیش‌رانشی برای مانور تا مدار مقصد انجام می‌شود. البته برای پرتاب به مدارات بالا میز از این روش استفاده می‌شود.

اختلاف سرعت بین دو ارتفاع یا دو مدار دایروی را می‌توان از فرمول زیر بدست آورد.

⁴⁰ Upper Stage

$$\Delta V = \sqrt{\mu} \left| \left(\frac{2}{r_{init}} - \frac{2}{r_{init} + r_{fin}} \right)^{\frac{1}{2}} - \left(\frac{1}{r_{init}} \right)^{\frac{1}{2}} \right| + \left| \left(\frac{2}{r_{fin}} - \frac{2}{r_{init} + r_{fin}} \right)^{\frac{1}{2}} - \left(\frac{1}{r_{fin}} \right)^{\frac{1}{2}} \right| \quad (3-4)$$

که در آن r_{init} شعاع مدار اولیه و r_{fin} شعاع مدار مقصد جرم بر حسب کیلومتر بوده، μ حاصلضرب جرم سیاره در ثابت جهانی گرانش و ΔV تغییر سرعت مورد نیاز بر حسب کیلومتر بر ثانیه است. البته تغییرات سرعت بدست آمده از رابطه بالا برای کل سامانه است و اگر بخواهیم سامانه چند مرحله باشد، باید از مرحله‌بندی استفاده کنیم.

معمولاً اختلاف سرعت کل مورد نیاز برای پرتاب به مدارات پایین (LEO) (با احتساب افت سرعت ناشی از جاذبه و نیروهای آیرودینامیکی)، معادل ۹/۵ کیلومتر بر ثانیه است (۲). برای انتقال به مدارات بالاتر (با توجه به ناچیز بودن افت‌ها) می‌توان مقدار مورد نیاز برای تغییر مدار را به این عدد اضافه کرد. این مقدار می‌تواند به عنوان مقادیر اولیه در طراحی استفاده شوند. باید توجه داشت که صفحه مداری پیموده شده (زاویه شیب مدار) نیز بر مقدار اختلاف سرعت مورد نیاز مؤثرند.

مشهود است که در صورت بررسی ۳ بعدی مسئله، نقطه تزریق در طراحی وارد می‌شود. شعاع نقطه تزریق، سرعت مورد نیاز جهت تزریق و ارتفاعی که باید به آن دست‌یابیم را تعیین می‌کند.

هر نقطه زمین به دلیل چرخش زمین دارای سرعتی نسبت به مرکز زمین است. این سرعت وابسته به طول و عرض جغرافیایی نقطه مورد نظر است. در صورتی که جسم در جهت چرخش زمین پرتاب شود، این سرعت افزاینده و در غیر این صورت کاهنده است. جهت پرتاب با توجه به مسایل ایمنی تعیین می‌شود تا در صورت اشکال در پرتاب، کمتر هزینه جانی و مالی پرداخت شود.

باید توجه داشت که از هر پایگاه پرتابی نمی‌توان به هر مداری پرتاب انجام داد. برای آنکه پرتاب از مرکز پرتاب به مدار مورد نظر انجام‌پذیر باشد، باید مرکز پرتاب در حین چرخش زمین از صفحه مداری بگذرد (۳). با توجه به عرض جغرافیایی مرکز پرتاب (L) و زاویه شیب مدار^{۴۱} (i) می‌توان قابلیت پرتاب را بررسی کرد.

⁴¹ Orbit Inclination

- برای مدارات مستقیم (با چرخش هم جهت با چرخش زمین) $L > i$ پرتاب امکان پذیر نیست. برای مدارهای معکوس (با چرخش عکس زمین) اگر $L > 180 - i$ باشد، پرتاب امکان پذیر نیست.
- اگر $L = i$ یا $L = 180 - i$ باشد تنها در یک لحظه خاص امکان پرتاب وجود دارد.
- اگر $L < i$ و یا $L < 180 - i$ باشد، دو امکان پرتاب وجود دارد.

سرعت سطح زمین در هر عرض جغرافیایی را می توان از رابطه زیر بدست آورد (۳):

$$V_L = R_e \Omega \cos L \cos \beta \quad (۳-۵)$$

که در آن L عرض جغرافیایی، β زاویه پرتاب^{۴۲}، R_e شعاع زمین، Ω سرعت زاویه ای زمین و V_L سرعت سطح در آن عرض جغرافیایی است. زاویه پرتاب خود تابعی از محل پرتاب و شیب مدار مقصد است و به صورت زیر تعیین می شود:

$$\sin \beta = \frac{\cos i}{\cos L} \quad (۳-۶)$$

در واقع زاویه پرتاب زاویه بین جهت شمال و تصویر صفحه مدار اولیه بر نقطه پرتاب است.

اختلاف سرعت مورد نیاز را می توان به صورت اختلاف بین سرعت وارده از طرف زمین و سرعت مداری در پرتاب در جهت چرخش زمین و یا جمع سرعت مداری و سرعت وارده از طرف زمین در صورت پرتاب در خلاف جهت چرخش زمین بدست آورد.

افت حاصل از نیروی پسا و جاذبه معموله در حدود ۱/۵ کیلومتر بر ثانیه است. به منظور محاسبه دقیق تر این افت ها می توان از داده های حاصل از شبیه سازی دو درجه آزادی استفاده کرد. جزئیات این شبیه سازی در فصل ۵ آمده است. با ثابت گرفتن برخی پارامترها می توان تقریبی از افت های حاصل بدست آورد.

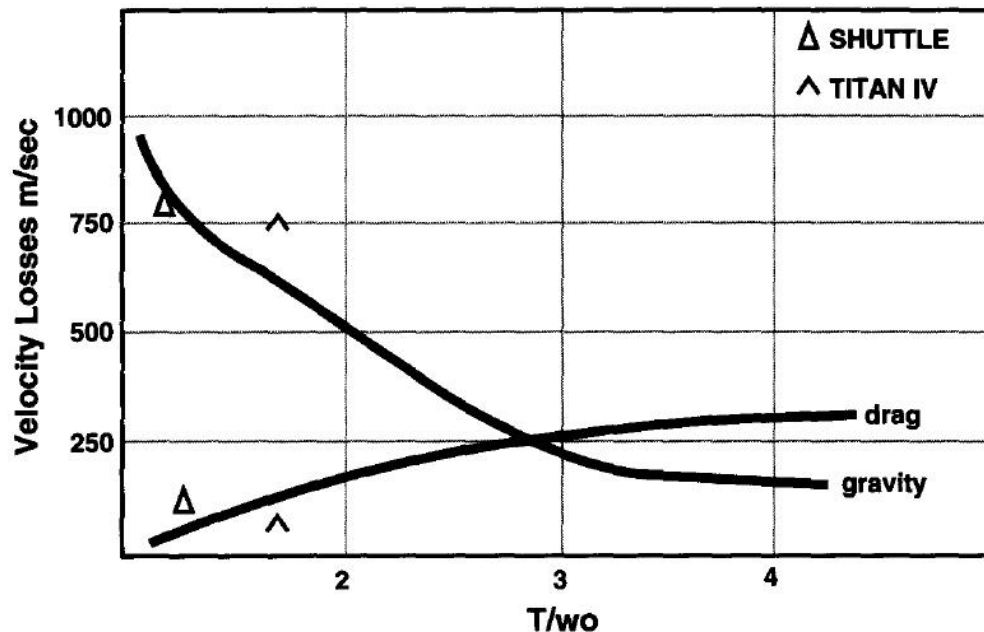
شکل ۳-۱ نمونه ای از نتایج حل برای افت سرعت را برای ماهواره برهای دو مرحله ای نشان می دهد. به نظر می آید که می توان از این نتایج با تقریب خوبی برای ماهواره برهایی با سایر تعداد مراحل نیز استفاده کرد. با

⁴² Launch Azimuth Angle

گسسته سازی نمودارهای این شکل و میانمایی از نقاط حاصل، روابط درجه دو زیر برای این افت‌های سرعت بر حسب نسبت نیروی پیشرانش به وزن در لحظه پرتاب بدست آمد.

$$\Delta V_{gravity} = 87.631 \times \left(\frac{T}{W}\right)^2 - 701.4 \times \frac{T}{W} + 1566.2; R^2 = 0.9968 \quad (3-7)$$

$$\Delta V_{Drag} = -31.474 \times \left(\frac{T}{W}\right)^2 + 261.13 \times \frac{T}{W} - 226.3; R^2 = 0.9991 \quad (3-8)$$



شکل ۳-۱: نتایج افت‌های حاصل از پسا و جاذبه برای ماهواره‌برهای دو مرحله‌ای بر حسب نسبت نیروی پیشرانش به وزن در

لحظه پرتاب (۳)

در کل معمولاً افت سرعت حاصل از جاذبه ۲۰-۱۰ درصد سرعت ایده‌آل (به گفته مرجع (۴) ۲۰ تا ۲۵ درصد) و افت سرعت آیرودینامیکی ۶-۳ درصد سرعت ایده‌آل است (مرجع (۵) افت حاصل از درگ را ۱۰-۵ درصد ذکر می‌کند). معمولاً ۵-۲ درصد سرعت ایده‌آل را نیز به عنوان افت حاصل از تغییر ضربه ویژه با تغییر ارتفاع در محاسبات لحاظ می‌کنند. در کل می‌توان گفت که سرعت واقعی مورد نیاز حدود ۲۵-۱۵ درصد بیش از سرعت ایده‌آل است. برای مدارات با ارتفاع کم معمولاً افت‌ها ۲-۱/۵ کیلومتر بر ثانیه است. در مرحله تعیین ابعاد می‌توان با تقریب خوبی ۲۵ درصد سرعت ایده‌آل را به عنوان افت‌های سرعت در نظر گرفت.

یک نکته مهم در انجام تعیین ابعاد این است که اثر پوشش محموله را چگونه در نظر بگیریم. پوشش محموله تا بخشی از مسیر ما را همراهی می‌کند و سپس جدا می‌شود و در نتیجه یک گسستگی وزنی است. به سه روش می‌توان اثر پوشش محموله را حساب کرد:

- با توجه به ماهیت تقریبی تعیین ابعاد، می‌توان کل جرم محموله و پوشش آن را به عنوان محموله در محاسبات وارد کرد. در این صورت ماهواره‌بر بیش از حد نیاز قدرت خواهد داشت.
- می‌توان چند درصد به اختلاف سرعت اضافه کرد تا این اثر در نظر گرفته شود.
- می‌توان در محموله مرحله اول و دوم که معمولاً درون جوی هستند پوشش محموله را اضافه کرد و در سایر مراحل از آن صرف نظر کرد.

۲-۳-۳. جرم راکت به روش تفکیک جرم‌ها

جرم یک راکت را می‌توان به شکل زیر به سه قسمت تجزیه کرد:

$$M_{LO} = M_{payload} + M_{propellant} + M_{structure} \quad (۳-۹)$$

که در آن M_{LO} جرم لحظه پرتاب، $M_{payload}$ جرم محموله، $M_{propellant}$ جرم سوخت مصرفی و $M_{structure}$ جرم سازه (شامل موتورها، مخازن و ...) است. گاهی $M_{structure}$ را M_{inert} یا جرم خشک نیز می‌نامند. این ترکیب جرم برای هر مرحله نیز برقرار است، یعنی:

$$M_{stage} = M_{payload,s} + M_{propellant,s} + M_{structure,s} \quad (۳-۱۰)$$

در راکت‌های چند مرحله‌ای باید توجه داشت که جرم محموله شامل محموله اصلی و جرم مرحله‌ای است که بر مرحله مورد نظر سوار می‌شوند.

در صورتی که راکت تمام سوخت خود را بسوزاند، جرم پس از خاموشی موتور^{۴۳} به صورت زیر محاسبه می‌شود:

⁴³ Burnout Weight

$$M_{burnout} = M_{payload} + M_{structure} \quad (۳-۱۱)$$

معمولاً برای هر مرحله یک نسبت جرمی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$R = \frac{M_{stage}}{M_{burnout}} = \frac{1}{r} \quad (۳-۱۲)$$

همچنین یک نسبت محموله^{۴۴} نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\lambda = \frac{M_{payload}}{M_{stage}} \quad (۳-۱۳)$$

نسبت بعدی نسبت سازه یا نسبت وزن خشک است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\epsilon = \frac{M_{structure}}{M_{stage}} \quad (۳-۱۴)$$

بدیهی است که هر چه نسبت محموله بالاتر و نسبت سازه پایین‌تر باشد، ماهره‌بر عملکرد بهتری است. نسبت سازه را می‌توان بیانگر قابلیت طراح در طراحی مخازن و سازه پشتیبان سبک و فناوری ساخت سازه ماهره‌بر دانست. این ضریب از نوع ضرایب فناوری است. در صورتی که راکت به اندازه‌ای بزرگ باشد که وزن سازه و موتور با وزن سوخت متناسب باشد، ضریب سازه ثابت خواهد بود و به اندازه وسیله پرنده بستگی ندارد.

با توجه به تعریف ضرایب فوق داریم:

$$r = \frac{1}{R} = \lambda + \epsilon \quad (۳-۱۵)$$

همچنین در راکت‌های چندمرحله‌ای، نسبت محموله کل را می‌توان از رابطه زیر بدست آورد:

$$\lambda_{tot} = \lambda_1 \lambda_2 \dots \lambda_n \quad (۳-۱۶)$$

۳-۳-۳. معادله راکت

معادله راکت برای راکت تک مرحله‌ای به صورت زیر نوشته می‌شود (۶):

^{۴۴} Payload Ratio

$$\Delta V_{tot} = I_{sp} g_{sl} \ln \left(\frac{M_{LO}}{M_{burnout}} \right) = u_{eq} \ln (R) \quad (3-17)$$

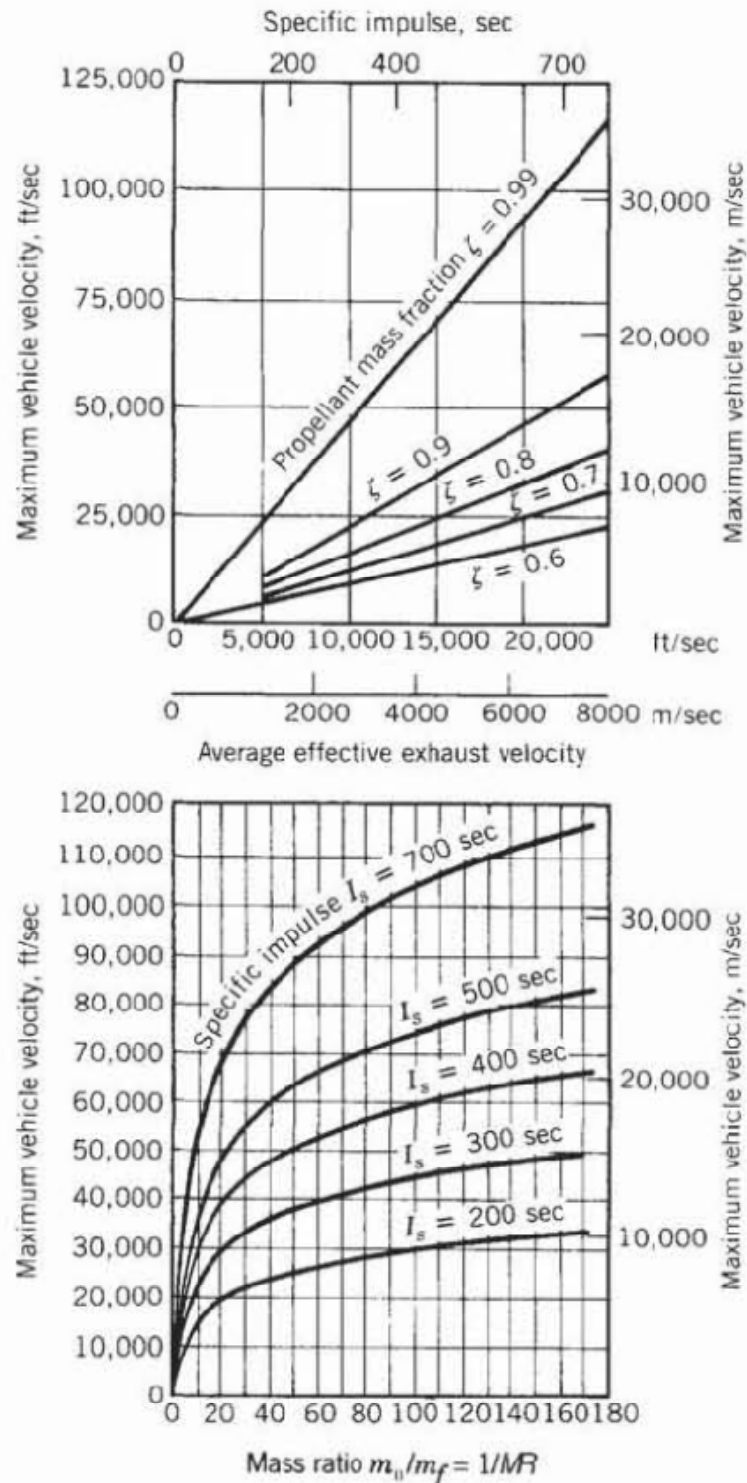
که در آن I_{sp} ضربه ویژه، g_{sl} شتاب گرانش در سطح زمین و u_{eq} سرعت خروجی معادل موتور است که به صورت زیر از روی پارامترهای موتور تعیین می‌شود.

$$u_{eq} = u_e + \frac{P_e - P_a}{\dot{m}} A_e \quad (3-18)$$

$$T = \dot{m} u_{eq} = \dot{m} g_{sl} I_{sp} \quad (3-19)$$

که در آن A_e سطح خروجی نازل موتور، u_e سرعت خروجی اگزوز موتور، P_e فشار خروجی موتور، P_a فشار محیط کاری و $\dot{m}$ دبی جرمی خروجی از موتور است.

توجه کنید که معادله راکت نوشته شده برای پرواز در خارج از میدان جاذبه و اتمسفر است. در محاسبات اثرات جاذبه و نیروی پسا را بر اختلاف سرعت اعمال می‌کنیم.



شکل ۲-۳: تغییرات سرعت بدست آمده با ضربه ویژه و نسبت سوخت (5)

نمونه مقادیر ضربه ویژه برای سوخت‌های مختلف در پیوست (ب) آمده است. جدول ۳-۱ شمای کلی از سرعت خروجی و ضربه ویژه چند سیستم پیشران را نشان می‌دهد.

جدول ۳-۱: نمونه مقادیر ضربه ویژه و سرعت معادل خروجی (۶)

فناوری سوختی	ضربه ویژه	سرعت معادل
	s	Km/s
سوخت جامد	۱۷۰-۲۲۰	۱/۶-۲/۱
سوخت مایع هیدروکربونی	۲۰۰-۳۵۰	۱/۹-۳/۴
هیدروژن و اکسیژن مایع	۴۵۵	۴/۴

در راکت‌های چند مرحله با مرحله‌بندی سری، می‌توان معادله راکت را برای هر مرحله نوشت. تغییر سرعت کلی از جمع تغییر سرعت مراحل ایجاد می‌شود. باز هم تذکر داده می‌شود که جرم محموله هر مرحله از یک راکت چندمرحله‌ای شامل جرم محموله کل سامانه و همچنین جرم مراحل است که بر آن مرحله سوار می‌شوند و توسط مرحله مزبور حمل می‌شوند.

به منظور تعیین ضربه ویژه باید حداقل نوع سوخت و اکسید کننده انتخاب شوند که توضیحاتی در این زمینه در فصل سوم آمده است.

در سیستم‌های با مرحله بندی موازی، تغییراتی به فرمول‌های بالا اعمال می‌شود. در اینجا روشی که در مرجع (۶) آمده برای این مرحله‌بندی ارائه می‌دهیم. مرجع (۷) روش دیگری را برای تحلیل عملکرد ماهواره‌برها در حالت موازی ارائه می‌دهد که از آوردن آن در اینجا خودداری شده است.

در حالتی که چند موتور با هم روشن هستند داریم:

$$T_{\text{tot}} = T_1 + T_2 + \dots + T_n = \dot{m}_1 u_{eq_1} + \dot{m}_2 u_{eq_2} + \dots + \dot{m}_n u_{eq_n} = \dot{m}_{\text{tot}} u_{eq_{\text{average}}} \quad (3-20)$$

در این رابطه اندیس‌های عددی بیانگر موتورهای مورد نظر هستند. بر مبنای این رابطه می‌توانیم سرعت متوسط خروجی کل را بدست آوریم:

$$u_{eq_{\text{average}}} = \frac{\dot{m}_1 u_{eq_1} + \dot{m}_2 u_{eq_2} + \dots + \dot{m}_n u_{eq_n}}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2 + \dots + \dot{m}_n} \quad (3-21)$$

در این صورت رابطه راکت را در حالت سوخت مرحله موازی می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\Delta V_{parallel} = u_{eq_{average}} \ln \left(\frac{m_{inert_{boosters}} + m_{propellant_{boosters}} + m_{inert_{core}} + m_{propellant_{core}} + m_{0,2}}{m_{inert_{boosters}} + m_{inert_{core}} + m_{0,2} + X m_{propellant_{core}}} \right) \quad (3-22)$$

که در آن X بیانگر نسبت سوخت باقی مانده مرحله اول پس از پایان سوختن مرحله صفرم است.

۳-۴. آنالیز حساسیت

در مرحله تعیین ابعاد راکت پارامترهایی را بر مبنای داده‌های آماری و یا بهینه‌سازی توزیع جرم انتخاب کردیم. با توجه به آنکه معمولاً فناوری‌های فضایی همواره نسبت به سخت‌افزارهای قبل از خود پیشرفت نشان می‌دهند و اینکه پارامترهای انتخاب شده تقریبی هستند، همواره در طراحی لازم است که بدانیم تغییر پارامترها چه تأثیری بر نتیجه طراحی دارد. از این طریق می‌توان دریافت که درایورهای طراحی ما چه هستند. به این منظور از آنالیز حساسیت استفاده می‌کنیم.

آنالیز حساسیت ماهواره‌برها را می‌توان به دو صورت انجام داد. روش دقیق‌تر، استفاده از چندین تکرار شبیه‌سازی ماهواره‌بر و تغییر پارامترهاست. با توجه به وقت‌گیر بودن این روش، در این قسمت روشی جهت تخمین تأثیر تغییر پارامترهای طراحی بر نتیجه تعیین ابعاد انجام می‌شود. روشی که در زیر می‌آید بر مبنای استفاده از مشتقات پاره‌ای معادله راکت است.

از آنجا که اختلاف سرعت مورد نیاز توسط مأموریت مشخص شده است، باید بررسی کنیم که تغییر پارامترهای طراحی چه تأثیری بر وزن محموله قابل حمل می‌گذارند. پس در واقع ما تمامی اثرات حاصل از تغییر یک پارامتر را روی محموله مدل می‌کنیم.

می‌دانیم که برای مرحله k ام می‌توان نوشت:

$$m_{0,k} = m_{pl} + m_{propellant,k} + m_{inert,k} + \sum_{j=k+1}^n m_{propellant,j} + m_{inert,j} \quad (3-23)$$

$$m_{burnout,k} = m_{pl} + m_{inert,k} + \sum_{j=k+1}^n m_{propellant,j} + m_{inert,j} \quad (3-24)$$

که پارامترهای استفاده شده در معادلات بالا قبلاً معرفی شده‌اند.

با توجه به ثابت بودن اختلاف سرعت، مشتق این پارامتر باید صفر باشد. اگر تنها دو متغیر جرم خشک و جرم محموله را برای تغییر آزاد بگذاریم، داریم:

$$d(\Delta V_{tot}) = \frac{\partial(\Delta V_{tot})}{\partial m_{pl}} dm_{pl} + \frac{\partial(\Delta V_{tot})}{\partial m_{inert,k}} dm_{inert,k} = 0 \quad (3-25)$$

با حل این معادله خواهیم داشت:

$$\frac{dm_{pl}}{dm_{inert,k}} = \frac{-\sum_{j=1}^k u_{e,j} \left(\frac{1}{m_{o,j}} - \frac{1}{m_{burnout,j}} \right)}{\sum_{l=1}^n u_{e,l} \left(\frac{1}{m_{o,l}} - \frac{1}{m_{burnout,l}} \right)} \quad (3-26)$$

این معادله بیانگر حساسیت محموله به تغییر جرم خشک مرحله k ام است. به این نسبت trade-off ratio نیز می‌گویند. این پارامتر بی‌بعد است.

به صورت مشابه اگر جرم سوخت و محموله بتوانند تغییر کنند، داریم:

$$d(\Delta V_{tot}) = \frac{\partial(\Delta V_{tot})}{\partial m_{pl}} dm_{pl} + \frac{\partial(\Delta V_{tot})}{\partial m_{propellant,k}} dm_{propellant,k} = 0 \quad (3-27)$$

$$\frac{dm_{pl}}{dm_{propellant,k}} = \frac{-\sum_{j=1}^k u_{e,j} \left(\frac{1}{m_{o,j}} \right)}{\sum_{l=1}^n u_{e,l} \left(\frac{1}{m_{o,l}} - \frac{1}{m_{burnout,l}} \right)} \quad (3-28)$$

این پارامتر تغییرات محموله را با افزایش جرم سوخت و اکسیدکننده یک مرحله نشان می‌دهد و بی‌بعد است.

همچنین می‌توان اثر سرعت معادل خروجی (در نتیجه ضربه ویژه) را نیز بر ماهواره‌بر به صورت مشابه بدست آورد.

$$d(\Delta V_{tot}) = \frac{\partial(\Delta V_{tot})}{\partial m_{pl}} dm_{pl} + \frac{\partial(\Delta V_{tot})}{\partial u_{eq,k}} du_{eq,k} = 0 \quad (3-29)$$

$$\frac{dm_{pl}}{du_{eq,k}} = \frac{dm_{pl}}{g_{sl} \times dI_{sp}} = \frac{-\sum_{j=1}^k u_{e,j} \left(\frac{m_{o,j}}{m_{burnout,j}} \right)}{\sum_{l=1}^n u_{e,l} \left(\frac{1}{m_{o,l}} - \frac{1}{m_{burnout,l}} \right)} \quad (3-30)$$

رابطه بالا اثر تغییرات ضربه ویژه و سرعت معادل خروجی را بر جرم محموله نشان می‌دهد. پارامتر داده شده دارای واحد کیلوگرم بر متر بر ثانیه است.

۵-۱. بهینه‌سازی مراحل یک راکت چند مرحله‌ای

با توجه به معادله راکت، ترکیب‌های زیادی از پارامترها می‌توانند مأموریت را ارضا کنند. حال می‌خواهیم ترکیبی بهینه جهت رسیدن به مأموریت را ارائه کنیم.

ابتدا باید تعیین کنیم که چه پارامتری بهینه شود. مقدار سرعت نهایی وسیله از مأموریت تعیین شده و قابل بهینه سازی نیست. از طرفی بهینه‌سازی ریاضی نسبت سازه و ضربه ویژه نیز امکان پذیر نیست زیرا همواره کوچکترین نسبت سازه و بیشترین ضربه ویژه مد نظر است. تنها پارامتری که باقی می‌ماند نسبت محموله است یعنی چگونگی تقسیم‌بندی کل وسیله بین مراحل. تعریف خوبی از بهینه می‌تواند حمل ماکزیمم محموله در یک وزن پرتاب مشخص باشد. در این حالت نسبت محموله کل بهینه خواهد بود.

در ساده‌ترین حالت می‌توان این مسئله را به روش ضرایب لاگرانژ حل کرد. هدف مسئله بهینه‌سازی فعلی، بدست آوردن ماکزیمم نسبت محموله است، با این قید که نیازمندی تغییر سرعت را ارضا کند، یعنی:

$$\text{Maximize: } \lambda_{tot} = \lambda_1 \lambda_2 \dots \lambda_n \text{ or } \ln(\lambda_{tot}) = \ln(\lambda_1) + \ln(\lambda_2) + \dots + \ln(\lambda_n) \quad (3-31)$$

$$\text{While: } \Delta V_{tot} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \dots + \Delta V_n$$

در اینجا جهت راحتی کار از فرم لگاریتمی استفاده می‌شود. با فرض ضریب لاگرانژ k داریم:

$$\ln(\lambda_{tot}) = \ln(\lambda_1) + \ln(\lambda_2) + \dots + \ln(\lambda_n) + k(\Delta V_1 + \Delta V_2 + \dots + \Delta V_n - \Delta V_{tot}) \quad (3-32)$$

با مشتق‌گیری پاره‌ای داریم:

$$\frac{\partial \ln(\lambda_{tot})}{\partial r_i} = \frac{1}{R_i - \epsilon_i} + k \frac{I_{sp_i} g}{R_i} = 0 \quad (3-33)$$

$$\frac{\partial \ln(\lambda_{tot})}{\partial k} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \dots + \Delta V_n - \Delta V_{tot} = 0 \quad (3-34)$$

حال باید این $n+1$ معادله حل شوند تا $n+1$ مجهول پیدا شوند.

قابل توجه است که معمولاً هر راکتی برای تنها یک مأموریت خاص طراحی بهینه می‌شود و هنگامی که به عنوان بخشی از یک سامانه فضایی دیگر و یا با مأموریتی دیگر مورد استفاده قرار می‌گیرد، بهینه نیست.

۶-۱. تعیین ابعاد اولیه

به منظور تعیین ابعاد اولیه ماهواره‌بر، ابتدا تغییرات سرعت کل مورد نیاز را از روی معادلات محاسبه می‌کنیم. سپس با تغییر خواص پیشرانشی انتخاب شده و نسبت وزن مراحل، سعی می‌کنیم که به مقدار مورد نظر یا مقداری بیش از آن برسیم. البته این روش یکتا نیست یعنی می‌توان روش‌های دیگری را نیز بر مبنای معادله راکت تهیه کرد که جواب مناسب ایجاد می‌کنند. برای نسبت وزن می‌توان از مقدارهای بهینه (بر مبنای بهینه‌سازی) استفاده کرد و یا بر مبنای سطح فناوری در دسترس، مقداری را از داده‌های آماری استخراج کرد. مقادیر انتخاب شده در این قسمت اولیه هستند و از آن‌ها برای پیش‌بردن طراحی استفاده می‌شود. بدیهی است که در پایان ممکن است به توزیع جرمی بهتر و یا بدتری برسیم.

در این مرحله نیاز است تصمیماتی در رابطه با ماکزیمم شتاب آخر مراحل بر مبنای نیازمندی‌های داده‌شده و بررسی‌های آماری اتخاذ گردد.

شتاب آخر مراحل از قیودی است که بر یک سامانه پرتاب وارد می‌شود. این قید از آنجا نشأت می‌گیرد که محموله مورد نظر تنها می‌تواند یک شتاب حداکثر را تحمل کند. اندازه ماکزیمم شتاب در محدود شدن جرم سازه، نیروهای وارده به اعضای یک مأموریت انسانی و پژوهش در زمینه میکروجراذبه^{۴۵} اهمیت دارد. شتاب آخر مرحله که بر حسب g بیان می‌شود به صورت زیر است:

$$\frac{a_f}{g_{sl}} = \frac{T_f}{W_f} \quad (3-35)$$

در راکت‌ها معمولاً شتاب آخر مرحله بیشترین شتابی است که وارد می‌شود زیرا در آخر مرحله وزن مینیمم مقدار خود را دارد و نیروی پیشرانیش در راکت‌ها معمولاً با افزایش ارتفاع و کاهش فشار محیط زیاد می‌شود. در صورتی که این شتاب بیش از حد مورد نظر باشد، یا باید نیروی پیشرانیش را تغییر داد و یا تغییرات

⁴⁵ Micro-gravity

نیروی پیشرانش با زمان را جوری تنظیم کرد که مقدار مرزی را رد نکند. جدول ۲-۳ برخی مقادیر پیشنهادی برای شتاب آخر مراحل را بر مبنای کاربرد ارائه می‌دهد. در پیوست (د) نیز مقادیری بر مبنای مطالعات آماری ارائه شده‌اند.

جدول ۲-۳: ماکزیمم شتاب سامانه بر مبنای کاربرد (۲)

کاربرد	ماکزیمم شتاب
ماهواره برها	۴-۶ برابر شتاب گرانش زمین در سطح دریا
موشک های تعیین شرایط جوی ^{۴۶}	حداکثر ۱۵ برابر شتاب گرانش زمین در سطح دریا
پژوهش های میکرو جاذبه	10^{-4} - 10^{-5} برابر شتاب گرانش زمین در سطح دریا

نسبت نیروی پیشرانش به وزن در لحظه پرتاب باید حداقل کمی بیش از یک باشد. برای ماهواره‌برها مقدار $1/2 - 1/3$ برابر شتاب گرانش زمین در سطح دریا پیشنهاد می‌شود، گرچه بر مبنای مطالعات آماری مقادیری در بازه $2/61 - 1/035$ با میانگین $1/57$ نیز دیده می‌شود. با توجه به آمار، مقدار این شتاب به نوع سیستم پیشرانش و کشور سازنده نیز وابسته است. از طرفی شتاب آخر مرحله انتخاب شده بیشینه نیروی پیشرانش قابل استفاده را بدست می‌دهد. می‌توان بر حسب آمار مقداری برای مینیمم شتاب اول مرحله هر مرحله نیز در نظر گرفت.

توجه شود که اولویت ما ایجاد ماکزیمم نیروی پیشرانش ممکن است اما ممکن است محدودیت‌هایی نظیر نبودن موتوری با نیروی پیشرانش مورد نیاز منجر به کاهش نیروی پیشرانش شود.

در اینجا با توجه به مطالعات آماری انجام گرفته، مقداری نیز برای زمان سوزش مراحل انتخاب می‌شود. باید توجه داشت که به دلیل آنکه هنوز مسیر ماهواره‌بر طراحی نشده است، نیازی به تعیین زمان سیر^{۴۷} برای مراحل مختلف نیست و در صورتی که بنا به دلایلی در طول مسیر نیاز به زمان سیر باشد، این زمان باید به مسیر اضافه شود. زمان سوزش انتخاب شده در اینجا تنها برای تخمین وزن مواد سوختی و اندازه ماهواره‌بر

⁴⁶ Sounding rockets

⁴⁷ Coast Time

استفاده می‌شود. پس از آنکه مسیر تعیین شد، بر مبنای زمان سوزش تعیین شده در مسیر باید دوباره وزن مواد سوختی و باقی مسائل را تخمین زد. البته زمان سوزش را می‌توان در ادامه بر مبنای دبی جرمی خروجی موتور و جرم سوخت مراحل نیز تعیین کرد.

نکته دیگر تعیین سرعت آخر مراحل است. با استفاده از معادله راکت سرعت آخر هر مرحله را می‌توان بر مبنای نسبت‌های جرمی بدست آمده تعیین کرد.

۷-۳. موارد متفرقه

معمولاً برای هر سیستم دو گروه نیازمندی تعریف می‌شوند: نیازمندی‌های کارکردی و نیازمندی‌های پشتیبان و اجرایی (عمومی). در مورد سیستم‌های پیشران‌ها به نیازمندی‌های کارکردی، نیازمندی‌های پیشران‌ها هم می‌گویند. نیازمندی‌های پیشران‌ها کیفیت انجام مأموریت را تعیین می‌کنند. در قسمت زیر پارامترهایی که قبلاً توضیح داده نشده‌اند مختصراً معرفی می‌شوند. در سیستم‌های فضایی، معمولاً این نیازمندی‌ها در قالب پارامترهای زیر تعیین می‌شوند.

- تغییرات سرعت مورد نیاز

- ضربه

گاهی اوقات به جای استفاده از تغییرات سرعت از ضربه کل استفاده می‌کنند. از این روش خصوصاً برای نیازمندی‌های سیستم‌هایی که از طریق خورشید، ستاره‌ها یا زمین مسیریابی می‌کنند استفاده می‌شوند.

- اندازه نیروها

معمولاً بر روی نیروهای تولیدی سیستم محدودیت‌هایی اعمال می‌شود.

0 حداقل شتاب

0 ماکزیمم شتاب

نیازمندی‌های پشتیبان یا اجرایی نیازمندی‌هایی هستند که توسط سیستم اصلی بر زیرسیستم پیشران‌ش اعمال می‌شوند.

- پیکربندی

به عنوان مثال پیکربندی ماهواره بر ممکن است محدودیت‌هایی بر شکل مخازن نگهداری سوخت و اکسید کننده اعمال کند.

- عمر

عمر سامانه پیشران‌ش باید در حدی باشد که بتواند در طول مأموریت کارایی داشته باشد و در پایان مأموریت سیستم را به یک مدار قرنطینه برساند و یا از مدار خارج کند. مأموریت‌های پرتاب دارای عمر چند ثانیه هستند اما عمر مأموریت‌های ماهواره ای و عمق فضا می تواند به ۱۵ سال برسد.

- قابلیت اطمینان

این نیازمندی معمولاً احتمال موفقیت سیستم پیشران‌ش را در طول مأموریت می دهد. ۵۹ درصد تمامی شکست‌ها در پرتاب و ۱۷ درصد شکست‌ها در مأموریت‌های مداری به دلیل نقص سیستم پیشران‌ش است.

- در دسترس بودن

- قابلیت نگهداری و تعمیرات

این پارامتر به بررسی هزینه و زمان‌بندی تعمیرات سیستم می‌پردازد. اکثر سیستم‌های فضایی امروزی، غیر از شاتل‌های فضایی، ایستگاه فضایی بین‌المللی و تلسکوپ فضایی هابل، نیاز به تعمیر و نگهداری واقعی ندارند.

- ایمنی

0 گرمایش

انتقال گرما از برخی قسمت های سیستم های پيشرانس زياد بوده و ممکن است باعث آسيب به باقی زیرسیستم های وسیله شود. همچنین وجود تشعشعات خورشیدی نیز بر این امر تأثیر می گذارد.

0 گازهای خروجی موشک

بعضی محصولات خروجی سیستم های پيشرانس ممکن است باعث افت عملکرد سطوح کنترل گرمایی و سنسورها شوند.

0 اختلالات الکترومغناطیسی

بعضی سیستم های پيشرانس امواج الکترومغناطیسی تولید می کنند که باعث اختلال در سیستم های ارتباطی و اندازه گیری می شوند.

0 تشعشعات

تشعشعات با انرژی بالای حاصل از برخی سیستم ها باید محدود شوند تا میزان تشعشع رسیده به سیستم های الکترونیکی و سنسورها کاهش یابد.

0 اثرات زیست محیطی

برخی محصولات خروجی سیستم های پيشرانس باعث آلودگی محیط زیست می شوند. ۴ مشکل مهم تخریب لایه ازن، باران های اسیدی، سمی بودن و گرمایش زمین هستند.

0 تخریب بر اثر انفجار

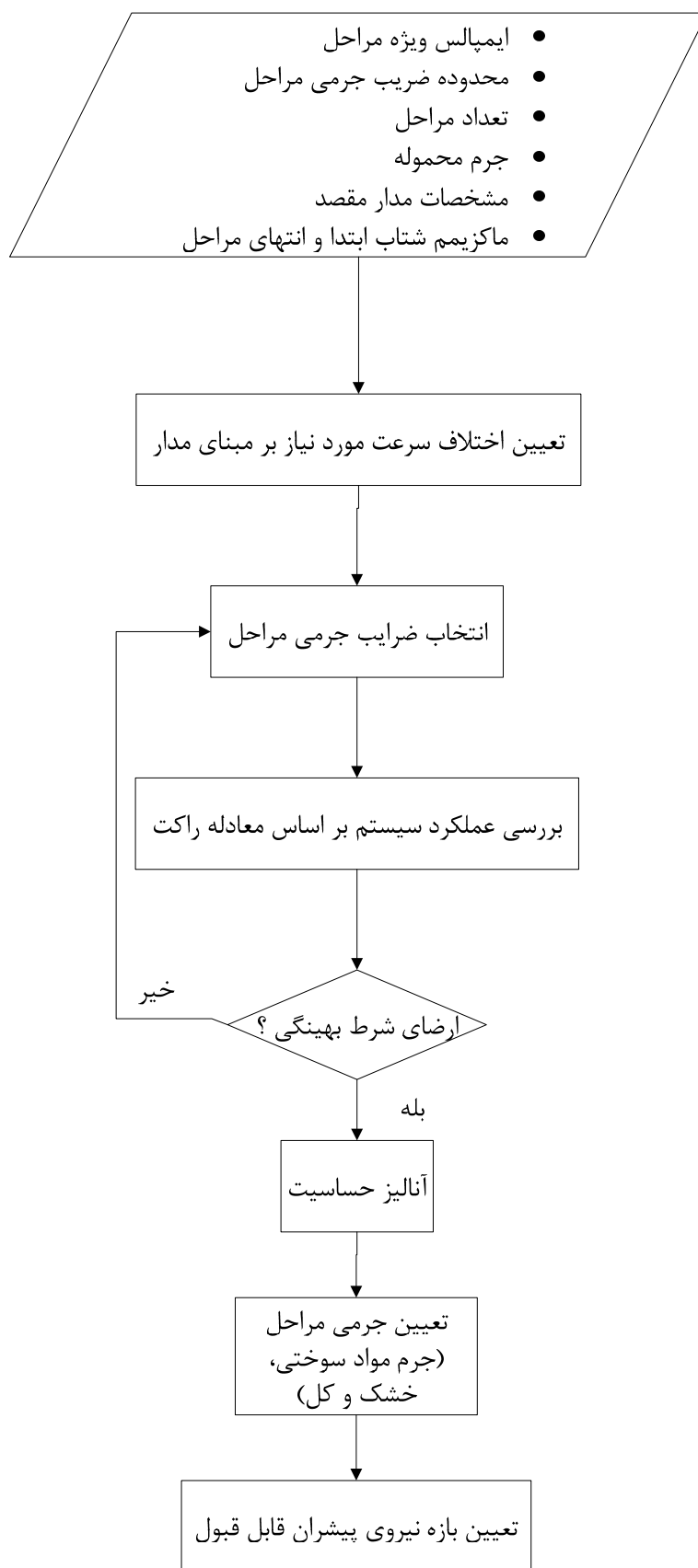
تمام سوخت های شیمیایی اشتعال پذیرند و در نگهداری آنها باید دقت کرد و مراقب فشار بیش از حد بود.

- میزان اتوماسیون

سیستم‌ها می‌توانند از روی زمین و یا توسط کامپیوتر پرواز کنترل شوند.

۸-۳. خلاصه الگوریتم تعیین ابعاد اولیه ماهواره‌بر

در شکل ۳-۳ روند مراحل ارائه شده در بالا به شکل یک فلوچارت نمایش داده شده‌اند. واضح است که با وجود سعی وافر برای وارد نکردن پیکربندی به تعیین ابعاد اولیه، باز هم پیکربندی تا حدودی وارد تعیین ابعاد شده است. اطلاعات آماری استفاده شده برای پیکربندی‌های متفاوت، تفاوت دارند و از طرفی مواد سوختی و خواص موتور هم تا حدی در این تعیین ابعاد مؤثر هستند. اما در هر حال، هدف غایی تعیین ابعاد که بدست آوردن بیشترین اطلاعات از طرح با استفاده از کمترین اطلاعات است محقق شده است.



شکل ۳-۳: فلوچارت تعیین ابعاد اولیه

۳-۹. مراجع

1. **Curtis, Howard.** *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Elsevier, 2009.
2. **Zandbergen, B.T.C.** *Space Engineering and Technology 2 Lecture Notes*. Delft : Delft University of Technology, 2009.
3. **Larson, Wiley J. and Wertz, James R.** *Space Mission Analysis and design*. Kluwer Academic Publishers, 1992. 1-881883-01-9.
۴. **هی، لیشو، طراحی موشک (بالستیک و حامل ماهواره)، مترجمین: دکتر حسن کریمی مزرعه‌شاهی، مهندس سید مجتبی هاشمی دولابی، جهاد دانشگاهی دانشکده فنی دانشگاه تهران، ۱۳۸۴**
5. **Sutton, George P., Biblarz, Oscar.** *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*. John Wiley & Sons, 2001.
6. **Wiesel, William E.** *Space Flight Dynamics*. McGraw-Hill, 1997.
7. **Dubois-Marta, Olivier.** *Launch Vehicles*. 1994.
8. Propellant Information. *Encyclopedia Astronautica*. [Online] 2009.
<http://www.astronautix.com/props/index.htm>.
9. *Wikipedia the free Encyclopedia*. [Online] <http://www.wikipedia.com>.
10. **Fortescue, Peter, stark, John and Swinerd, Graham.** *Spacecraft systems Engineering*. John Wiley & Sons, 2005. 0-470-85102-3.
11. **فنون‌دوسف، مقدمه‌های بر طراحی موشک، مترجمان: جعفر روشنیان، حسن کریمی مزرعه‌شاهی، مهران میرشمس.** انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۷۸.
12. **Akin, Dave.** *Lecture Slides for Launch and Entry Vehicle Design*. University of Meryland, 2010.
13. **Sforza, P. M.** *Aerospace Design 2 Lecture Notes*. University of Florida, 2008.

فصل ۴

تعیین پیکربندی

وظیفه ماهواره بر رساندن محموله به ارتفاع و سرعت لازم برای قرار گرفتن در مدار است. بدین منظور ماهواره بر از یک زیرسیستم پیشرانشی و سایر سیستم‌هایی که آن را پشتیبانی می‌کنند تشکیل شده است. در این مرحله لازم است که بر مبنای تعیین ابعاد انجام شده، یک تخمین اولیه از پیکربندی ماهواره بر را بدست آوریم. پیکربندی شامل موتور و سازه ماهواره بر می‌شود. در واقع در این مرحله اجزای مورد نیاز سیستم را سایز کرده و چیدمان آن‌ها را تعیین می‌کنیم.

۴-۱. پیکربندی ماهواره‌برهای یکبارمصرف

مطالعه بر روی ماهواره‌برهای یکبارمصرف نشان می‌دهد که دو نوع پیکربندی کلی وجود دارد.

۴-۱-۱. پیکربندی سری

در این حالت مراحل به صورت پشت سر هم قرار می‌گیرند. هر ۳ نوع مرحله‌بندی در این حالت امکان‌پذیر است. ممکن است چنین پیکربندی منجر به طول زیاد و مشکلاتی از نظر پایداری و کنترل شود که نیاز به بررسی است. شکل ۴-۱ نمونه چنین پیکربندی را نشان می‌دهد.

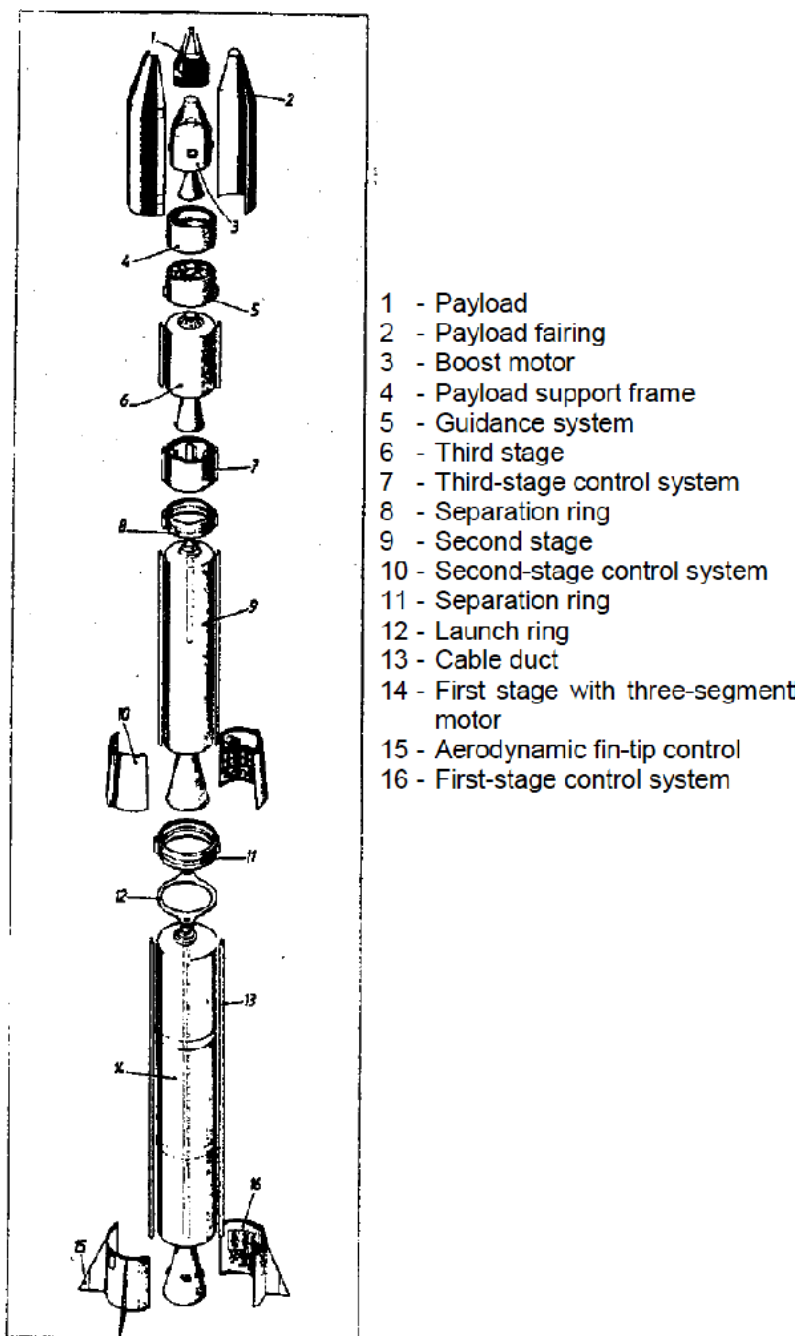
۴-۱-۱. پیکربندی خوشه‌ای

در این حالت برخی از مراحل به صورت جانبی نصب می‌شوند. این مسئله منجر به کوتاه‌تر شدن طول ولی بیشتر شدن سطح مقابل جریان مراحل پایین می‌شود. معمولاً به مراحل جانبی بوستر جانبی^۱ می‌گویند. مراحل جانبی می‌توانند به صورت سری یا موازی روشن شوند. مراحل جانبی به صورت استوانه‌ای و یا مخروطی نصب می‌شوند.

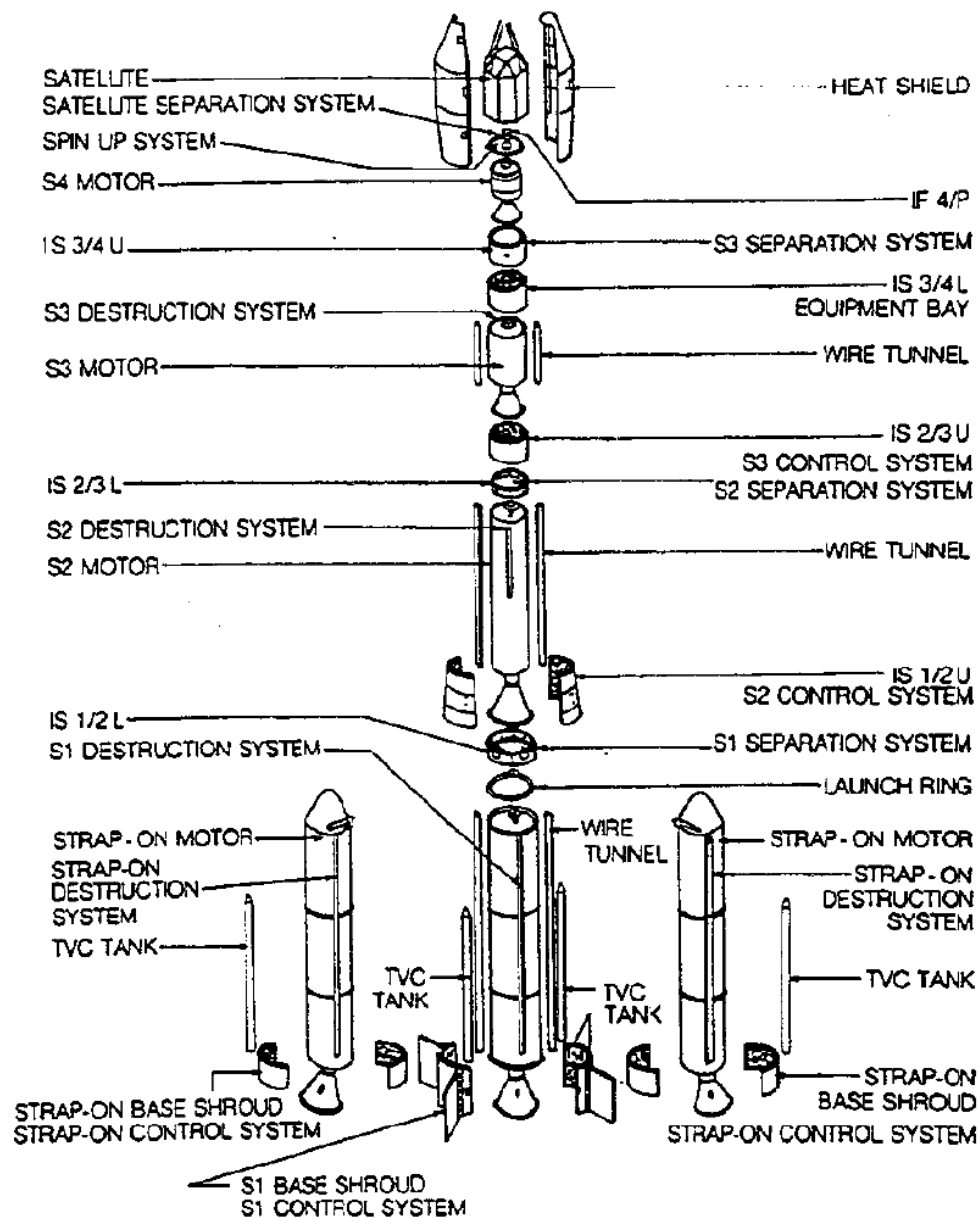
از این پیکربندی در بسیاری موارد برای افزایش عملکرد یک سیستم از پیش موجود استفاده می‌شود. در برخی موارد نیز این پیکربندی با توجه به امکان استفاده از موشک‌های موجود به عنوان بوستر و همچنین کاهش طول و مسایل پایداری انتخاب می‌شود. معمولاً تنها ۱ یا ۲ مرحله جانبی آن هم در شروع پرواز ماهواره بر در نظر گرفته می‌شود. تعداد بوسترها عموماً به دلیل نیاز به تقارن زوج بوده و تا عدد ۸ در داده‌های آماری دیده شده است. در این روش با تغییر سناریوی پرواز و زمان‌بندی روشن و خاموش شدن مراحل

^۱ Strap-on Booster

و جدایش آن‌ها به سادگی می‌توان عملکرد را متناسب با مأموریت تغییر داد زیرا مراحل جانبی هم می‌توانند به صورت سری بسوزند و هم موازی. شکل ۴-۲ نمونه چنین پیکربندی را نشان می‌دهد.



شکل ۴-۱: نمونه پیکربندی سری (ماهوره بر SLV-3) (۱)



شکل ۲-۴: نمونه پیکربندی موازی (ماهوره بر ASLC) (۱)

۲-۴. انتخاب سیستم پیشران

با توجه به خواص پیشرانی انتخاب شده در مراحل قبلی و نیروی پیشران بدست آمده، در این قسمت به تعیین خواص سیستم پیشران ماهوره بر می‌پردازیم. این خواص در واقع شکل هندسی سامانه ماهوره بر و قدرت آن را مشخص می‌کنند.

پیش از انتخاب سیستم پیشرانس لازم است که کل سیستم و مأموریت آن کاملاً تعریف شده باشند. معمولاً تعیین کامل مأموریت در نیازمندی‌های سازمان سفارش دهنده آمده است. گاهی اوقات حتی نوع سیستم پیشرانس نیز در نیازمندی‌ها می‌آید. معمولاً سیستم پیشرانس تأثیر زیادی بر عملکرد، کنترل، عملیات و تعمیر و نگهداری سامانه اصلی می‌گذارد.

بدین منظور چند راه در پیش داریم:

۱. استفاده از یک موتور از پیش ساخته شده با نیروی پیشرانشی در حدود نیروی پیشرانس مورد نیاز در صورتی که این گزینه را انتخاب کنیم، با توجه به آن که هر چه نیروی پیشرانس موتوری بیشتر باشد، آن موتور گران‌تر است و با توجه به زمان سوزش انتخاب شده، از موتورهای موجود موتوری را بر می‌گزینیم که نیروی پیشرانس آن برابر یا کمی کمتر از نیروی پیشرانس مورد نیاز باشد و زمان سوزشی برابر یا بیش از حد مورد نیاز داشته باشد. این انتخاب منجر به تغییر نسبت نیروی پیشرانس به وزن خواهد شد که باید این تغییر لحاظ شود.

۲. استفاده از خوشه‌ای از موتورهای از پیش ساخته شده با نیروی پیشرانشی در حدود نیروی پیشرانس مورد نیاز

از این گزینه زمانی استفاده می‌شود که تأکید طراح به استفاده از موتور یا موتورهای خاصی باشد که به صورت تکی قادر به تأمین نیروی پیشرانس مدنظر نیستند. در این صورت، ترکیبی از این موتورها به صورت خوشه‌ای استفاده می‌شود که نیروی پیشرانشی در حدود مورد نظر ایجاد می‌کند. باز هم باید مقدار نسبت نیروی پیشرانس به وزن به روز رسانی شود. در حالت استفاده از موتورهای خوشه‌ای مشکلاتی در زمینه خروج از مرکز نیروی پیشرانس (و در نتیجه نیاز به کنترل آن) و هماهنگ‌سازی زمان روشن و خاموش شدن موتورها یا محفظه‌ها به وجود می‌آید. باید توجه کرد که گاهی بخشی از موتورهای خوشه‌ای زودتر از باقی موتورها سوزش خود را پایان می‌دهند و در واقع یک مرحله موازی ایجاد می‌شود.

۳. تعیین ابعاد موتور جدید (موتور شکل پذیر)^۱

در صورتی که موتوری با قابلیت‌های مورد نیاز در دسترس نباشد، ممکن است نیاز به طراحی موتور جدیدی باشد. معمولاً طراحی موتور جدید هزینه و زمان زیادی می‌طلبد. در این حالت در مراحل طراحی ماهره‌بر تقریبی از توانایی‌های موتور بدست می‌آورند و به طور موازی گروه طراحی موتور، موتور را طراحی می‌کند. به محض محیا شدن اطلاعات اولیه موتور، طراحی سیستم بازنگری می‌شود. در این حالت نیاز است که در مرحله تعیین پیکربندی ماهره‌بر، یک مدل ساده برای تعیین ابعاد موتور استفاده شود. معمولاً در صورت امکان موتور جدید بر مبنای بالاترین نیروی پیشران‌ش مورد نیاز هر مرحله تعیین می‌شود. این نیروی پیشران‌ش قبلاً در مرحله تعیین ابعاد اولیه بر مبنای شتاب آخر مرحله بدست آمده است.

در صورتی که مأموریت با موتورهای موجود قابل انجام باشد، بهتر است که در مراحل اولیه طراحی این موتورها در نظر گرفته شوند زیرا مطمئن هستیم که شرایط طراحی در دسترس است. اگر در ادامه قابلیت طراحی موتور نیز وجود داشت، می‌توان موتور بهتری را جایگزین کرد. معمولاً به منظور تعیین موتور نیاز است که بررسی‌هایی بر روی تأثیر هر موتور بر عملکرد، هزینه و قابلیت اطمینان سامانه اصلی صورت گیرد. گاهی اوقات طراحی را با انتخاب چند موتور ادامه می‌دهند و در نتیجه سامانه نهایی دارای نسخه‌های مختلف می‌شود.

۱-۲-۴. نوع سیستم پیشران‌ش

معمولاً در مراحل اولیه یک پیشنهاد اولیه برای نوع سیستم پیشران‌ش داده می‌شود. این پیشنهاد تعیین می‌کند که نوع سیستم پیشران‌ش سوخت مایع، سوخت جامد یا نوع دیگری باشد. از آنجا که سیستم‌های پیشران‌ش غالب به کار رفته در ماهره‌برها موتورهای سوخت جامد و سوخت مایع‌اند، در اینجا مزایا و معایب این سیستم‌ها بر مبنای اطلاعات مراجع (۲) و (۳) و (۴) ذکر می‌شود. باید توجه داشت که این موارد نسبی بوده و وابسته به نوع مأموریت است.

^۱ Rubber Engine

مزایای سیستم‌های سوخت جامد به قرار زیرند:

- طراحی ساده و وجود هیچ یا تنها چند جزء متحرک
- سادگی استفاده و بازرسی‌های کم قبل از پرواز
- قابلیت استفاده سریع
- عدم وجود نشت، احتمال ریختن و جریان یافتن پيشران و ایجاد تلاطم در سیستم
- گاهی اوقات در استفاده‌های با ضربه کلی پایین چنین سیستمی به وزن کمتری می‌رسد
- می‌توانند به دفعات کم در صورت برنامه‌ریزی قبلی خاموش و روشن شود و قابلیت تغییر نیروی پيشران^۱ پیدا کند
- قابلیت کنترل بردار نیروی پيشران را دارد ولی این کار در چنین سیستمی پیچیدگی زیادی دارد
- قابلیت نگهداری ۵ تا ۲۵ ساله
- معمولاً پيشران‌های جامد چگالی بیشتری دارند، در نتیجه وسیله اصلی کوچکت‌ر و جمع و جورتر شده، نیروی پسای کمتری به آن وارد می‌شود
- برخی پيشران‌های جامد گازهای خروجی پاک و غیرسمی ایجاد می‌کنند. البته این مسئله معمولاً با افتی در عملکرد همراه است.
- برخی بدنه‌ها^۲ و گرین‌های ایجاد شده قابلیت استفاده با نازل‌های مختلف را دارند
- وسایل پایان‌دهنده به نیروی پيشران قابلیت کنترل ضربه کلی ایجاد شده را دارند

^۱ Throttling

^۲ Case

- تبخیر و کنده شدن عایق، نازل و مواد پوششی دبی جرمی را افزایش داده و به ضربه کل کمک می-کنند اما خطراتی نیز برای سامانه دارند.
 - قابلیت تولید انبوه وجود دارد. (تا ۲۰۰,۰۰۰ در سال)
 - می تواند برای بازیافت، بازسازی و استفاده مجدد طراحی شود
- از معایب موتورهای سوخت جامد می توان موارد زیر را نام برد:
- احتمال آتش سوزی و انفجار زیاد است. خرابی ممکن است منجر به فاجعه شود. اکثراً در مقابل برخورد و سقوط حساسند.
 - بسیاری نیاز به مجوز زیست محیطی و پیش بینی های امنیتی برای حمل و نقل در مسیرهای عمومی، تست و استفاده دارند.
 - در شرایطی خاص برخی پیشران ها و گرین ها ممکن است منفجر شوند.
 - برخی سیکل های دمایی و حمل و نقل خشن به گرین آسیب می رساند و در نتیجه عمر مفید کاهش می یابد.
 - اگر برای استفاده مجدد طراحی شده باشد، احتیاج به بازسازی وسیع در کارخانه و پیشران های جدید دارد.
 - نیاز به سیستم جرقه زنی^۱ برای شروع سوزش دارد.
 - هر بار روشن کردن مجدد نیاز به سیستم جرقه زن جداگانه و عایق کاری جداگانه دارد. در عمل تنها یک تا دو بار می توان مجدداً روشنشان کرد.
 - پیشران های کامپوزیتی که شامل پرکلرات آمونیوم هستند، معمولاً گازهای سمی تولید می کنند.

^۱ Ignition

- برخی از پیشران‌ها یا اجزای تشکیل دهنده‌شان ممکن است در حین نگهداری تجزیه شوند.
- معمولاً گازهای خروجی از^۱ موتورهای سوخت جامد تضعیف بیشتری در فرکانس‌های رادیویی ایجاد می‌کند تا گازهای خروجی از موتورهای سوخت مایع
- تنها برخی موتورها را می‌توان به صورت دلخواه خاموش کرد اما در این صورت این موتورها از کار می‌افتند.
- از زمانی که سوزش شروع نمی‌توان نیروی پیشران‌ش و زمان از پیش تعیین شده آن را عوض کرد. طرح‌هایی برای تغییر میزان نیروی پیشران‌ش ارائه شده ولی تجربیات در این زمینه کم است.
- در صورتی که پیشران بیش از چند درصد ذرات کربن، آلومینیوم یا فلزات دیگر را داشته باشند، گازهای خروجی دوده‌ای بوده و تشعشعات آن زیاد است.
- تعیین بی‌عیبی گرین (عدم وجود حفره و ترک در آن) درست قبل از عملیات پرتاب سخت است.
- نیروی پیشران‌ش و مدت سوزش با دمای محیط اولیه گرین تغییر می‌کند و به سادگی قابل کنترل نیست. در نتیجه مسیر پرواز، سرعت، ارتفاع و مسافت پروازی موتور با دمای گرین تغییر می‌کند.
- شروع به کار بوسترهای بزرگ چند ثانیه طول می‌کشد.
- عایق کاری دمایی در تمامی موتورها لازم است.
- نمی‌توان قبل از استفاده آن را تست کرد.
- نیاز به پیشبینی‌های امنیتی دارد تا از روشن‌شدن غیرعمدی موتور پیشگیری کند.
- برنامه از پیش تعیین شده برای سوزش آن را نمی‌توان در حین پرواز تغییر داد که این مسئله انعطاف در مأموریت‌ها را کاهش می‌دهد.

¹ Plume

مزایای موتورهای سوخت مایع به قرار زیرند:

- معمولاً بیشترین ضربه ویژه را دارند. در نتیجه برای جرم ثابت پیشران این منجر به اختلاف سرعت بیشتر و سرعت در دسترس بیشتر برای مأموریت می‌شود.
- می‌توانند به صورت دلخواه شتاب‌داده شده و خاموش و روشن شوند. می‌توانند به صورت گسسته (پالسی) کار کنند. توزیع نیروی پیشران با زمان به صورت دلخواه قابل تغییر است که این منجر به آزادی بیشتر در مسیر پرواز می‌شود.
- نیروی پیشران پس از خاموشی با وسایل از بین بردن نیروی پیشران قابل کنترل است. در نتیجه کنترل بیشتری بر سرعت نهایی وسیله داریم.
- قابلیت بررسی قبل از مأموریت را دارند. می‌توانند با نیروی پیشران کامل بر روی زمین و یا سکوی پرتاب آزمایش شوند.
- می‌توانند برای استفاده مجدد طراحی شوند و تنها نیاز به تعمیر و نگهداری خواهند داشت.
- محفظه پیشران و بخشی از وسیله می‌توانند خنک‌کاری شده و در نتیجه کم وزن ساخته شوند.
- پیشران‌های قابل ذخیره^۱ تا ۲۰ سال داخل سامانه‌ها نگهداری شده‌اند و موتورهای می‌توانند سریعاً آماده به کار شوند.
- در سیستم‌هایی که ضربه کلی زیاد داشته و از پمپ برای سوخت‌رسانی استفاده می‌کنند، وزن خشک سیستم پیشران (با احتساب مخازن) بسیار کاهش یافته (مخازن جدار نازک با فشار پایین) و در نتیجه نسبت پیشران وسیله به وزن کل را می‌توان افزایش داد.

^۱ Storable

- اکثر پیشران‌های مایع گازهای خروجی غیررسمی ایجاد می‌کنند که از نظر زیست‌محیطی قابل قبولند.
 - یک سیستم سوخت‌رسان کلی می‌تواند جهت سوخت‌رسانی به چندین محفظه پیشران در قسمت‌های مختلف سامانه به کار گرفته شود.
 - به منظور پیشگیری از شرایطی که منجر به شکست مأموریت می‌شود، شرایط کاری در حین روشن کردن موتور قابل تغییرند.
 - قابلیت استفاده از اجزای اضافه یا پشتیبان را به منظور افزایش قابلیت اطمینان دارا هستند.
 - در شرایطی که چند موتور وجود دارد، می‌توان برای از کار افتادن موتورها طراحی انجام داد (Engine Out Capability).
 - هندسه مخازن کم فشار را می‌توان برای قیود مختلف هندسی طراحی کرد.
 - پیدمان مخازن در وسیله می‌تواند به گونه‌ای صورت گیرد که تغییر مکان مرکز جرم را در طول فاز پرواز موتور روشن حداقل کند. این مورد پایداری پرواز وسیله را افزایش داده و میزان ممان‌های کنترلی مورد نیاز را کاهش می‌دهد.
 - تشعشعات گازهای خروجی و دود آن‌ها معمولاً کم است.
 - عمر محفظه‌های پیشران بزرگ خنک‌کاری شده ممکن است به حدود ۱۰۰ بار استفاده مجدد یا بیشتر برسد.
- برخی معایب سیستم‌های سوخت مایع به قرار زیرند:
- طراحی پیچیده‌تر، اجزای بیشتر و در نتیجه احتمال بیشتری برای خطا

- پیشران‌های سرمازا^۱ را نمی‌توان به مدت زیاد نگهداری کرد مگر آنکه مخازن آن‌ها عایق‌کاری شده و بخارات حاصله نیز میعان شوند. پر کردن پیشران‌ها در محل پرتاب صورت می‌گیرد و نیاز به تجهیزات نگهداری مواد سرمازا دارد.
- نشت و ریختن برخی پیشران‌ها می‌تواند خطرناک، خورنده و سمی بوده و باعث آتش‌سوزی شود. این خطرات با استفاده از سوخت‌های ژلی می‌تواند کاهش یابد.
- وزن بیشتر در کاربردهای با ضربه کل و زمان کاری کمتر (نسبت وزنی سوخت کمتر)
- پیشران‌های غیرخود مشتعل^۲ نیاز به سیستم جرقه‌زن دارند.
- مخازن نیاز به فشارگذاری از طریق یک سیستم فشارگذار جداگانه دارند. در نتیجه ممکن است نیاز به سیستمی جهت نگهداری بلندمدت گازهای خنثی در فشار زیاد باشد.
- کنترل ناپایداری احتراق در این سیستم‌ها سخت‌تر است.
- ایجاد ترک و ضربه ممکن است باعث نشت و گاهی آتش‌سوزی شود ولی معمولاً با انفجار همراه نیست. پیشران‌های ژلی می‌توانند این خطرات را کاهش دهند.
- برخی پیشران‌ها بخارات و گازهای سمی تولید می‌کنند.
- معمولاً جای بیشتری نیاز دارند زیرا پیشران مایع چگالی کمتری داشته و معمولاً بازده چینش اجزای موتور از نظر حجمی بالا نیست.
- در صورتی که وسیله دچار شکستی شده و اکسیدکننده و سوخت با هم ترکیب شوند، احتمال ایجاد یک ترکیب منفجر شونده وجود دارد، گرچه این احتمال پایین است.

^۱ Cryogenic Propellants

^۲ Non-hypergolic

- تلاطم ایجاد شده در مخازن ممکن است به پایداری پرواز لطمه بزند و در این حالت، معمولاً استفاده از موج‌گیر^۱ها مشکل را رفع می‌کند.
 - در صورتی که مجرای خروجی مخازن پوشیده نشده باشند، گازهای کشیده شده به داخل مخزن ممکن است باعث ارتعاشات احتراقی یا جلوگیری از احتراق شود.
 - استفاده از برخی سوخت‌های هیدروکربنی منجر به ایجاد دود و دوده در گازهای خروجی می‌شود.
 - برای استفاده در شرایط بی‌وزنی^۲ نیاز به پیش‌بینی‌های طراحی خاص دارد.
 - در استفاده از پیشران‌های سرمازا، یک تأخیر در شروع به کار موتور وجود دارد که ناشی از زمان مورد نیاز برای خنک‌کردن مسیر جریان و سایر سخت‌افزارها تا دماهای کرایونیک است.
 - موتورهای با نیروی پیشران بالا نیاز به چندثانیه به منظور روشن شدن دارند.
- با توجه به مأموریت مورد نظر باید برای هر مرحله باید لیست‌هایی مانند لیست‌های فوق برای سیستم‌های پیشران‌ش ممکن ایجاد شوند و بر اساس اهمیت مرتب شوند.
- در کل مرجع (۲) اشاره می‌کند (و همچنین آمار نشان می‌دهد) که به ظاهر موتورهای سوخت مایع در سیستم‌های پرتاب فضایی، مراحل بالای ماهواره‌برها و سامانه‌های فضایی به دلیل ضربه ویژه بالاتر، پاک‌تر بودن گازهای خروجی و امکان تغییر شتاب و کنترل سوزش به صورت دلخواه بیشتر مورد توجه هستند. همچنین در سیستم‌های کنترل وضعیت نیز به دلیل قابلیت نیروی پیشران گسسته و تعیین ضربه پس از خاموشی مورد توجه هستند. در هر حال همیشه استثناهایی برای این قواعد کلی وجود دارد. مشهود است که هنوز بسیاری از ماهواره‌برها از موتورهای سوخت جامد نیز استفاده می‌کنند و حتی ماهواره‌برهایی که تمامی مراحلشان از سوخت جامد استفاده می‌کنند در دست طراحی و ساخت هستند.

¹ baffle² Microgravity

برداشت اصلی نویسنده این بود که کشورهایی که به فناوری سوخت مایع دسترسی ندارند و یا مایل به ارتقای فناوری سوخت جامد خود هستند، ماهواره‌برهای تمام سوخت جامد طراحی می‌کنند. در باقی موارد از سوخت جامد بیشتر در بوسترها و مرحله نهایی استفاده می‌شود. همچنین، معمولاً ماهواره‌برهای سوخت جامد برای رقابت با ماهواره‌برهای سوخت مایع نیاز به داشتن مراحل بیشتری دارند. مثلاً ماهواره‌برهای ژاپنی ۴ مرحله سوخت جامد با ماهواره‌برهای دو مرحله‌ای سوخت مایع آن‌ها قابل مقایسه هستند.

جدول ۴-۱ خلاصه‌ای از سیستم‌هایی که برای استفاده در ماهواره‌برها در دسترس هستند را نشان می‌دهد.

جدول ۴-۱: خلاصه سیستم‌های پیشران‌ش به کار رفته در ماهواره‌برها (۲)

کاربرد	موتورهای سوخت مایع توربوپمپی با نیروی پیشران‌ش بالا	موتورهای سوخت مایع با نیروی پیشران‌ش متوسط و پایین	موتورهای سوخت مایع پالسی و تراسترها	موتورهای سوخت جامد بزرگ	موتورهای سوخت جامد متوسط و کوچک	آرک‌جت‌ها و رزستو‌جت‌ها ^۱	پیشران‌ش یونی و الکترومغناطیسی	جت‌های پالسی ^۲
بوسترهای ماهواره‌برها	●			●				
موتورهای جانبی ^۴	●			●				
مراحل بالای ماهواره‌برها	●	●		○	●			
تزریق مداری		●			●	○		
تصحیح سرعت و مسیر		○	●			○	○	
کنترل وضعیت			●			●	○	○

● : تمایل به استفاده

○ : موارد استفاده دیده شده است.

معمولاً هنگامی که کل سامانه بازطراحی یا بهینه می‌شود، سیستم پیشران‌ش نیز تغییر می‌یابد. همچنین همواره موتوری که قبلاً استفاده شده برای استفاده جدید تغییراتی داده می‌شود. معمولاً سیستم‌های

^۱ Arcjet

^۲ Resistojet

^۳ Pulse jets

^۴ Strap on

پیشران‌ش مطمئن که نیازمندی‌ها را برآورده می‌کنند از نظر هزینه و قابلیت اطمینان بر یک سیستم پیشران‌ش جدید مزیت دارند.

در کل از پارامترهای بسیار مؤثر در انتخاب سیستم پیشران‌ش، نوع سیستم پیشران‌ش در دسترس و پیشرفت در فناوری یکی از موتورهایست. فقط در مواقعی خاص که هدف جاه‌طلبانه و در جهت پیشرفت دادن یک فناوری خاص است از این قاعده خارج می‌شوند. اثبات شده که موتورهای سوخت مایع عملکرد بهتری نسبت به موتورهای سوخت جامد دارند زیرا لازم نیست که کل مخازن آن‌ها فشار محفظه احتراق را تحمل کند. از سایر موتورهای موجود مانند موتورهای هواتنفسی تا به حال در ماهواره‌برهای یکبارمصرف استفاده نشده است، گرچه مقالاتی در این زمینه تدوین شده‌اند.

۴-۲-۲. خواص اصلی سیستم‌های پیشران‌شی

سیستم‌های پیشران‌شی دارای چند پارامتر بسیار مهم در عملکرد خود می‌باشند که عبارتند از:

- نیروی پیشران‌ش

نیروی پیشران‌ش به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$T = \dot{m}V_e + (P_e - P_{amb})A_e \quad (۴-۱)$$

که در آن $\dot{m}$ دبی جرمی خروجی موتور، V_e سرعت گازهای خروجی موتور، P_e فشار در خروجی نازل، P_{amb} فشار محیط و A_e سطح مقطع خروجی نازل است. با استفاده از این رابطه می‌توان نیروی پیشران‌ش را برای ارتفاع تصحیح کرد.

- سرعت گازهای خروجی

سرعت گازهای خروجی را می‌توان با استفاده از رابطه آیزن‌تروپیک با فرض گاز ایده‌آل به صورت زیر حساب کرد:

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{RT_0}{\bar{M}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (4-2)$$

که در آن $\bar{M}$ جرم مولی متوسط گازهای خروجی، R نسبت جهانی گازها، γ نسبت گرماهای ویژه (حدود $1/2-1/4$)، P_0 فشار محفظه احتراق، T_0 دمای محفظه احتراق و P_e فشار در خروجی نازل است.

- سرعت مؤثر خروجی

عبارتی است که با ضرب در دبی جرمی میزان نیروی پیشرانش را می‌دهد یعنی:

$$u_{eq} = V_e + \frac{(P_e - P_{amb})A_e}{\dot{m}} \quad (4-3)$$

- ضربه ویژه

ضربه ویژه به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g_{sl}} = \frac{u_{eq}}{g_{sl}} = \frac{C_F c^*}{g_{sl}} \quad (4-4)$$

که در این رابطه T بیانگر نیروی پیشرانش، $\dot{m}$ دبی جرمی خروجی موتور، g_{sl} شتاب گرانش در سطح زمین، I_{sp} ضربه ویژه، C_F ضریب نیروی پیشرانش و c^* سرعت مشخصه است. واضح است که این معیار نسبت نیروی پیشرانش ایجاد شده در برابر وزن خروجی از موتور را نمایش می‌دهد. این معیار در واقع قابلیت عملکردی موتور را نشان می‌دهد. ضربه ویژه وابسته به ارتفاع پروازی، نوع پیشران، شکل نازل و فناوری ساخت موتور است.

- نسبت انبساط

میزان انبساط گازهای خروجی توسط نازل را نشان می‌دهد. این نسبت توسط روابط آیزنتروپیک برای گازهای ایده‌آل به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (۴-۵)$$

این نسبت به گونه‌ای تعیین می‌شود که فشار خروجی را با فشار طراحی محیط موتور تطبیق دهد.

- سرعت مشخصه

این معیار عملکرد محفظه احتراق و پیشران را نشان می‌دهد. تعریف آن به صورت زیر است:

$$c^* = \frac{P_0 A_t}{\dot{m}} = \frac{1}{\sqrt{\gamma}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{R_0 T_0}{\bar{M}}} \quad (۴-۶)$$

- ضریب نیروی پیشران

ضریب نیروی پیشران مقداری بین ۰/۵-۲ دارد و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C_F = \frac{T}{P_0 A_t} = \lambda \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R T_0}{\bar{M}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{P_e - P_{amb}}{P_0}\right) \frac{A_e}{A_t} \quad (۴-۷)$$

در این رابطه λ نسبت کاهش نامیده می‌شود که تابعی از شکل نازل است. در کل شکل نازل و فشارهای خروجی و محیط بر این پارامتر مؤثرند.

- نسبت اکسیدکننده به سوخت

این نسبت، نسبت ترکیب شدن سوخت و اکسید کننده را نشان می‌دهد. معمولاً این نسبت کمتر از نسبت استوکیومتری ترکیب سوخت و اکسید کننده است. می‌توان به صورت زیر از این نسبت برای تعیین دبی سوخت و اکسید کننده استفاده کرد:

$$m_{fuel} = \frac{m_{prop}}{1 + o/f} \quad (۴-۸)$$

$$m_{ox} = m_{prop} \frac{o/f}{1 + o/f} \quad (۴-۹)$$

$$\dot{m}_{fuel} = \frac{\dot{m}_{prop}}{1 + o/f} \quad (۴-۱۰)$$

$$\dot{m}_{ox} = \dot{m}_{prop} \frac{o/f}{1 + o/f} \quad (۴-۱۱)$$

• چگالی پیشران‌ها

هر چه چگالی پیشران‌ها پایین‌تر باشد، سامانه کوچکتر بوده و اتلاف کمتری دارد.

• نسبت نیروی پیشران‌ش به وزن موتور

این معیار نیز کارایی موتور را نشان می‌دهد. در واقع هر چه این نسبت بیشتر شود، موتور وزن

کمتری نسبت به نیروی پیشران‌ش دارد و در نتیجه وزن خشک سامانه اصلی کاهش می‌یابد.

۴-۲-۳. خوشه‌بندی موتورهای^۱

این متد که به چند شکل دیده می‌شود، در مواقعی به کار می‌رود که موتور در دسترس یا مورد استفاده دارای نیروی پیشران‌ش مورد نظر نیست. یکی از روش‌های کاهش هزینه ساخت ماهواره‌برها، تولید انبوه موتورهای کوچک است که به صورت خوشه‌بندی در مراحل ماهواره‌بر قرار می‌گیرند. شرکت خصوصی SpaceX از این طریق به قیمت بسیار پایینی در پرتاب ماهواره‌ها دست یافته است.

به هر روی، دو روش در خوشه‌بندی موتورهای سوخت مایع استفاده می‌شود:

۱. خوشه‌بندی موتورهای کامل

در این روش کل موتور شامل محفظه احتراق، نازل و توربوپمپ خوشه‌بندی می‌شوند.

^۱ Engine Clustering

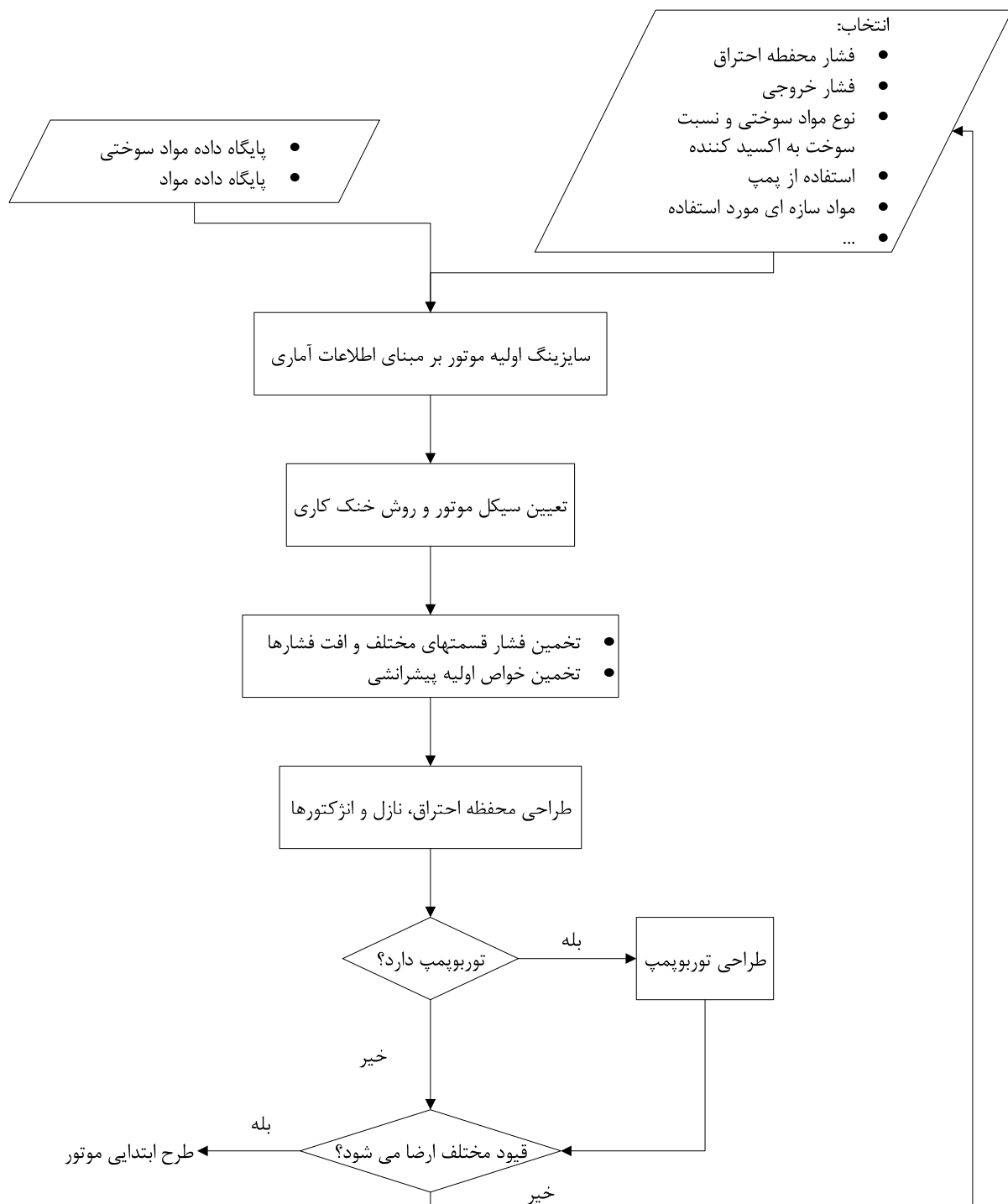
۲. خوشه‌بندی با توربوپمپ مشترک

در این روش تنها محفظه‌ها و نازل‌ها خوشه‌بندی می‌شوند و چندین محفظه از یک توربوپمپ واحد تغذیه می‌شوند.

خوشه‌بندی در موتورهای سوخت جامد کمتر صورت می‌گیرد اما در کل به این صورت است که چند موتور شامل کل بدنه و نازل‌ها در کنار هم قرار می‌گیرند.

۳-۴. موتورهای سوخت مایع

در سیستم‌های سوخت مایع، سازنده موتور تنها موتور و توربوپمپ را در اختیار ما قرار می‌دهد. طراحی مخازن و فشارگذاری سیستم سوخت‌رسانی بر عهده سازنده ماهواره‌بر است. البته در بسیاری از اوقات سازنده ماهواره‌بر سازنده موتور نیز هست. در این قسمت روندی برای تعیین ابعاد موتورهای سوخت مایع ارائه می‌دهیم. دلیل ارائه این روش آن است که معمولاً داده‌های در دسترس درباره موتورها دارای نقص‌هایی هستند. مطالب ارائه شده در این قسمت می‌تواند به منظور تعیین ابعاد یک موتور جدید استفاده شود و یا برای تکمیل اطلاعات موتوری که اطلاعات ناقص آن را داریم استفاده شود. روند ارائه شده برای تعیین ابعاد موتورهای سوخت مایع بر پایه روشی بنا شده که در مرجع (۳) آمده است. اطلاعات مرجع ۳ با استفاده از مراجع (۲)، (۴)، (۵) و (۶) تکمیل شده است. از این روش می‌توان برای طراحی موتورهای ماهواره‌بر و همچنین تراسترهای کنترلی استفاده کرد. فلوچارت این روش در شکل ۳-۴ آمده است. مشکل این روش نیاز به ورودی‌های زیاد است.



شکل ۳-۴: فلوچارت تعیین ابعاد موتورهای سوخت مایع

۳-۴-۱. تعیین ابعاد ابتدایی موتورهای سوخت مایع

در صورتی که در مورد موتوری اطلاعات کافی وجود نداشته باشد و یا هدف طراحی موتور جدید باشد، می-توان با استفاده از داده‌های آماری تقریبی مناسب در رابطه با ابعاد و وزن موتور سوخت مایع بدست آورد.

وزن و ابعاد موتورهای ساخته شده فعلی با نیروی پیشران‌شان دارای رابطه است. با رسم ابعاد و وزن این سامانه ها و میانمایی می‌توان به روابطی تقریبی که برای تخمین اولیه مناسبند دست یافت. البته این روابط و روند تاریخی ما را محدود نمی‌کند و می‌توان موتورهایی با وضعیتی خارج از این مجموعه ساخت. ولی با استفاده از این داده‌ها مطمئنیم که سامانه طراحی شده جواب خواهد داد (چون بر مبنای طرح‌های موفق قبلی طراحی شده است) و احتمال خطا در طراحی پایین می‌آید. البته یک طرح ممکن است که اختلاف زیادی با مقادیر بدست آمده از این روابط داشته باشد، اما در این حالت طراح باید دلیلی قانع کننده برای این اختلاف داشته باشد.

برای استفاده از این روابط باید تخمینی از نیروی پیشران‌ش مورد نیاز داشته باشیم. این کار از طریق طراحی مأموریت بدست می‌آید. روش دیگر، استفاده از اطلاعات موتورهایی با مأموریت مشابه و یا استفاده از شتاب تخمینی مورد نیاز و جرم تخمینی سامانه است.

فرمول‌هایی که در پیش می‌آید، در حقیقت پکت هندسی^۱ موتور را تعریف می‌کند. پکت هندسی یک موتور راکت به صورت کوچکترین محوطه‌ای تعریف می‌شود که بتواند کاملاً موتور را در بر بگیرد. پکت هندسی باید بتواند موارد زیر را در بر بگیرد:

- در سیستم‌هایی که با فشارگذاری کار می‌کنند

محفظه پیشران و شیرهای کنترل جریان

- در موتورهای پمپ دار

محفظه پیشران، توربوپمپ، حلقه نگاهدارنده، سیستم کنترل بردار نیروی پیشران‌ش

مشهود است که پکت هندسی شامل مخازن پیشران‌ها نمی‌شود.

روابط زیر از طریق مرجع (۳) برای تخمین وزن و ابعاد ارائه شده است:

¹ Geometric envelope

۱. برای مرحله اول ماهواره‌برها

$$m_E = \frac{F}{g_0(25.2 \log F - 80.7)} \quad (۴-۱۲)$$

$$L_E = 0.000034042F + 327.7 \quad (۴-۱۳)$$

$$D_E = 0.00002359F + 181.3 \quad (۴-۱۴)$$

۲. برای موتورهای فضایی با دو مؤلفه پیشران^۱

$$m_E = \frac{F}{g_0(0.0006098F + 13.44)} \quad (۴-۱۵)$$

$$L_E = 0.0054F + 31.92 \quad (۴-۱۶)$$

$$D_E = 0.00357F + 14.48 \quad (۴-۱۷)$$

۳. برای موتورهای با یک مؤلفه پیشران^۲

$$m_E = \frac{F}{g_0(-3.7405F^4 + 7.1685 \times 10^{-7} F^3 - 5.2221 \times 10^{-4} F^2 + 0.18761F - 0.039763)} \quad (۴-۱۸)$$

$$L_E = 0.0075F + 2.2484 \quad (۴-۱۹)$$

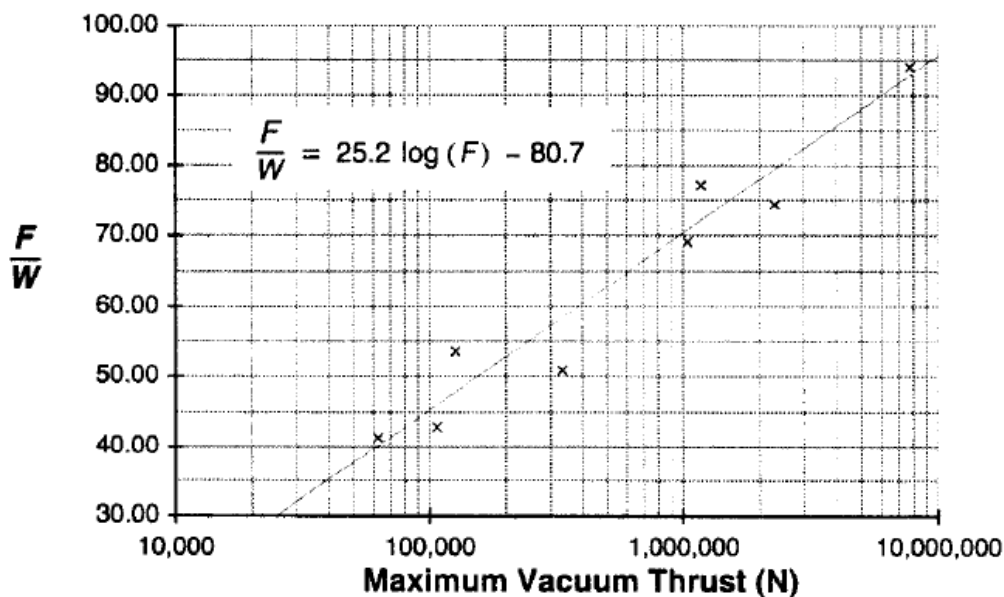
$$D_E = 0.0024F + 0.6392 \quad (۴-۲۰)$$

در این روابط m_E جرم موتور بر حسب کیلوگرم، L_E طول موتور بر حسب سانتی متر، D_E قطر موتور بر حسب سانتی متر، F نیروی پیشران موتور در خلأ بر حسب نیوتن، g_0 شتاب گرانش در سطح دریا (برای زمین ۹/۸۱) بر حسب متر بر مجذور ثانیه می‌باشد. منظور از جرم موتور جرم محفظه نیروی پیشران است. قطر و طول بدست آمده از این روابط ماکزیمم قطر و طول کل بدون در نظر گرفتن مخازن نگهداری از پیشران‌ها است.

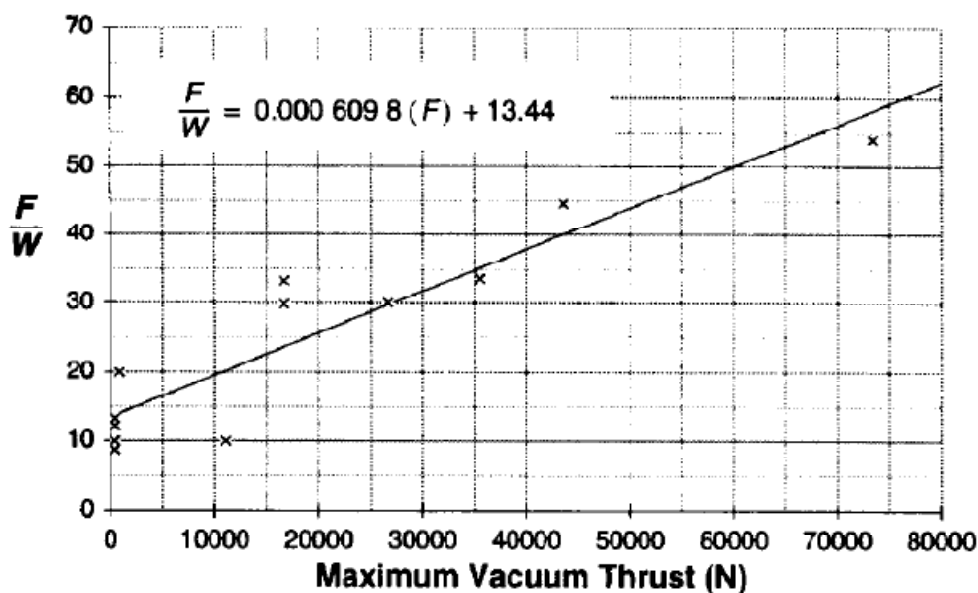
^۱ Bipropellant

^۲ Monopropellant

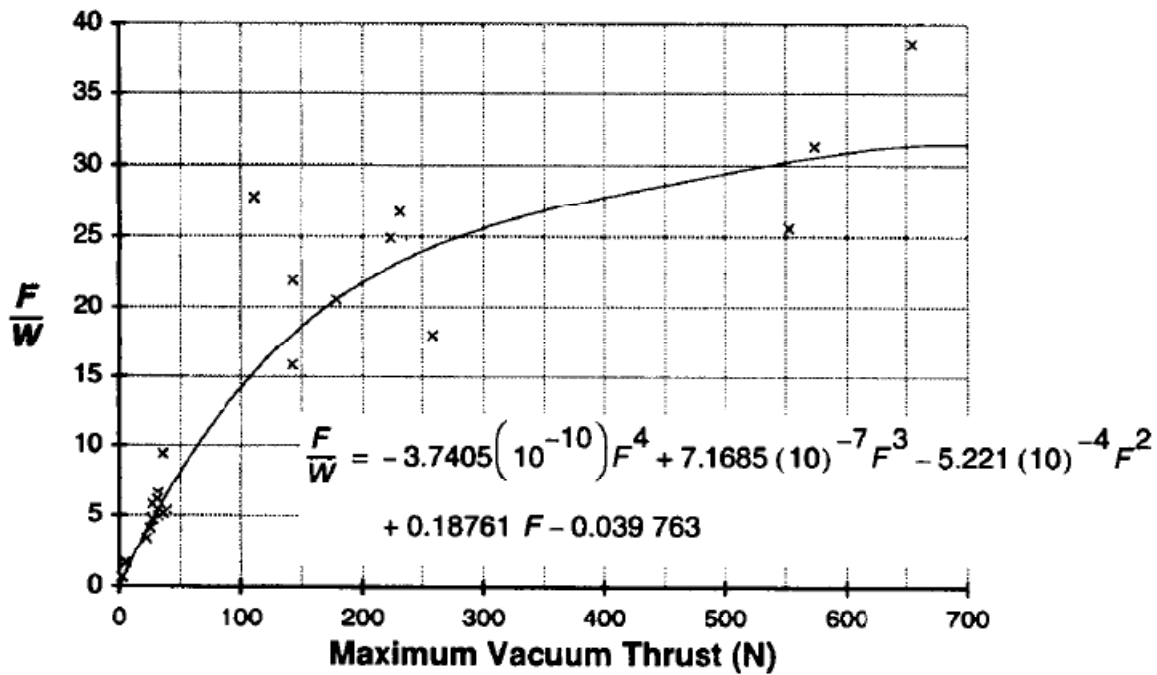
روابط بالا از روی اشکال ۴-۴ تا ۴-۹ میانمایی شده‌اند. در این نمودارهای W وزن موتور در شتاب گرانش $1g$ می باشد.



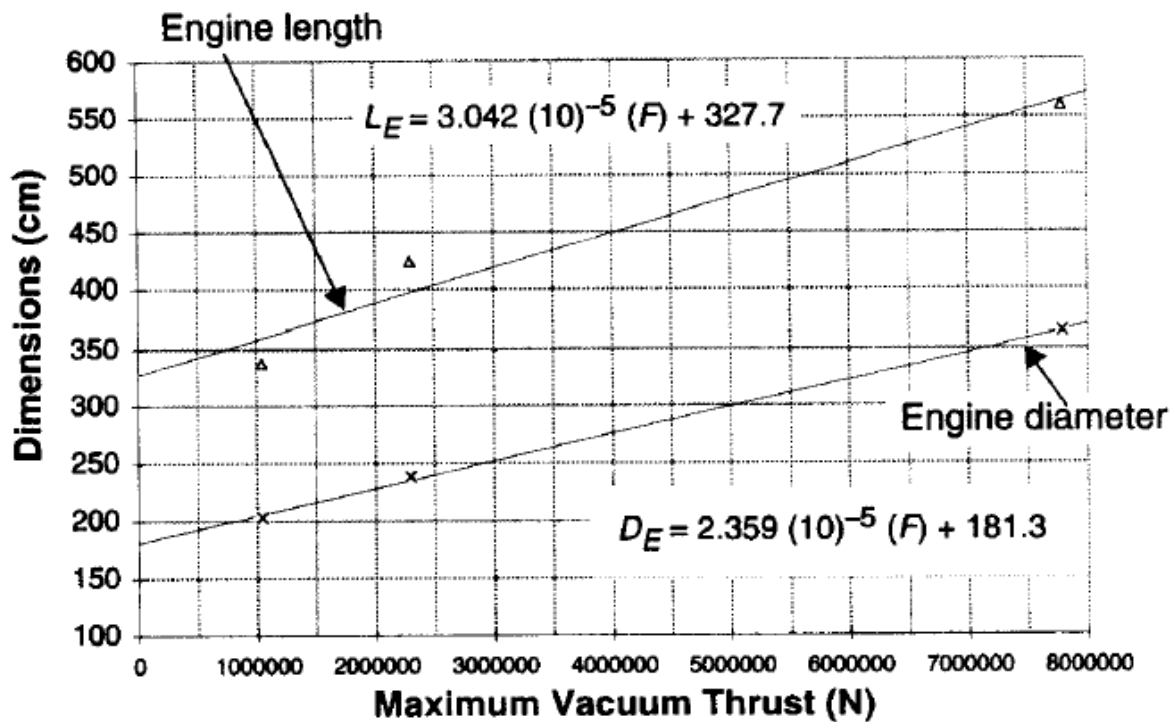
شکل ۴-۴: نسبت نیروی پیشران به وزن بر حسب نیروی پیشران برای موتورهای سوخت مایع مرحله اول ماهواره‌برها. با توجه به نمودار، با افزایش نیروی پیشران نسبت نیروی پیشران به وزن افزایش می‌یابد (۳).



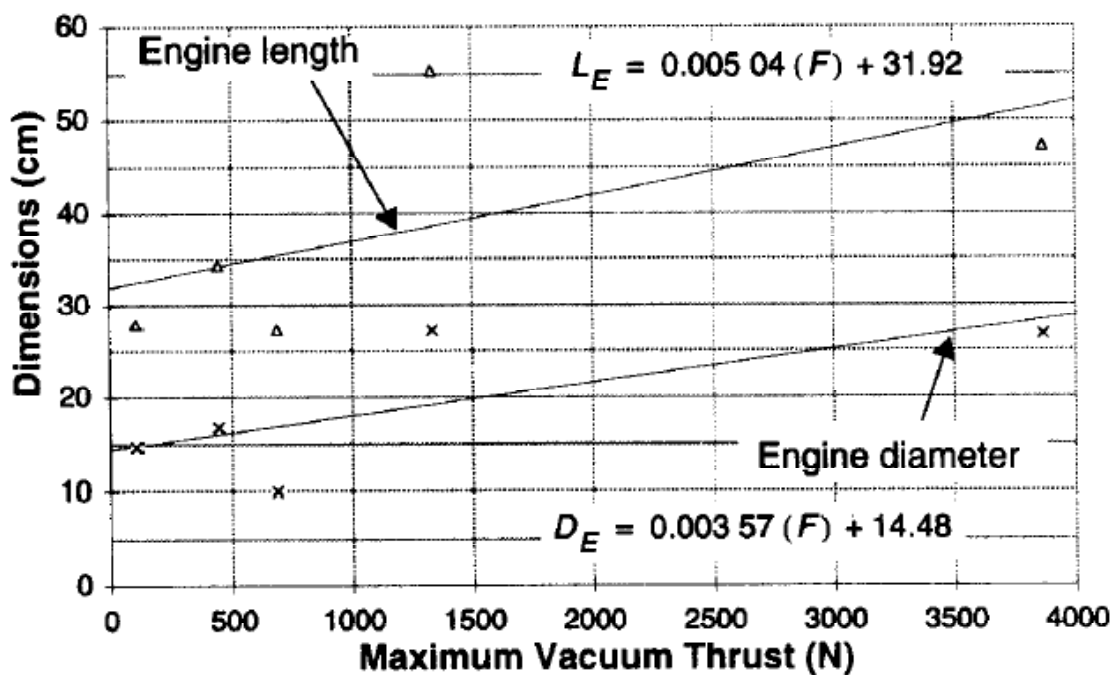
شکل ۴-۵: نسبت نیروی پیشران به وزن بر حسب نیروی پیشران برای موتورهای فضایی با دو مؤلفه پیشران. با توجه به نمودار، با افزایش نیروی پیشران نسبت نیروی پیشران به وزن افزایش می‌یابد. (۳)



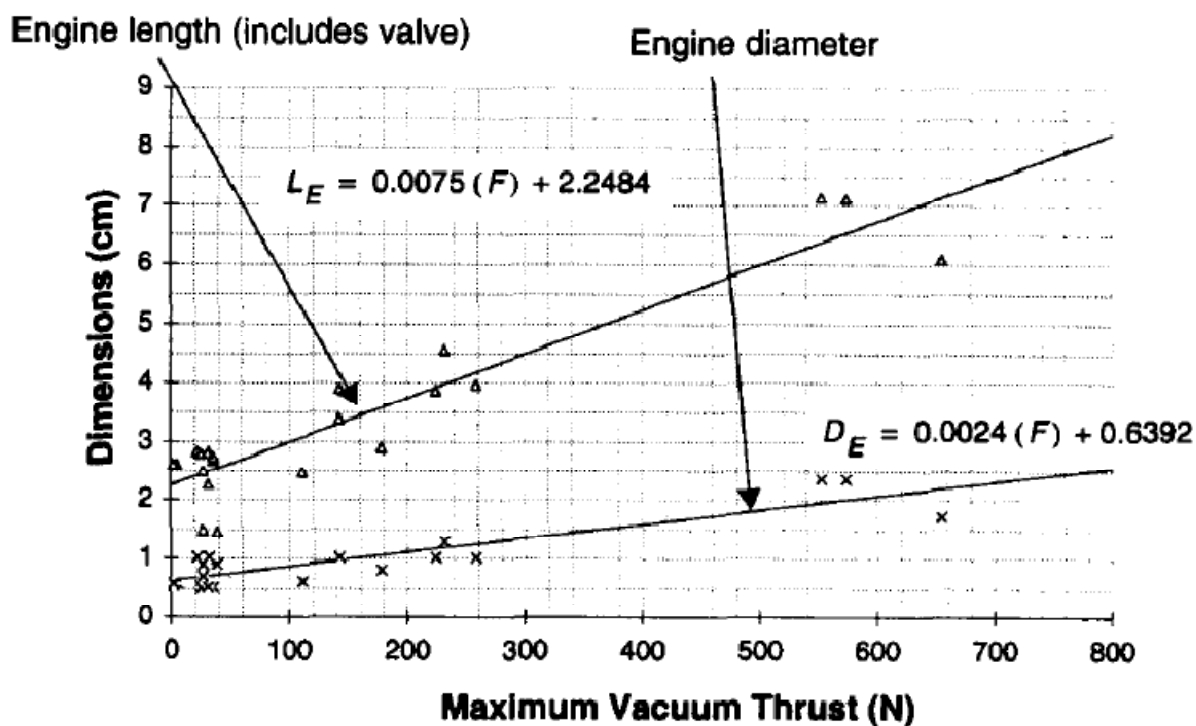
شکل ۴-۶: نسبت نیروی پیشران به وزن بر حسب نیروی پیشران برای موتورهای با یک مؤلفه پیشران. (۳)



شکل ۴-۷: ابعاد بر حسب نیروی پیشران برای موتورهای سوخت مایع مرحله اول ماهواره‌برها. (۳)



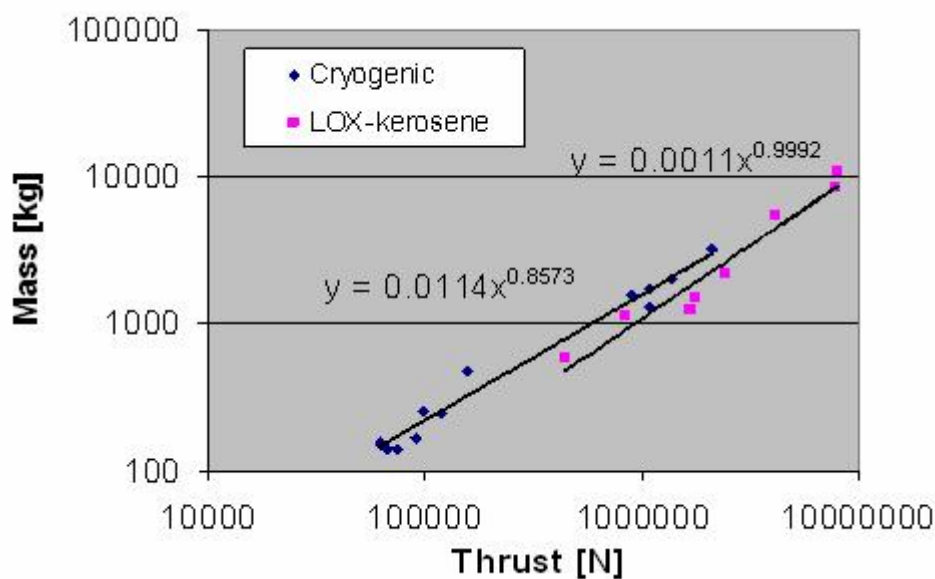
شکل ۸-۴: ابعاد بر حسب نیروی پیشرانش برای موتور های فضایی با دو مؤلفه پیشران. (۳)



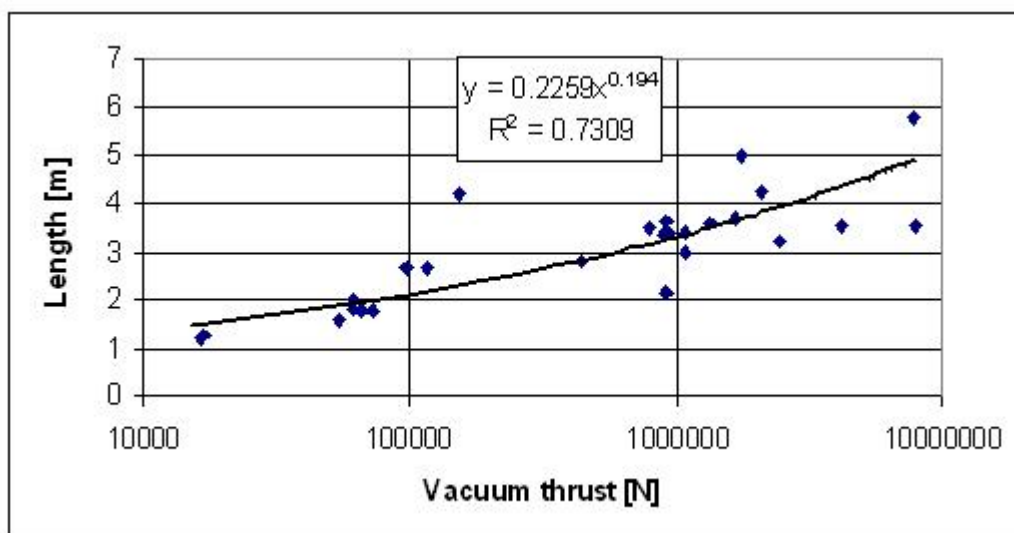
شکل ۸-۹: ابعاد بر حسب نیروی پیشرانش برای موتور های با یک مؤلفه پیشران. (۳)

با توجه به این مسئله که این میانمایی‌ها خصوصیات سوخت، اکسید کننده و سیکل را مدنظر قرار نداده‌اند، از دقت بالایی برخوردار نیستند. با میانمایی اطلاعات موتورهایی که از سوخت و اکسیدکننده خاصی استفاده

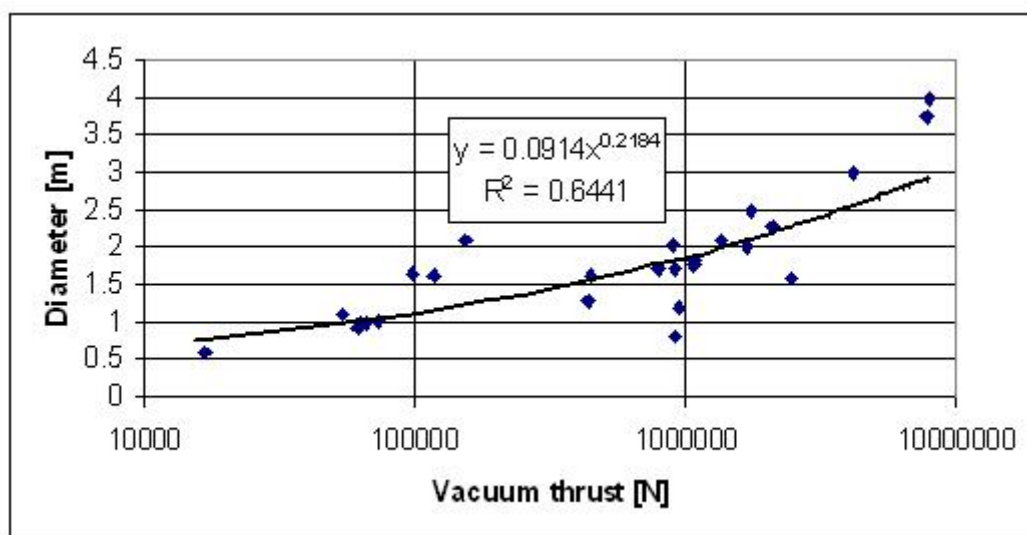
می‌نمایند، می‌توان برای آن سوخت و اکسیدکننده خاص روابط دقیق‌تری بدست آورد. نمونه‌هایی از این روابط در شکل‌های ۴-۱۰ تا ۴-۱۹ آمده است. گرچه از نظر تئوریک تنها نیروی پیشران و جرم با هم رابطه دارند، اما نمودارهای زیر به طور واضحی نشان می‌دهند که نوع مواد پیشران نیز در جرم موتور مؤثر است و البته عوامل دیگری نظیر ماده مورد استفاده در ساخت محفظه پیشران نیز بر جرم تأثیر می‌گذارند که به منظور اجتناب از پیچیدگی آن‌ها را در نظر نمی‌گیریم.



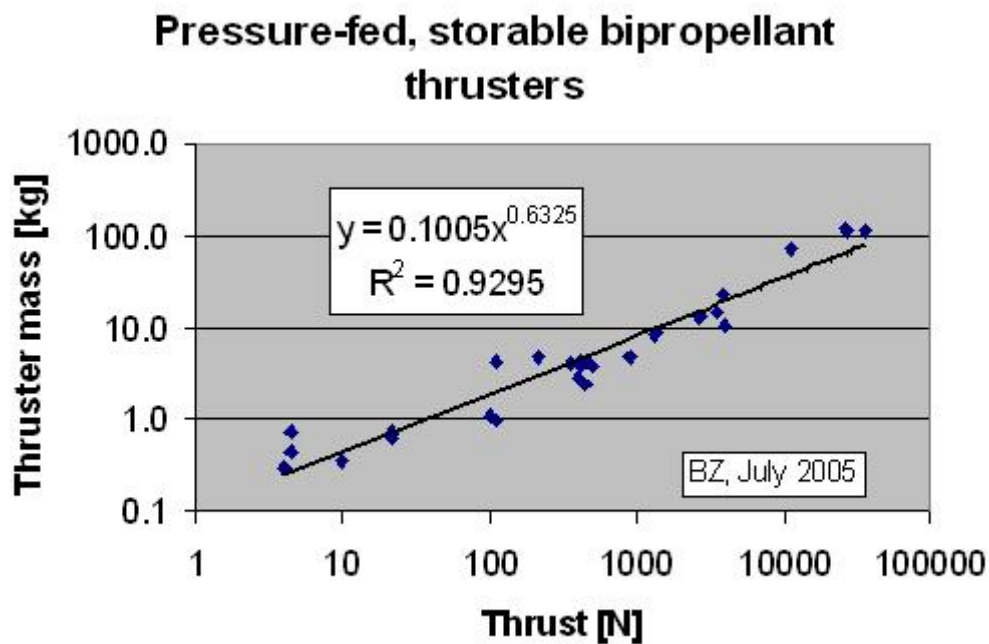
شکل ۴-۱۰: تغییرات جرم با نیروی پیشران برای موتورهای با پیشران سرمازا (اکسیژن و هیدروژن مایع) و نیمه سرمازا (داده‌های آبی رنگ) و همچنین موتورهایی که با اکسیژن مایع و کروسین کار می‌کنند. اطلاعات شامل جرم محفظه پیشران و توربوپمپ است. خطای این تقریب برای موتورهای با پیشران‌های سرمازا ۱۸/۶ درصد و برای موتورهای اکسیژن مایع و کروسین ۲۳/۹ درصد است. (۴)



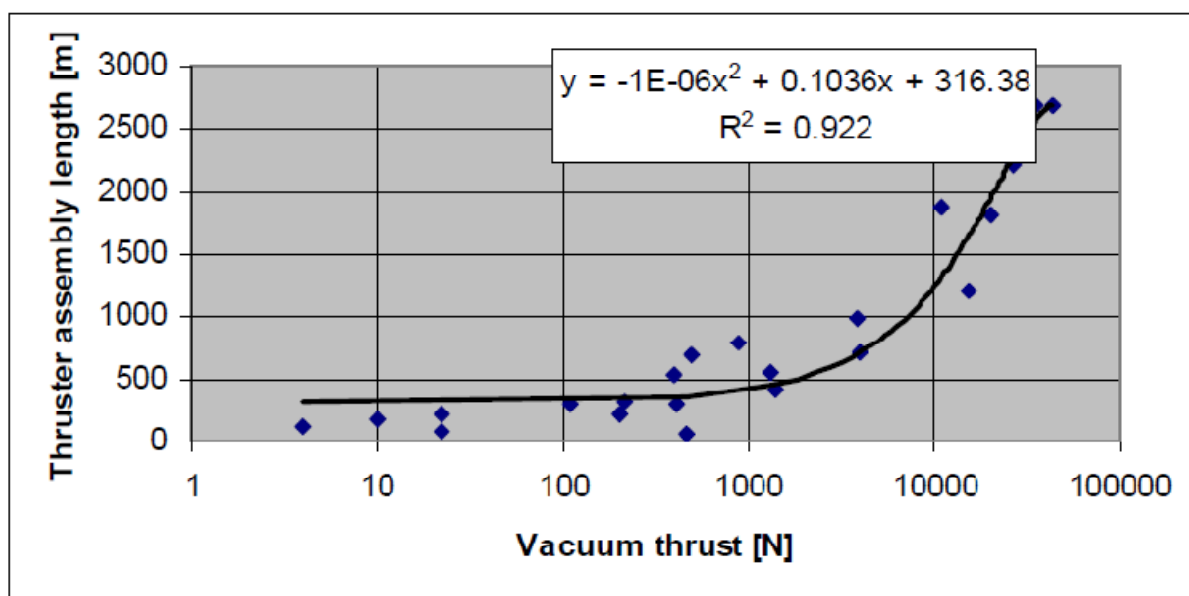
شکل ۴-۱۱: رابطه بین طول موتورهای دارای توربوپمپ و نیروی پیشرانش موتور (۴)



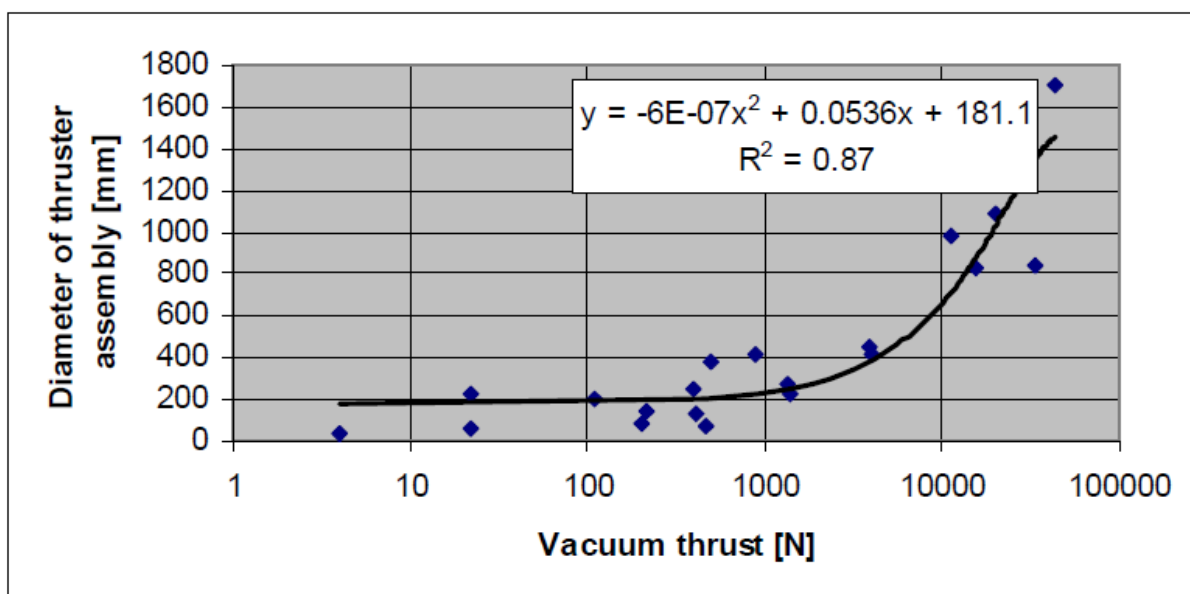
شکل ۴-۱۲: رابطه بین قطر موتورهای دارای توربوپمپ و نیروی پیشرانش موتور (۴)



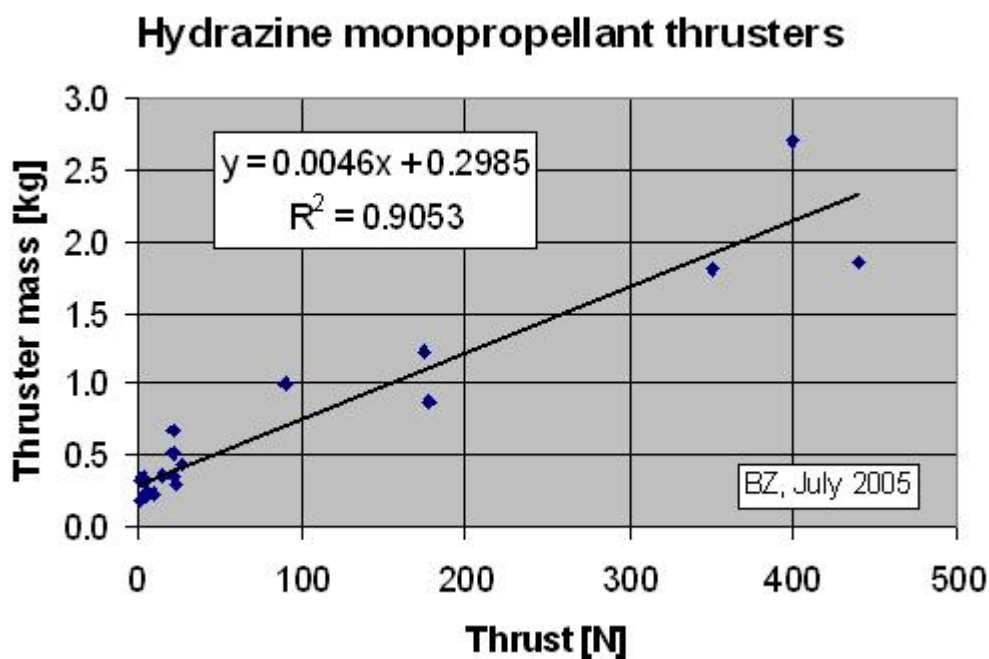
شکل ۱۳-۴: تغییرات جرم با نیروی پیشرانش برای تراسترهای با دو مؤلفه پیشران. این اطلاعات مربوط به ۳۹ تراستر با سوخت‌های هیدرازین-تترا اکسید نیتروژن و مونو متیل هیدرازین-تترا اکسید نیتروژن هستند و شامل جرم محفظه احتراق و شیرهای مورد استفاده‌اند. خطای میانبایی ۳۸/۲٪ است (۴).



شکل ۴-۱۴: تغییرات طول با نیروی پیشرانش برای تراسترهای با دو مؤلفه پیشران. خطای میانبایی ۱۱۲/۷٪ است (۴).

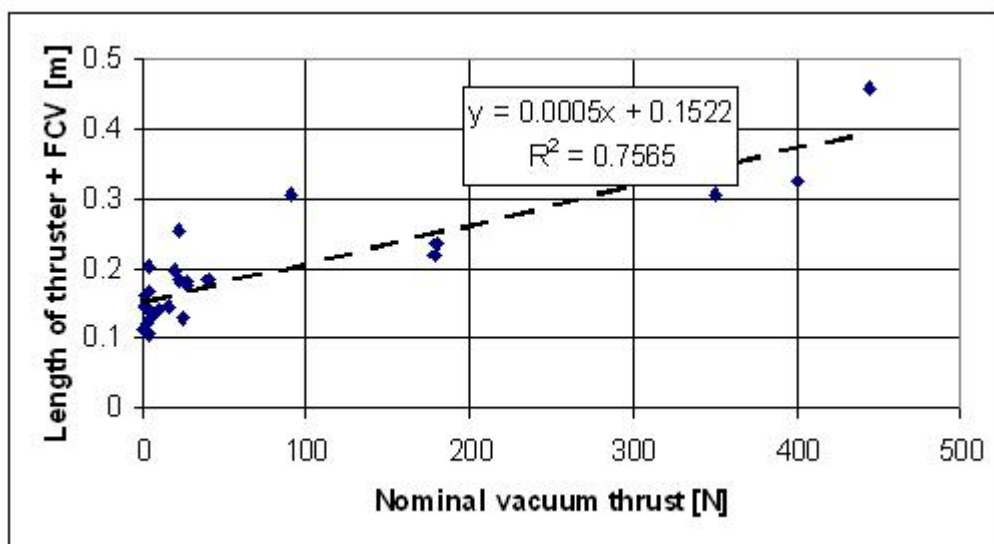


شکل ۴-۱۵: تغییرات قطر با نیروی پیشرانش برای تراسترهای با دو مؤلفه پیشران. خطای میانبایی ۷۳٪ است (۴).

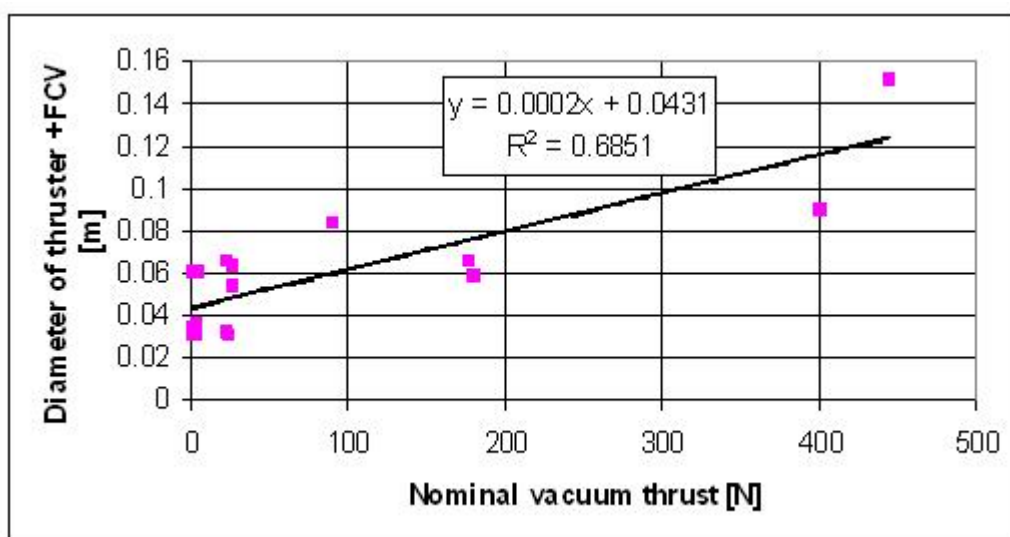


شکل ۴-۱۶: تغییرات جرم با نیروی پیشرانش برای تراسترهای با یک مؤلفه پیشران هیدرازینی. این اطلاعات مربوط به ۲۰

تراستر هیدرازینی هستند و شامل جرم محفظه احتراق و شیرهای مورد استفاده‌اند. (۴)

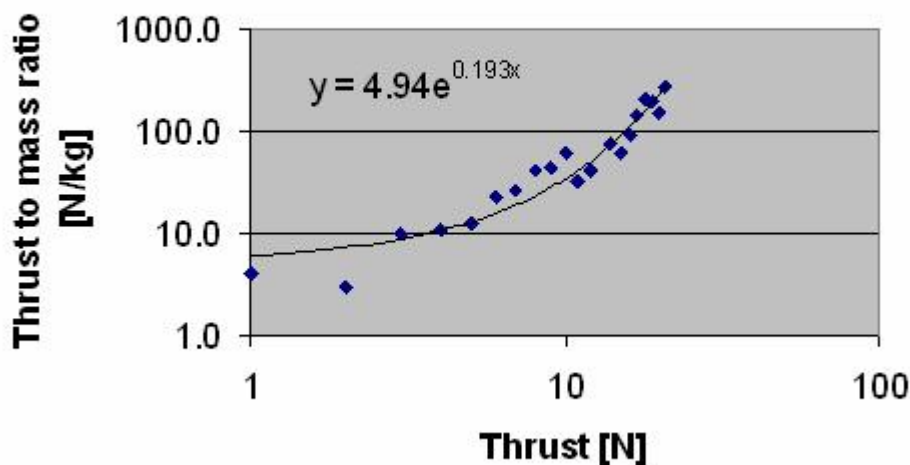


شکل ۱۷-۴: تغییرات طول تراسترهای با یک مؤلفه پیشران هیدرازینی (شامل شیر کنترلی) با نیروی پیشران (۴)



شکل ۱۸-۴: تغییرات قطر تراسترهای با یک مؤلفه پیشران هیدرازینی (شامل شیر کنترلی) با نیروی پیشران (۴)

Hydrazine monopropellant thrusters



شکل ۱۹-۴: تغییرات نسبت نیروی پیشرانش به جرم با نیروی پیشرانش برای تراسترهای با یک مؤلفه پیشران هیدرازینی. این اطلاعات از ۲۰ تراستر با یک مؤلفه پیشران هیدرازینی استخراج شده است. واضح است که با افزایش نیروی پیشران، تراسترها کاراتر می‌شوند اما هنوز معلوم نیست که این به دلیل محفظه پیشران، شیرها و یا هردو است. (۴)

همچنین داده‌ها نشان می‌دهند که معمولاً جرم موتورهای کرایوژنیک $1/5$ برابر موتورهای نیمه کرایوژنیک است. همچنین در یک مقدار مشخص نیروی پیشران، تراسترهای با یک مؤلفه پیشران جرم کمتری نسبت به تراسترهای با دو مؤلفه پیشران دارند. با توجه به پراکندگی زیاد داده‌ها در این نمودارها، در زمان استفاده از روابط باید حاشیه دقت مناسبی برای مقادیر قابل قبول در نظر گرفت.

بهترین نتایج از طریق رسم چنین نمودارهایی توسط خود طراح بدست می‌آید. در این حالت و در صورت در دسترس بودن اطلاعات، طراح حداقل ۲۰ موتور با شرایط و مأموریت مشابه را لیست کرده و با استفاده این اطلاعات و میانبایی فرمول‌هایی برای مأموریت مخصوص خود ایجاد می‌کند.

۲-۳-۴. تعیین سیکل موتور

موتورهای سوخت مایع از سیکل‌های استاندارد تبعیت می‌کنند. تعیین سیکل در انتخاب سوخت و اکسید کننده مؤثر است. ذیلاً به بررسی خصوصیات طراحی چرخه‌های مختلف می‌پردازیم. در حالتی که از پمپ استفاده می‌شود، یکی از سه چرخه زیر استفاده می‌شود:

- چرخه انبساطی^۱

در این چرخه سوخت پرفشار به درون مبدل حرارتی محفظه پیشران پمپ می‌شود. در نتیجه سوخت تبخیر شده و به سمت توربین هدایت می‌شود. پس از به راه انداختن توربین، سوخت به درون محفظه احتراق تخلیه می‌شود. این یک چرخه بسته است یعنی خروجی توربین به درون محفظه احتراق تزریق می‌شود.

- چرخه احتراق مرحله ای^۲

مقداری سوخت به درون مسیر اکسیدکننده و یا مقداری اکسیدکننده به درون مسیر سوخت وارد شده و پس از آن پیش(نیم) سوز می‌شود تا گاز داغ تولید کند. این گاز داغ منجر به گرداندن توربین می‌شود و سپس برای تکمیل احتراق وارد محفظه احتراق می‌شود. این فرآیند نیز یک چرخه بسته است. این چرخه یکی از چرخه‌های پیچیده است و تعداد موتورهای تولیدی که بدین روش کار می‌کنند زیاد نیست.

- چرخه مولد گاز^۳

مقدار کمی سوخت و اکسید کننده (۲ تا ۵ درصد) داخل یک محفظه احتراق جداگانه می‌شوند. محصولات احتراق پس از گرداندن توربین، به محیط تخلیه می‌شوند. این فرآیند یک چرخه باز است، یعنی دارای اگزوزی جداگانه برای خروجی توربین است. این چرخه معمول‌ترین چرخه موتور-هاست.

^۱ Expander Cycle (EX)

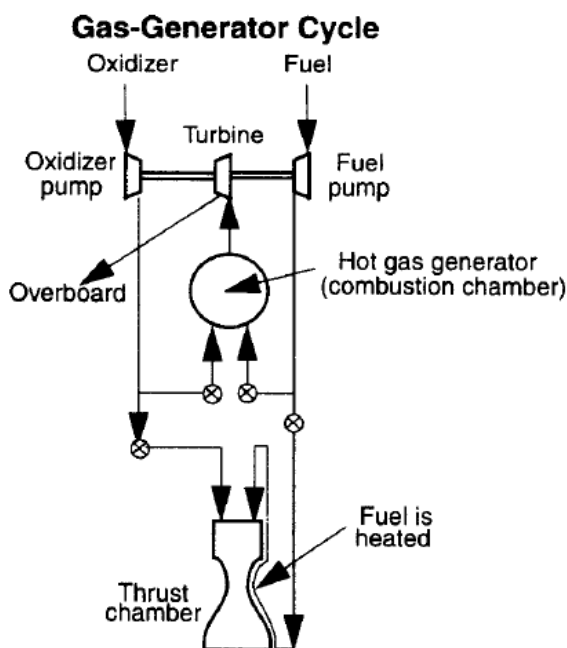
^۲ Staged Combustion Cycle (SC)

^۳ Gas Generator Cycle (GG)

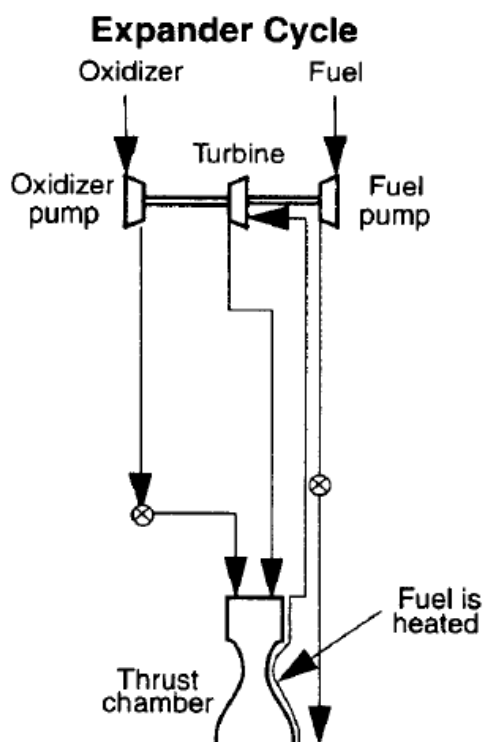
جدول ۴-۲: ویژگی‌های سیکل‌های مختلف موتورهای سوخت مایع

چرخه	انبساطی	احتراق مرحله ای	مولد گاز
پیچیدگی			ساده ترین
هزینه		* سخت افزار بیشتر * هزینه بالاتر	
عملکرد		* دمای ورودی توربین کمتر * توان کمتر توربین * فشار کمتر محفظه احتراق	۲ تا ۵ درصد افت ضربه ویژه (بسته به میزان سوخت و اکسید مصرفی در آن)
طریقه قرار گرفتن با توربین و محفظه پیشران	سری	سری	موازی
تأثیر نسبت فشار توربین بر محفظه	دارد	دارد	ندارد
افت فشار از پمپ تا محفظه		بیشترین	کمترین

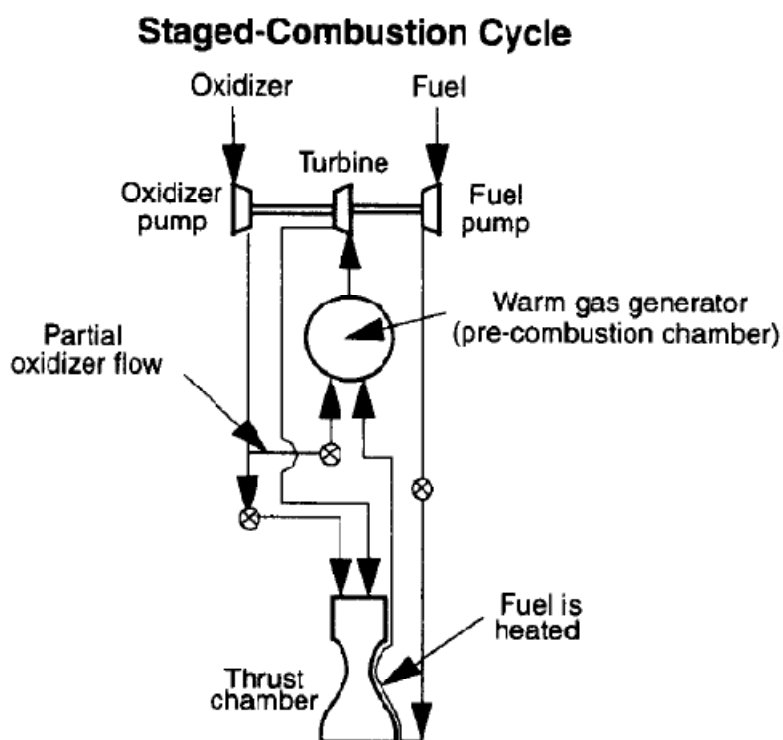
شکل های ۴-۲۰ تا ۴-۲۲ شماتیکی از این چرخه‌ها را ارائه می‌دهند. جدول ۴-۲ خلاصه‌ای از خواص این چرخه‌ها را ارائه می‌دهد. البته باید توجه داشت که چرخه‌ها به صورت‌های دیگری نیز وجود دارند ولی چرخه‌ها به صورت تعریف شده در بالا متداول‌ترین چرخه‌ها در حالت عملی هستند.



شکل ۴-۲۰: چرخه مولد گاز (۳)



شکل ۲۱-۴: چرخه انبساطی (۳)



شکل ۲۲-۴: چرخه احتراق چند مرحله‌ای و اجزای آن (۳)

۳-۳-۴. تعیین روش خنک کاری

برای جلوگیری از شکست های سازه ای با توجه به دمای بالای محفظه و در نتیجه بارهای دمایی، یکی از چهار روش زیر برای خنک کاری به کار می رود:

- تابشی^۱

در این روش محفظه تا حد سرخ شدن گرم می شود و در نتیجه گرما به محیط تشعشع یافته، دمای محفظه را ثابت نگاه می دارد. معمولاً در خلأ از این روش استفاده می شود. گاهی نیز این روش را با خنک کاری لایه ای استفاده می کنند که در این حالت، این روش در خروجی نازل که دمای به نسبت کمتری دارد به کار می رود.

- تبخیری^۲

روکش محفظه (که از جنس مواد تبخیری است) گرما را جذب کرده و تبخیر می شود. هم چنین این لایه باعث عایق شدن دیواره محفظه می شود. این روش معمولاً وقتی که اهمیت سادگی بیش از کاهش وزن است استفاده می شود اما عمر موتور در این روش کاهش می یابد.

- بازیابی^۳

سوخت از درون مبدل حرارتی تعبیه شده در دیواره محفظه پیشران گذشته و با دریافت گرمای دیواره آن را خنک می کند. پیش بینی عملکرد این سیستم و راه اندازی آن سخت تر از روش تبخیری است اما در صورت استفاده از چرخه انبساطی حتماً باید از این روش استفاده شود.

- لایه ای یا لایه مرزی^۴

خنک کننده، سوخت یا اکسید به روی دیواره محفظه پیشران پاشیده می شود. ترکیب مواد احتراقی تغییر کرده و در نتیجه دمای شعله کمتر می شود. این سیستم از سیستم تبخیری پیچیده تر بوده ولی سبک تر است. هم چنین افت کمی نیز در ضربه ویژه ایجاد می کند.

¹ Radiation

² Ablative

³ Regenerative

⁴ Film / Boundary layer

جدول ۳-۴ مقایسه‌ای بین روش‌های مختلف خنک‌کاری انجام می‌دهد. معمولاً در کنار باقی روش‌ها از خنک‌کاری تابشی در نازل استفاده می‌شود. همچنین در فضا به دلیل عدم وجود اتمسفر از خنک‌کاری تابشی استفاده زیادی می‌شود.

جدول ۳-۴: مقایسه بین روش‌های مختلف خنک‌کاری

سیستم خنک‌کاری	تشعشی	تبخیری	بازیابی	لایه ای
نوع موتور	فضایی			
زمان سوزش	کم	بیشتر		
پیچیدگی	کم	کم		
وزن		بیشترین		
عملکرد			بالا	
میزان گرما			کمتر	بیشتر

۴-۳-۴. تعیین فشار مورد نیاز موتور و سیستم تغذیه

۴-۳-۴-۱. فشار محفظه احتراق و نسبت انبساط نازل

فشار محفظه احتراق بر ضربه ویژه موتور و اندازه محفظه احتراق مؤثر است. رابطه زیر رابطه بین دبی جرمی موتور و فشار محفظه احتراق را نشان می‌دهد.

$$\dot{m} = \frac{P_c A_t}{c^*} \quad (۴-۲۱)$$

که در آن $\dot{m}$ دبی جرمی بر حسب کیلوگرم بر ثانیه، P_c فشار محفظه بر حسب پاسکال، A_t سطح مقطع گلوگاه به متر مربع و c^* سرعت ویژه سوخت است.

افزایش فشار محفظه نه تنها باعث کوچکتر شدن سطح مقطع محفظه و در نتیجه اندازه و جرم محفظه احتراق و کل موتور می‌شود، بلکه باعث جدایش کمتر در خروجی نازل در اتمسفر پر فشار و در نتیجه افزایش ضربه ویژه می‌شود. جدول ۴-۴ حدود بالا و پایین فشار محفظه احتراق را نشان می‌دهد.

جدول ۴-۴: حدود بالا و پایین فشار محفظه احتراق (۳)

نوع موتور	فشار محفظه احتراق (مگاپاسکال)	
	حد پایین	حد بالا
فضایی	-	۱۶
مرحله اول ماهواره بر ها	۱	۲۵

برای تعیین ضربه ویژه (با فرض جریان آیزنتروپیک) می‌توان از روابط زیر استفاده کرد:

$$M_e = \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4-22)$$

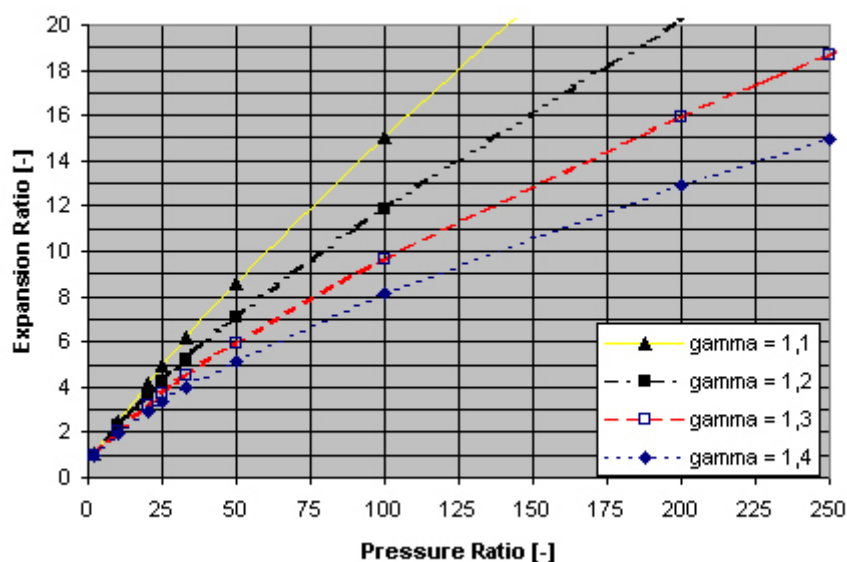
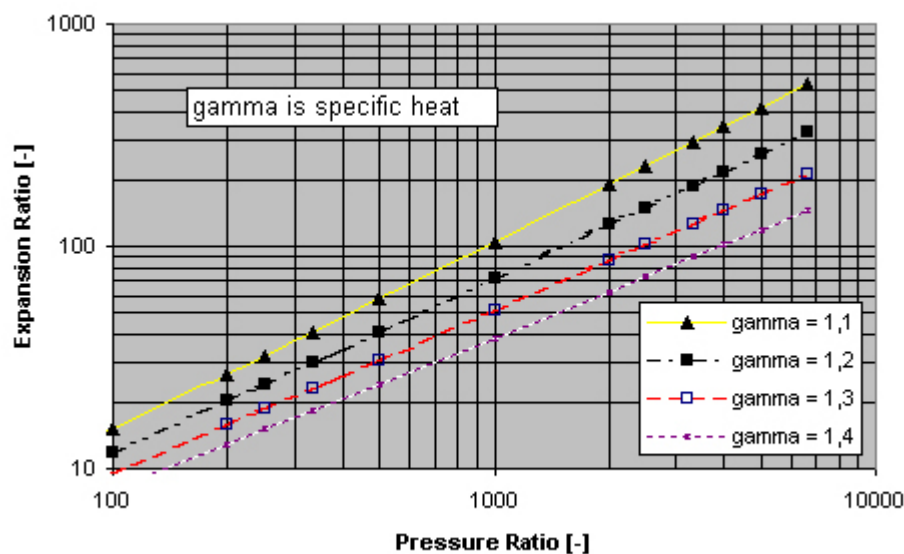
$$\varepsilon = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \right] \quad (4-23)$$

$$R = \frac{8314}{M} \quad (4-24)$$

$$c^* = \frac{\eta_c^* \sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad (4-25)$$

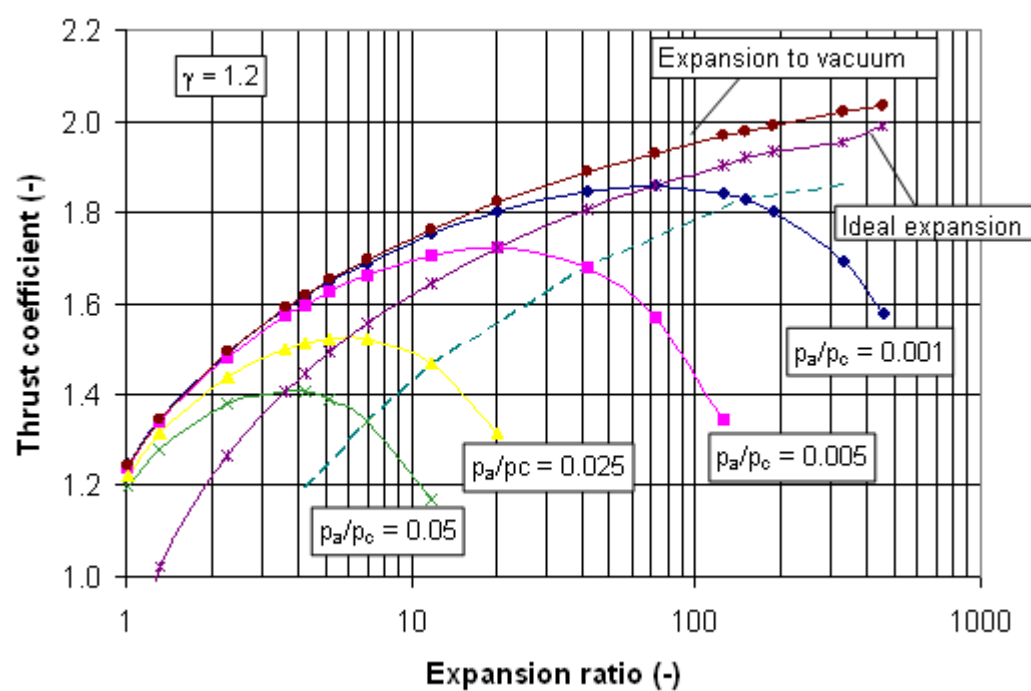
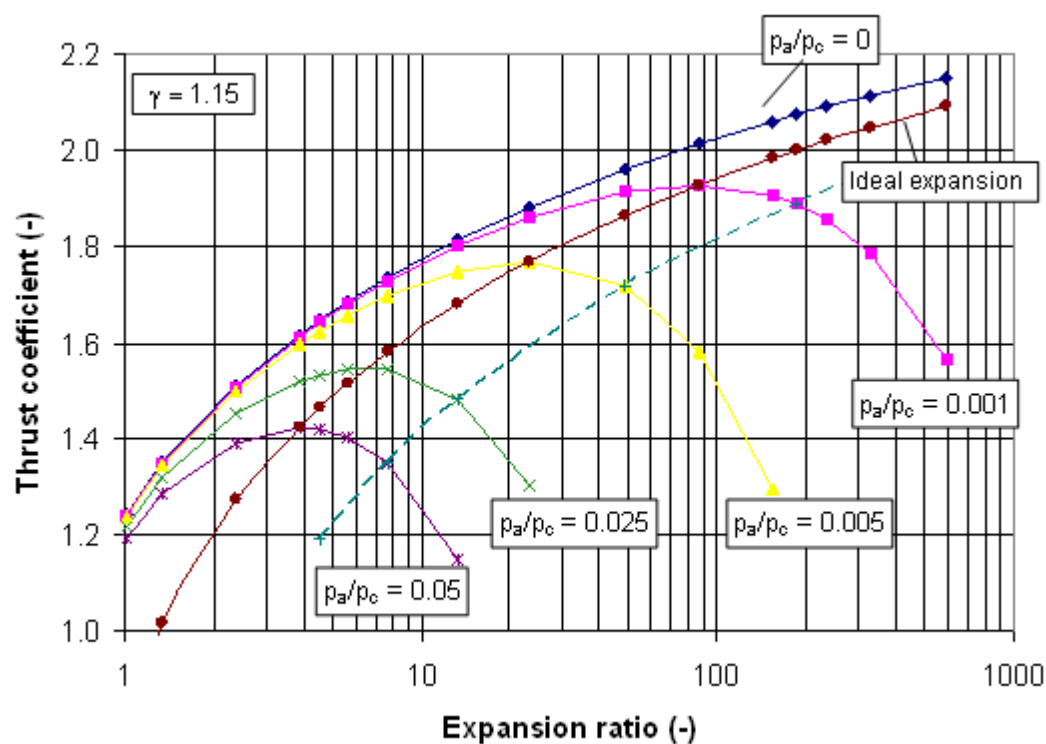
$$I_{sp} = \lambda \left\{ \frac{c^* \gamma}{g_0} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} + \frac{c^* \varepsilon}{g_0 P_c} (P_e - P_a) \right\} \quad (4-26)$$

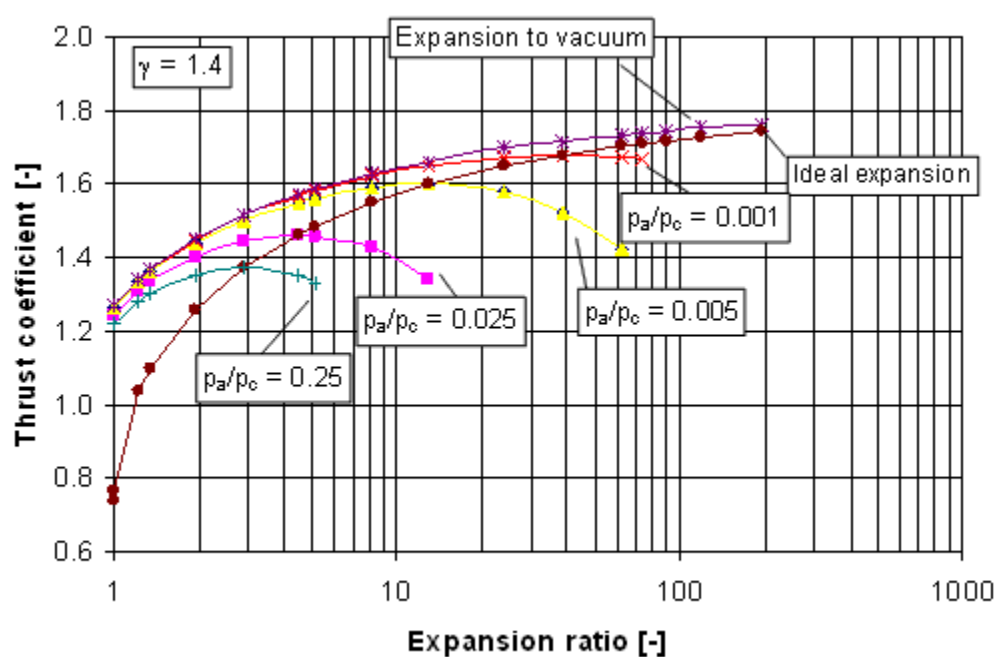
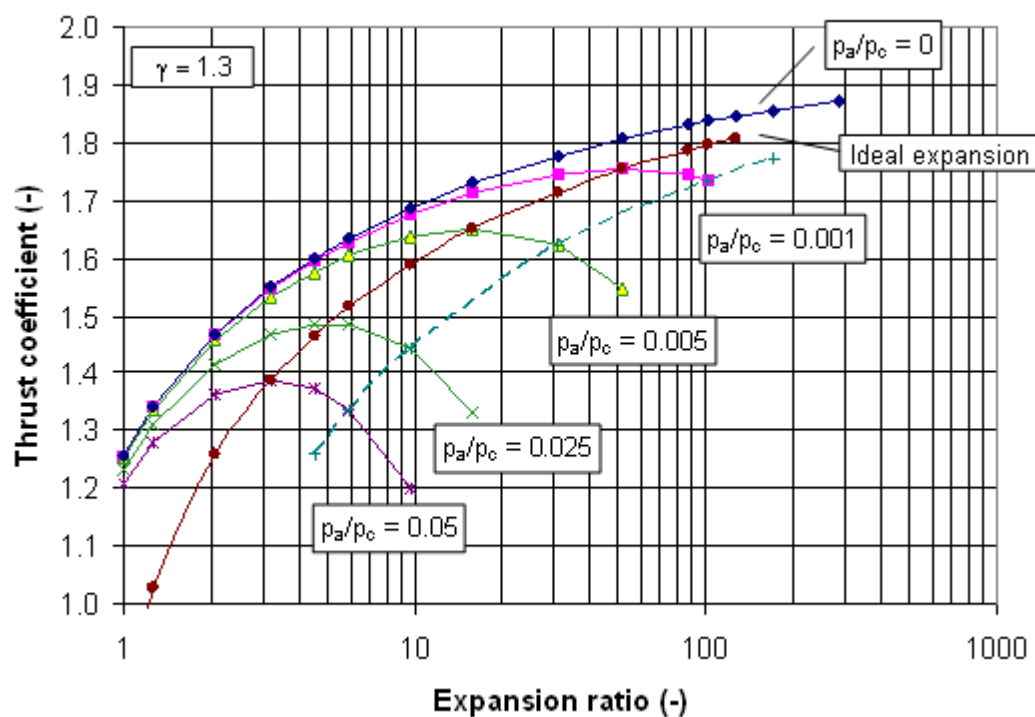
که در آن‌ها λ بازده نازل، g_0 شتاب گرانش در سطح دریا (۹/۸۱ متر بر مجذور ثانیه)، P_e فشار خروجی نازل بر حسب پاسکال، P_c فشار محفظه احتراق بر حسب پاسکال، P_a فشار محیط بر حسب پاسکال، γ پارامتر آیزنتروپیک (نسبت گرماهای ویژه)، c^* سرعت ویژه خروجی بر حسب متر بر ثانیه، ε نسبت انبساط نازل، R ثابت گاز خروجی به ژول بر کیلوگرم بر کلوین، T_c دمای شعله به کلوین، M جرم مولی به کیلوگرم بر کیلومول، η_c^* بازده احتراقی c^* هستند. شکل‌های شماره ۴-۲۲ تغییرات نسبت انبساط نازل (سطح مقطع خروجی به سطح مقطع گلوگاه) به نسبت فشار را نشان می‌دهد. شکل ۴-۲۳ تغییرات ضربه ویژه را با نسبت انبساط نشان می‌دهد.

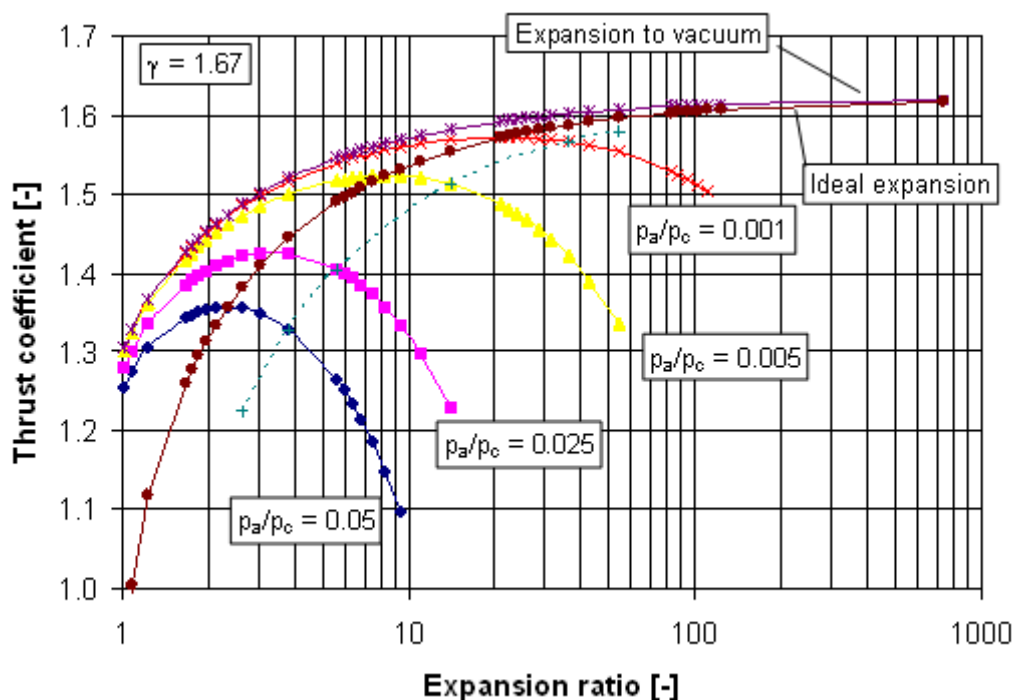


شکل ۲۲-۴: تغییرات نسبت انبساط با نسبت فشار برای نسبت گرماهای ویژه متفاوت. دقت کنید که نمودار اول محورهای

لگاریتمی دارد. (۴)







شکل ۲۳-۴: تغییرات ضربه ویژه (ضریب نیروی پیشران^۱) با نسبت انبساط نازل. (۴)

در مورد فشار محیط معمولاً از فشار محیط مؤثر که میانگین فشار در ارتفاع مقصد و فشار در ارتفاع مبدأ است استفاده می‌شود. همچنین فشار خروجی هم معمولاً بین ۱۵۰۰۰ تا ۴۵۰۰۰ پاسکال متغیر است. بهترین حالت وقتی رخ می‌دهد که فشار خروجی و فشار محیط برابر باشند.

جهت انجام طراحی، مقادیری برای فشارهای خروجی و محفظه فرض می‌کنیم و به جلو می‌رویم. در صورت رسیدن به تناقض در مراحل بعدی، باید این مقادیر را تغییر دهیم.

جدول ۴-۵ مقادیر پیشنهادی برای پارامترهای معادلات بالا را به دست می‌دهد. در تمامی موارد به منظور محافظه کاری در طراحی از پارامترهای جریان منجمد استفاده کنید.

جدول ۴-۵: مقادیر پیشنهادی برخی پارامترها (۳)

مقادیر پیشنهادی برخی پارامترها		
۰/۹-۰/۹۸		بازده نازل (λ)
۱-۱/۱۵	جریان منجمد	بازده احتراقی (η_c)
۰/۹-۰/۹۸	جریان متعادل	

¹ Thrust coefficient

۴-۳-۴-۲. افت فشار دینامیک

برای رسیدن به سرعت مورد نظر، ماده پیشران باید فشار استاتیک خود را به سرعت تبدیل کند. با فرض جریان تراکم ناپذیر (که برای مایعات مناسب است) داریم:

$$\Delta P_{dynamic} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (4-27)$$

یک سرعت مناسب و معمول ۱۰ متر بر ثانیه است. از طریق معادله پیوستگی می توان سطح مقطع مسیر جریان را بدست آورد:

$$A = \frac{\dot{m}}{\rho V} \quad (4-28)$$

در معادلات بالا، ρ چگالی سوخت بر حسب کیلوگرم بر متر مکعب، V سرعت جریان بر حسب متر بر ثانیه، $\Delta P_{dynamic}$ افت فشار دینامیک بر حسب پاسکال، $\dot{m}$ دبی جرمی جریان بر حسب کیلوگرم بر متر مکعب و A سطح مقطع کانال بر حسب متر مربع است.

۴-۳-۴-۳. افت فشار در سیستم تغذیه

همواره هدف ما کاهش افت در مسیر تغذیه است. معمولاً افت فشار مسیر تغذیه بین ۳۵۰۰۰ تا ۵۰۰۰۰ پاسکال است. ما عددی در این بین در نظر می گیریم گرچه حد بالا محافظه کارانه تر است. در صورت کوتاه بودن مسیر از حد پایین استفاده می شود.

$$\Delta P_{feed} = 35000 - 50000 \text{ Pa} \quad (4-29)$$

در صورت استفاده از خنک کاری بازیابی، در مسیر خنک کاری ۱۰ تا ۲۰ درصد فشار محفظه، افت خواهیم داشت که ما از میانگین این مقادیر استفاده می کنیم.

$$\Delta P_{cool} = 0.15 P_c \quad (4-30)$$

۴-۳-۴-۴. افت فشار انژکتور

افت فشار در انژکتورها به دو دلیل رخ می‌دهد. یکی به دلیل افزایش فشار دینامیکی (عامل غالب) و دیگری وادار کردن سوخت و اکسید برای گذر از سوراخ های ریز. این افت فشار باعث می‌شود که تغییرات فشار محفظه احتراق بر سیستم سوخت‌رسان، که منجر به تغییر پارامترهای احتراقی می‌شود، تأثیر نگذارد. در حقیقت محفظه احتراق از سیستم سوخت‌رسان جدا و دی‌کوپله می‌شود. جدول شماره ۴-۶ مقادیر معمول در نظر گرفته شده در این مرحله از طراحی را نشان می‌دهد. این مقادیر برای حالت گازخور و غیرگازخور متفاوتند. گازخور کردن موتور بدین معنی است که در بخشی از مسیر پرواز ممکن است بنا به دلایلی مجبور به تغییر پارامترهای احتراقی و افزایش شتاب سیستم (مانند گازدادن در اتومبیل) شویم.

جدول ۴-۶: مقادیر در نظر گرفته شده برای افت فشار در انژکتورها (۳)

افت	نوع موتور
$0.2P_c$	غیر گازخور ^۱
$0.3P_c$	گازخور ^۲
حداقل $0.05P_c$	انژکتورهای چنگکی ^۳

باید توجه داشت که مقادیر این جدول اولیه بوده و در مرحله انتخاب انژکتور که در ادامه می‌آید، در صورتی که مقدار تقریب زده شده با افت واقعی انژکتور انتخابی خیلی متفاوت باشد باید در محاسبات این قسمت تجدید نظر کرده و مقادیر واقعی را جایگزین کرد.

۴-۳-۴-۵. فشار مخازن نگهداری پیش‌ران

اولین مسئله در اینجا استفاده و یا عدم استفاده از پمپ است. معمولاً سیستم‌های بزرگتر از پمپ استفاده می‌کنند زیرا در این حالت پیچیدگی و هزینه پمپ به وزن اضافی مخازن می‌صرفد. مهم‌ترین تفاوت سیستم‌های سوخت‌رسانی با پمپ و آن‌هایی که تنها با فشارگذاری کار می‌کنند آن است که سیستم‌های سوخت‌رسانی با پمپ منجر به کاهش کسر جرمی^۴ می‌شود که خود روی نسبت‌های جرمی نظیر جرم

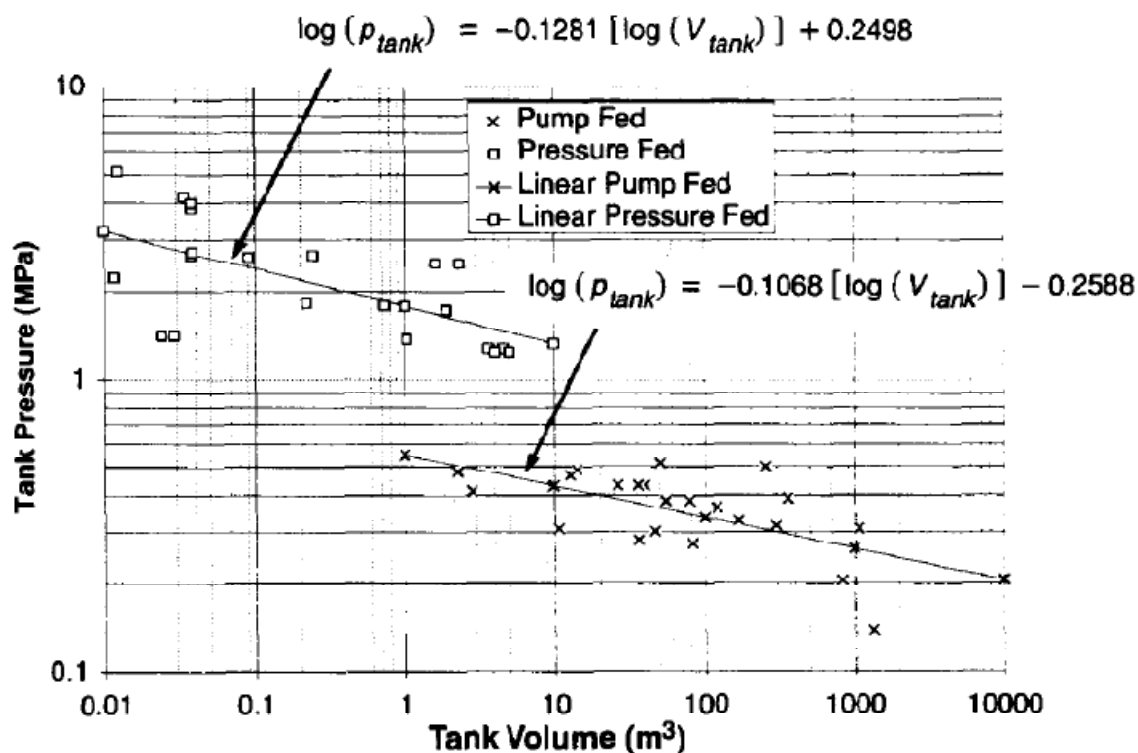
¹ Unthrottled

² Throttled

³ Pintle-type injectors

⁴ Mass fraction

محموله به جرم اولیه تأثیر گذاشته و باعث کاهش آن می‌شود. شکل ۴-۲۵ ارتباط بین فشار مخازن و حجم آن‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۴-۲۵: فشار مخزن بر حسب حجم مخزن برای سیستم‌های سوخت‌رسان مختلف. مخازن کوچک معمولاً از طریق فشارگذاری عمل می‌کنند و با افزایش حجم مخزن، فشار مخزن کاهش می‌یابد. (اطلاعات مربوط به موتورهای تا سال ۱۹۷۵، مرجع (۳))

با تعیین وجود یا عدم وجود پمپ می‌توان از میانمایی‌های نمودار جهت تعیین فشار مخازن استفاده کرد. جدول ۴-۷ محدوده حجم و فشار مخازن و رابطه آن‌ها با سیستم سوخت‌رسانی مورد استفاده را نشان می‌دهد. البته موارد بسیاری وجود دارند که در این فرمول‌ها صدق نمی‌کنند ولی موفق بوده‌اند.

جدول ۴-۷: محدوده حجم و فشار مخازن و رابطه آن‌ها با سیستم سوخت رسانی

نوع سوخت رسانی	حجم مخزن (متر مکعب)	محدوده فشار (مگاپاسکال)
فشار گذاری	۰/۱-۱۰	بالای ۱
توربوپمپ	۱-۱۰۰۰	۰/۲-۰/۵

در صورت استفاده از سیستم فشار گذاری، اگر فشار بدست آمده از معادله بالا خیلی کمتر از فشار بدست آمده از رابطه زیر باشد، باید از سیستم توربوپمپ استفاده کنیم:

$$P_{tank} = P_c + \Delta P_{dynamic} + \Delta P_{feed} + \Delta P_{cool} + \Delta P_{inj} \quad (۴-۳۱)$$

باید توجه داشت که فشار مخازن سوخت و اکسید کننده باید جداگانه محاسبه شوند.

۴-۳-۴-۶. بالانس موتور

در صورت استفاده از توربوپمپ، توان مورد نیاز و موجود برای پمپ را باید مقایسه کرد. پس از باقی محاسبات و طراحی اجزا هم باید دوباره این مقادیر محاسبه شده و در صورت متناسب نبودن مقادیر بدست آمده از دو روش، این روند دوباره تکرار شود.

نسبت فشار توربین به صورت زیر تعریف می شود:

$$P_{trat} = \frac{P_{ti}}{P_{td}} \quad (۴-۳۲)$$

که در آن P_{ti} فشار ورودی، P_{td} فشار خروجی و P_{trat} نسبت فشار توربین است. P_{td} و P_{ti} باید هم واحد باشند. نتایج تجربی نشان می دهد، برای چرخه های احتراق مرحله ای و انبساطی این نسبت حدود ۱/۵ و برای چرخه با مولد گاز تا حدود ۲۰ نیز می تواند برسند.

با فرض آنکه هر پمپ را یک توربین بچرخاند، توان توربین باید برابر توان مورد نیاز پمپ باشد:

$$P_{req} = \frac{g_0 \dot{m} H_p}{\eta_p} = \eta_T \dot{m}_T C_p T_i \left[1 - \left(\frac{1}{P_{trat}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (۴-۳۳)$$

که در آن P_{req} توان مورد نیاز پمپ بر حسب وات، g_0 شتاب گرانش در سطح دریا بر حسب متر بر مجذور ثانیه، $\dot{m}$ دبی جرمی سوخت بر حسب کیلوگرم بر ثانیه، H_p افزایش هد پمپ بر حسب متر، η_p بازده پمپ، η_T بازده توربین، $\dot{m}_T$ دبی جرمی گذرنده از توربین بر حسب متر، C_p گرمای ویژه گاز گرداننده توربین بر حسب ژول بر کیلوگرم، T_i دمای ورودی توربین و γ ثابت آیزنتروپیک گازهای گذرنده از توربین است.

در چرخه مولد گاز، مولد گاز به صورت موازی با محفظه احتراق قرار می گیرد و خروجی های آن به بیرون یا به درون قسمت های انتهایی نازل تزریق می شوند. معمولاً ۲ تا ۵ درصد از جرم پیشران توسط مولد گاز

مصرف می‌شود. در صورت برگشت این گازها به نازل می‌توان نصف ضربه ویژه اولیه آن‌ها را بدست آورد و کلاً افت ضربه ویژه را به ۱ تا ۲/۵ درصد رساند. در هر حال، ضربه ویژه گاز گذرنده از توربین کمتر از گاز محفظه پیشران است. در نتیجه هدف ما کاهش دبی توربین است. پس باید بازده پمپ و توربین و دمای ورودی و نسبت فشار توربین را افزایش دهیم. بازده توربین‌ها و پمپ‌ها مقادیر وسیعی دارند و گرچه بازده پایین‌تر وزن توربوپمپ را افزایش می‌دهد، اما چون این اثر در برابر وزن کل سیستم ناچیز بوده و همچنین بازده پایین‌تر سادگی و همچنین هزینه کمتر را به همراه دارد، از آن استفاده می‌کنند. جدول ۸-۴ پارامتر-های اولیه برای این مرحله از طراحی را برای چرخه مولد گاز نشان می‌دهند.

جدول ۸-۴: مقادیر اولیه برای طراحی سیستم دارای مولد گاز دار

۰/۸	بازده پمپ (η_p)
۰/۷	بازده توربین (η_t)
۱۱۰۰ (نزدیک به قدرت تحمل مواد معمول است. برای رسیدن به این عدد باید نسبت صحیح اکسید کننده به سوخت را یافت)	دمای ورودی توربین (T_t)
۲۰	نسبت فشار توربین (P_{trat})

در مواردی که از توربین به صورت سری استفاده می‌شود، اثر کاهش ضربه ویژه دیده نمی‌شود. اما افزایش نسبت فشار منجر به افزایش فشار تخلیه پمپ می‌شود. در نتیجه سعی بر کاهش نسبت فشار است تا با افزایش هد حاصل از پمپ (و در نتیجه جرم و اندازه توربوپمپ) کاهش یابد و یا فشار در محفظه احتراق افزایش یابد (که منجر به کاهش اندازه و جرم محفظه احتراق می‌شود). در موتورهای بوسترها همچنین این مسئله منجر به افزایش نسبت سطح نازل و در نتیجه سطح خروجی و ضربه ویژه می‌شود. جدول ۹-۴ مقادیر اولیه را برای چرخه انبساطی و جدول ۱۰-۴ این مقادیر را برای چرخه احتراق مرحله‌ای نمایش می‌دهند.

جدول ۹-۴: مقادیر اولیه برای طراحی سیستم با چرخه انبساطی

بازده پمپ (η_p)	۰/۸
بازده توربین (η_t)	۰/۷
دمای ورودی توربین (T_i)	۶۵۰-۲۵۰ (به دلیل مسیر خنک کاری)
نسبت فشار توربین (P_{trat})	تا ۲۰ هم دیده شده است.

جدول ۱۰-۴: مقادیر اولیه برای طراحی سیستم با چرخه احتراق مرحله ای

بازده پمپ (η_p)	۰/۸
بازده توربین (η_t)	۰/۸ (نسبت سرعت توربین بالاتر از بقیه)
دمای ورودی توربین (T_i)	۱۱۰۰ (نزدیک به قدرت تحمل مواد معمول است. برای رسیدن به این عدد باید نسبت صحیح اکسید کننده به سوخت را یافت)
نسبت فشار توربین (P_{trat})	۲-۱/۵ (۲/۵ هم دیده شده)

نسبت فشار کل توربین‌ها ضرب نسبت فشار دو توربین در هم است. در مورد موتورهای که از اکسیژن و هیدروژن استفاده می‌کنند، همواره توان پمپ هیدروژن بیش از اکسیژن است. نسبت فشارها در مورد این سوخت‌ها ۸ برای توربین هیدروژن و ۲/۵ برای توربین اکسیژن است.

۷-۴-۳-۴. سیستم فشارگذاری بر مخازن

۳ روش برای فشارگذاری بر مخازن استفاده می‌شود:

• گاز فشرده

در این روش گازی مانند هلیوم یا نیتروژن در فشار بالا در یک مخزن نگهداری می‌شود. با کاهش سوخت گاز وارد مخزن شده و فشار را در حد مورد نظر نگاه می‌دارد.

• تبخیر

ماده فشارگذار به صورت مایع نگهداری می‌شود. این مایع، که ممکن است خود ماده سوختی نیز باشد، گرم می‌شود تا بخار شود. طراحی به گونه‌ای است که فشار بخار برابر فشار مورد نظر برای مخزن باشد.

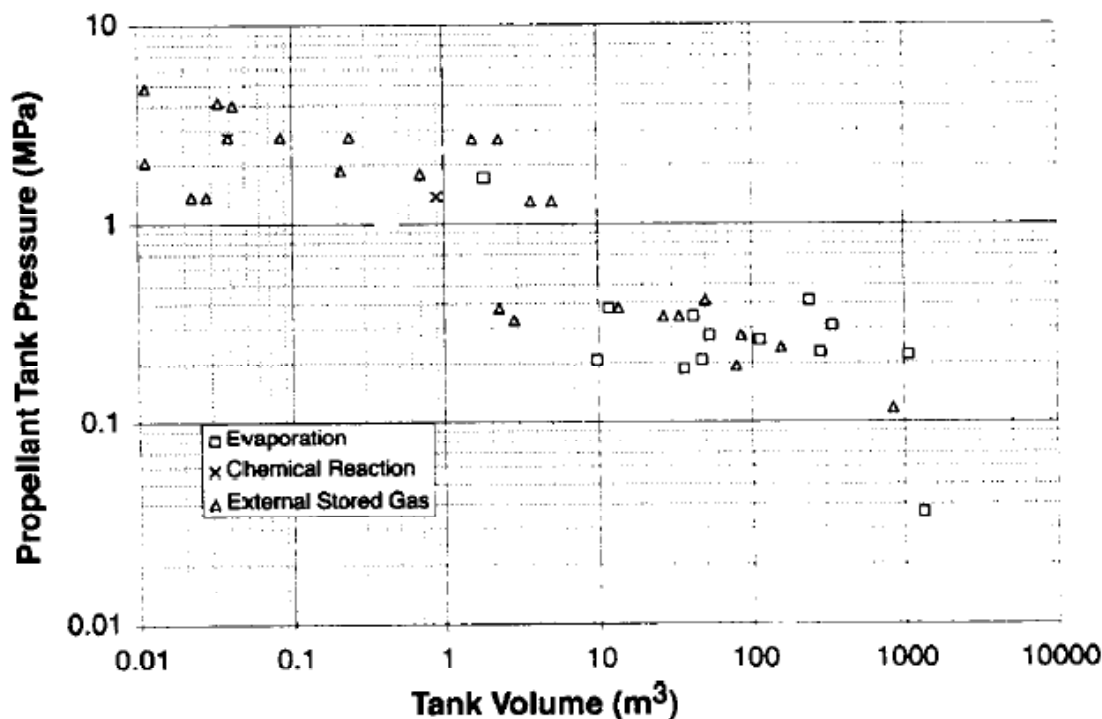
- واکنش شیمیایی

موادی که جداگانه نگهداری شده‌اند، به درون مخازن می‌روند تا یا با واکنش خود فشار ایجاد کنند و یا با پیشران واکنش داده و فشار را تنظیم کنند.

راه دیگر عدم استفاده از سیستم فشار گذاری است که به آن پایین دمیدن^۱ می‌گویند. در این روش با گذر زمان و افت فشار سوخت و اکسیدکننده، نیروی پیشران‌ش کاهش می‌یابد. معمولاً از این روش در موتورهای کوچک کنترل وضعیت استفاده می‌شود.

شکل ۲۶-۴ نوع فشارگذاری را بر مبنای فشار و حجم مخازن نشان می‌دهد. معمولاً سیستم‌های گاز فشرده فشار اولیه‌ای تا حداکثر ۶۰ مگاپاسکال دارند. فشارگذاری شیمیایی و تبخیری معمولاً نزدیک به فشار مخزن کار می‌کنند.

^۱ Blow down



شکل ۴-۲۶: نوع فشارگذاری بر مبنای فشار و حجم مخازن. سیستم‌های بزرگ نظیر موتورهای ماهواره‌ها از سیستم‌های تبخیری استفاده می‌کنند در حالی که سیستم‌های کوچک نظیر ماهواره‌ها از سیستم گاز فشرده استفاده می‌کنند. روش واکنش شیمیایی استفاده چندانی نمی‌شود. اطلاعات این نمودار مربوط به موتورهای ساخته شده تا سال ۱۹۷۵ است. (۳)

۴-۳-۴-۱. تعیین فضای مورد نیاز برای موتور و سامانه تغذیه

با استفاده از رابطه راکت ایده‌آل می‌توان جرم پیشران را بدست آورد:

$$m_{prop} = \frac{m_{pay} [e^{\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}} - 1] (1 - f_{inert})}{1 - f_{inert} e^{\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}}} \quad (4-34)$$

که در آن m_{prop} کل جرم سوخت بر حسب کیلوگرم، m_{pay} جرم محموله بر حسب کیلوگرم، ΔV تغییر سرعت موثر مورد نیاز بر حسب متر بر ثانیه، I_{sp} ضربه ویژه بر حسب ثانیه، g_0 شتاب گرانش در سطح دریا، f_{inert} نسبت جرم خشک^۱ است.

$$f_{inert} = \text{کل جرم مرحله/جرم خشک مرحله} \quad (4-35)$$

¹ Inert mass fraction

جرم خشک به معنی جرم بدون در نظر گرفت پیشران است. البته این در واقع همان محاسباتی است که قبلاً در تعیین ابعاد اولیه انجام داده شده است.

هم چنین جرم و دبی جرمی سوخت و اکسید کننده نیز از روابط زیر بدست می‌آید.

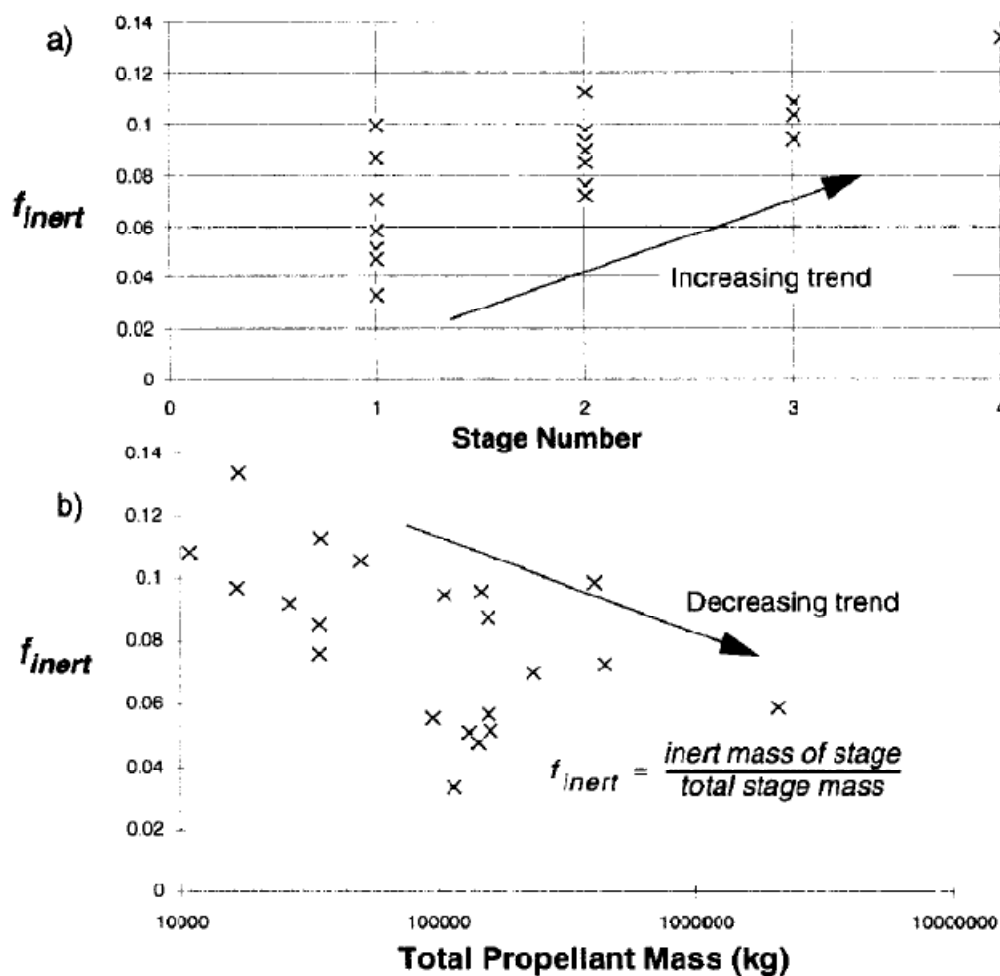
$$m_{fuel} = \frac{m_{prop}}{1 + o/f} \quad (4-36)$$

$$m_{ox} = m_{prop} \frac{o/f}{1 + o/f} \quad (4-37)$$

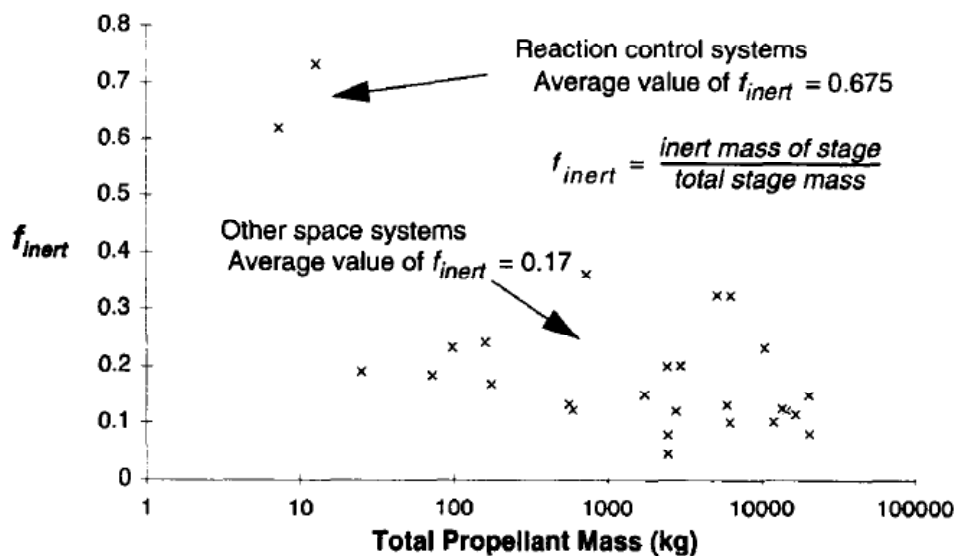
$$\dot{m}_{fuel} = \frac{\dot{m}_{prop}}{1 + o/f} \quad (4-38)$$

$$\dot{m}_{ox} = \dot{m}_{prop} \frac{o/f}{1 + o/f} \quad (4-39)$$

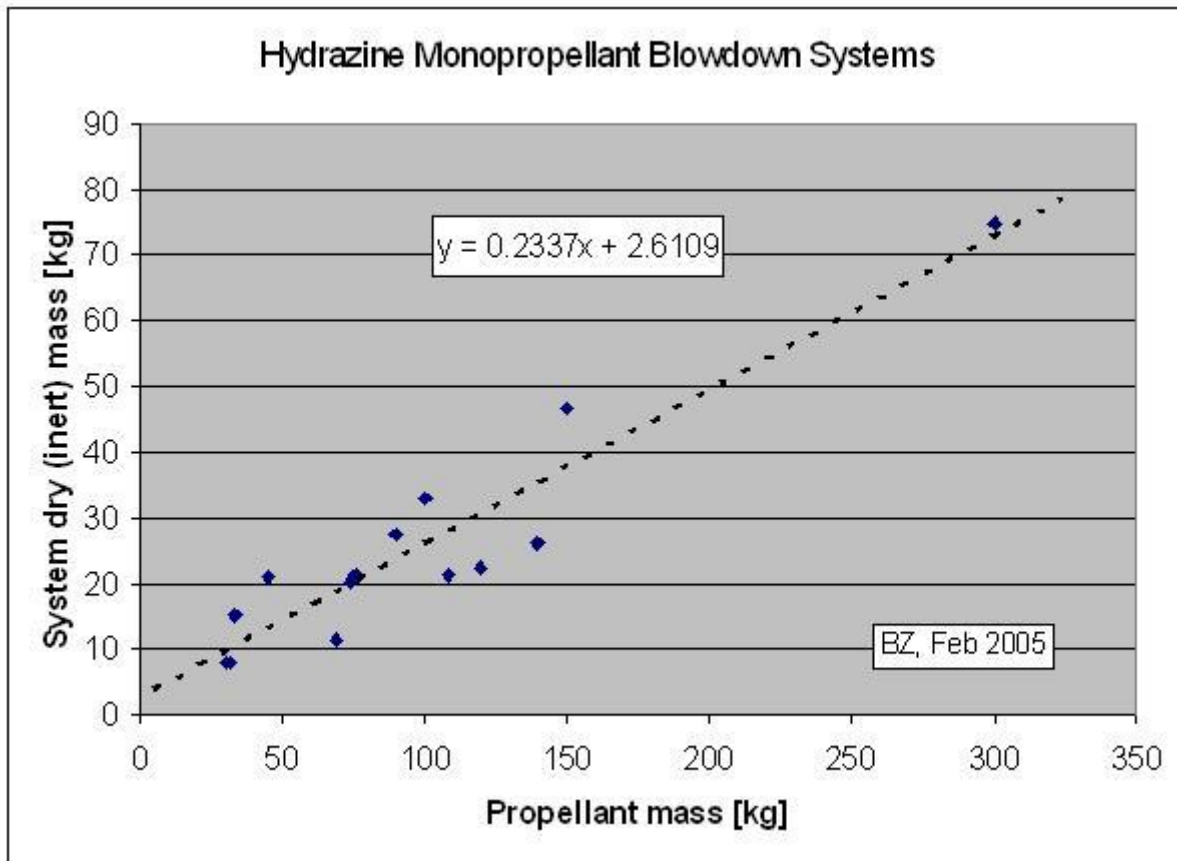
که در آن‌ها m بیانگر جرم و $\dot{m}$ بیانگر دبی جرمی است. شکل ۴-۲۷ نشان دهنده تغییرات نسبت جرم خشک با تعداد مراحل ماهواره‌بر و جرم مواد پیشران است. شکل ۴-۲۸ نشان می‌دهد که نسبت جرم خشک برای سیستم‌های کنترل وضعیت ۰/۶۷۵ و برای موتورهای فضایی ۰/۱۷ است. البته واضح است که در این داده‌ها رفتار خاصی دیده نمی‌شود. معمولاً سعی بر این است که نسبت جرم خشک کاهش یابد تا سیستم سبک‌تر و کم هزینه‌تر باشد. میزان این نسبت بستگی به میزان محافظه‌کاری در طراحی سازه، تعداد مراحل، جرم و چگالی پیشران و میزان نوآوری دارد. هر چه این نسبت بیشتر باشد طرح محافظه‌کارانه‌تر است. شکل ۴-۲۹ نسبت جرم خشک را برای تراسترهای هیدرازینی نشان می‌دهد.



شکل شماره ۲۷-۴: تغییرات نسبت جرم خشک (سازه و بار مفید محموله) با تعداد مراحل و جرم پیشران. داده‌ها نشان می‌دهند که با افزایش تعداد مراحل جرم خشک افزایش می‌یابد و با افزایش جرم مواد پیشران، جرم خشک کاهش می‌یابد. (۳)



شکل شماره ۲۸-۴: تغییرات نسبت جرم خشک با جرم پیشران (۳)



شکل شماره ۴-۲۹: تغییرات نسبت جرم خشک با جرم پیشران برای تراسترهای هیدرازینی بدون پمپ و فشارگذاری.

رابطه حداکثر ۸/۱۲٪ خطا دارد. (۴)

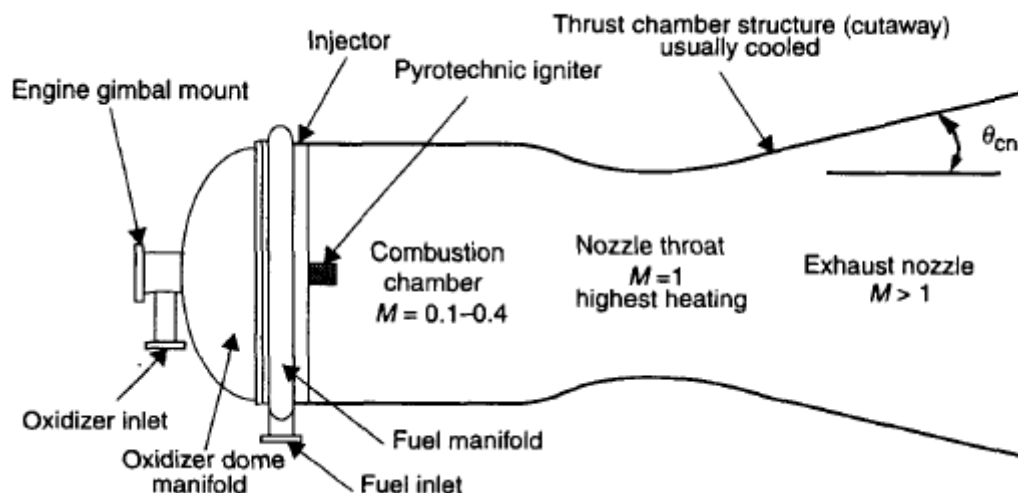
۴-۳-۵. طراحی و تعیین ابعاد اجزای سیستم

۴-۳-۵-۱. محفظه پیشران

شکل ۴-۳۰ محفظه پیشران را به صورت شماتیکی نشان می‌دهد. محفظه پیشران شامل اجزای زیر است:

- محفظه احتراق
جزئی است که سطح مورد نیاز را برای ترکیب پیشران و طول مورد نیاز را برای تکمیل احتراق ایجاد می‌کند. به دلیل فشار و دمای بالا، این قسمت معمولاً خنک‌کاری می‌شود. معمولاً قسمت همگرای نازل را نیز جز محفظه احتراق در نظر می‌گیرند.
- نازل خروجی
این قسمت معمولاً مستقیماً به محفظه احتراق وصل شده است. در نازل، آنتالپی گاز به انرژی جنبشی تبدیل شده و ایجاد نیروی پیشران می‌کند. گازهای داغ از ماخ ۱ در گلوگاه به ماخ خروجی مورد نظر انبساط می‌یابند. نازل معمولاً خنک‌کاری می‌شود، خصوصاً در گلوگاه که انتقال

حرارت نرخ بالایی دارد. از جایی در پایین دست گلوگاه به بعد که ماخ جریان به ۲ تا ۳ می‌رسد، نیاز به خنک‌کاری فعال از بین می‌رود. در این حالت معمولاً تابش خود نازل باعث دفع گرما می‌شود.



شکل ۳۰-۴: نمایی از یک محفظه پیشران و تغییرات عدد ماخ در آن (۳)

• انژکتور

انژکتورها دبی جرمی پیشران‌ها را در محفظه احتراق پخش می‌کنند. باید اطمینان حاصل شود که پیشران‌ها اتمیزه شده، بخار شده و ترکیب می‌شوند. یک افت شدید در فشار استاتیک باید در حین خروج مواد از نازل اتفاق بیفتد تا تغییرات فشار محفظه احتراق روی سیستم سوخت رسانی تأثیری نگذارند.

گرچه طراحی محفظه احتراق، نازل و انژکتورها جداگانه صورت می‌گیرد، اما اثرات این اجزا بر هم باید در بررسی کارایی سیستم مد نظر قرار گیرد.

در این مرحله باید تصمیم بگیریم که آیا می‌توانیم با توجه به مأموریت از یک موتور آماده استفاده کنیم یا نه. در صورت استفاده از یک موتور آماده مشخصات اجزا و پیکربندی سیستم مشخص هستند. اما در صورت ساخت موتور جدید، که هزینه‌بر تر است، باید مشخصات سیستم را تقریب بزنیم.

۱-۱-۵-۳-۴. محاسبه ابعاد محفظه احتراق

فشار محفظه، نسبت انبساط نازل، نوع مواد پیشران، دبی جرمی آن‌ها و نسبت سوخت به اکسیدکننده در مراحل قبلی تعیین شده‌اند. حال با استفاده از معادله بقای جرم و این فرض که جریان در گلوگاه خفه^۱ شده است، می‌توان سطح مقطع محفظه را محاسبه کرد. داریم:

$$A_t = \frac{\dot{m}c^*}{P_c} \quad (۴-۴۰)$$

$$D_t = 2\sqrt{\frac{A_t}{\pi}}$$

که در آن A_t سطح مقطع محفظه و A_t گلوگاه نازل، D_t قطر آن گلوگاه، c^* سرعت ویژه و P_c فشار محفظه است.

حال باید با استفاده از داده‌های موتورهای قبلی و معادلات دینامیک گاز به محاسبه ابعاد محفظه بپردازیم. همانطور که گفته شد محفظه احتراق باید به اندازه‌ای بزرگ باشد که مواد پیشران بتوانند با هم ترکیب، اتمیزه و سوخته شوند. این مراحل بسیار پیچیده بوده و بر مبنای داده‌های تجربی بررسی می‌شوند. پارامترهای اصلی در این بررسی‌ها، ترکیب مواد پیشران، حالت آن‌ها (گازی، مایع یا ژل)، هندسه محفظه، هندسه انژکتور و فشار محفظه‌اند. یک طول مشخصه به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad (۴-۴۱)$$

که در آن L^* طول مشخصه بر حسب متر، V_c حجم محفظه بر حسب متر مکعب و A_t سطح مقطع گلوگاه بر حسب متر مربع است. این طول کمک می‌کند که به بررسی محفظه بپردازیم. هر چه این طول کمتر شود، ابعاد موتور کاهش می‌یابد. پس ما سعی داریم که این طول، با حفظ بازده بالای احتراق، کاهش یابد. با توجه به موتورهای قبلی، طول مشخصه‌ای بین ۱/۸ تا ۲/۵ متر بازده جرمی بالایی ایجاد می‌کند. اما این موتورها سنگین بوده، افت فشار و گرمای بیشتری دارند. در موتورهای با طول مشخصه کمتر از ۰/۳ هم

^۱ Choke

احتراق به صورت ضعیفی اتفاق می‌افتد. بر مبنای نوع سوخت و اکسید کننده، طول مشخصه‌هایی در بازه ۰/۸ تا ۱ متر معمول هستند. طول‌های مشخصه مختلف بر مبنای نوع سوخت در پیوست (ب) آمده است. حال می‌توان حجم محفظه احتراق را محاسبه کرد. با فرض محفظه استوانه‌ای شکل داریم:

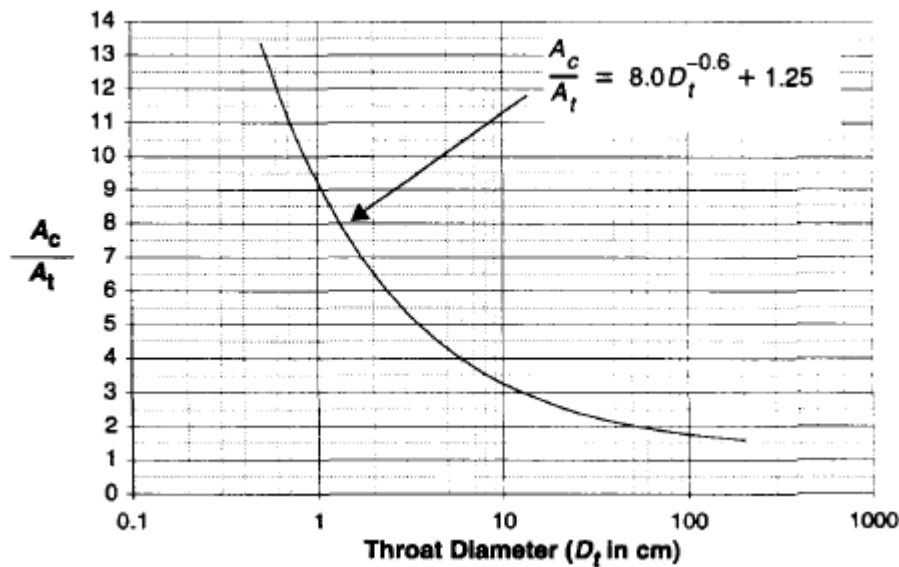
$$V_c = \frac{A_c}{L_c} \quad (4-42)$$

با توجه به دینامیک گازها، عدد ماخ محفظه باید کم باشد تا فشار نزدیک به فشار سکون باشد. با توجه به سرعت کم، مدت زمان بیشتری برای ترکیب و واکنش نیاز است. اعداد ماخ از ۰/۱ تا ۰/۶ مقادیر مناسبی هستند. مقدار ۰/۱ محافظه کارانه است. اما معمولاً در طراحی از اعداد ۰/۴-۰/۲ استفاده می‌شود. روند تاریخی نشان می‌دهد که موتورهای کوچکتر عدد ماخ‌های کوچکتری دارند. با فرض جریان آیزنتروپیک داریم:

$$\frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4-43)$$

$$L = L^* \frac{A_t}{A_c} \quad (4-44)$$

که در آن‌ها، A_c سطح مقطع محفظه احتراق (با فرض پروفیل ثابت) بر حسب متر مربع، A_t سطح مقطع گلوگاه بر حسب متر مربع، M عدد ماخ محفظه احتراق، γ نسبت گرماهای ویژه، L^* طول مشخصه بر حسب متر و L طول محفظه بر حسب متر است. داده‌های موتورهای قدیمی نشان می‌دهد که نسبت طول به قطر محفظه (L/D_c) بین ۰/۵ تا ۲/۵ بوده است که این می‌تواند، جهت اطمینان بیشتر سیستم، به عنوان قیدی در روند طراحی اعمال شود. همچنین نمودارها و رابطه‌های تجربی مانند شکل ۳۱-۴ نیز وجود دارند که می‌توانند جهت تخمین سطح مقطع محفظه و در نتیجه ابعاد آن جایگزین روش که در بالا آمد شوند.



شکل ۳۱-۴: تغییرات سطح مقطع محفظه و گلوگاه. (۳)

۲-۱-۵-۳-۴. ابعاد نازل خروجی

قطر خروجی نازل از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$D_E = \sqrt{\frac{4\varepsilon A_t}{\pi}} \quad (۴-۴۵)$$

که در آن D_E قطر خروجی نازل بر حسب متر، ε نسبت انبساط نازل و A_t سطح مقطع گلوگاه نازل بر حسب مترمربع است. برای تقریب پروفیل نازل باید ابتدا یکی از هندسه های نازل را انتخاب کرد. هندسه های معمول نازل شامل مخروطی، زنگوله ای، لاوال و راثو هستند. نازل های مخروطی از نظر مفهوم و ساخت بسیار ساده اند اما بازدهی مناسبی ندارند و دچار افت نیروی پیشران از طول خاصی به بعد می شوند. ایجاد شوک های مایل در حین انبساط جریان از گلوگاه تا خروجی باعث کمی افت می شود. همچنین به دلیل سرعت شعاعی در دهانه خروجی نازل، نیروی پیشران بیشتری هدر می رود. نازل لاوال بدین جهت ایجاد شده تا از طریق انبساط شوک های مایل را کاهش داده و منجر به کاهش افت نیروی پیشران شود. به دلیل وجود سرعت محوری در خروجی نازل، دیگر افت نیرو در جهت شعاعی نداریم. اما جهت افزایش بازده، این نازل باید بسیار طویل باشد که خود منجر به افزایش جرم سیستم و گذر کردن از محدودیت های هندسی می شود. نازل راثو طراحی زیرکانه ای است که کمترین طول و افت نیروی پیشران را ایجاد می کند. اما به دلیل

پیچیدگی ساخت هندسه آن، چندان مورد استفاده قرار نمی‌گیرد. نازل زنگوله‌ای یک حالت میانه دارد. این نازل کارایی بالایی داشته، طراحی ساده‌تری داشته و کوتاه و سبک است. این نازل در درون خود کمترین افت را ایجاد کرده و در خروجی جریانی تقریباً محوری ایجاد می‌کند.

نازل‌هایی که تا اینجا بررسی شده‌اند، در خروجی دارای یک پروفیل فشار ثابت هستند که منجر به کم شدن انبساط جریان می‌شود. گروه دیگری از نازل‌ها وجود دارند که با در نظر گرفتن یک پروفیل متغیر برای فشار خروجی نازل، انبساطی با بازده بالاتر در ارتفاعات مختلف ایجاد می‌کنند. نازل‌های پله‌ای^۱، اسپایک^۲، پلاگ^۳، انبساط-تغییر جهت^۴، جریان شعاعی^۵ و جریان افقی^۶ از این نوع هستند. همه این نازل‌ها تا حدی سعی می‌کنند که فشار خروجی نازل را به فشار محیط برسانند اما معمولاً منجر به بارهای دمایی بیشتر می‌شوند و با توجه به اینکه طراحی آن‌ها نیز سخت‌تر است، معمولاً از آن‌ها استفاده نمی‌شود. در اینجا روندی برای طراحی نازل زنگوله‌ای بر مبنای نازل مخروطی ارائه می‌شود.

۱-۲-۱-۳-۴. نازل مخروطی

طول نازل‌های مخروطی به زاویه نیم رأس واگرایی بستگی دارد و با افزایش این زاویه در یک نسبت انبساط ثابت طول نازل کاهش می‌یابد. از طرفی با افزایش این زاویه، افت نیروی پیشرانیش نیز افزایش می‌یابد زیرا مؤلفه شعاعی سرعت افزایش می‌یابد. این اثر در بازده نازل دیده می‌شود که برای یک نازل غیر لزج از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \theta_{cn}) \quad (۴-۴۶)$$

که در آن λ بازده نازل و θ_{cn} زاویه نیم رأس نازل می‌باشد. زاویه نیم رأس مخروط معمولاً بین ۱۲ تا ۱۸ درجه انتخاب می‌شود ولی ۱۵ درجه بهترین نتیجه را می‌دهد.

برای یک نازل با سطح مقطع دایروی، طول قسمت واگرایی نازل از رابطه زیر قابل محاسبه است:

^۱ Step

^۲ Aero-spike

^۳ Plug

^۴ Expansion-deflection

^۵ Radial flow

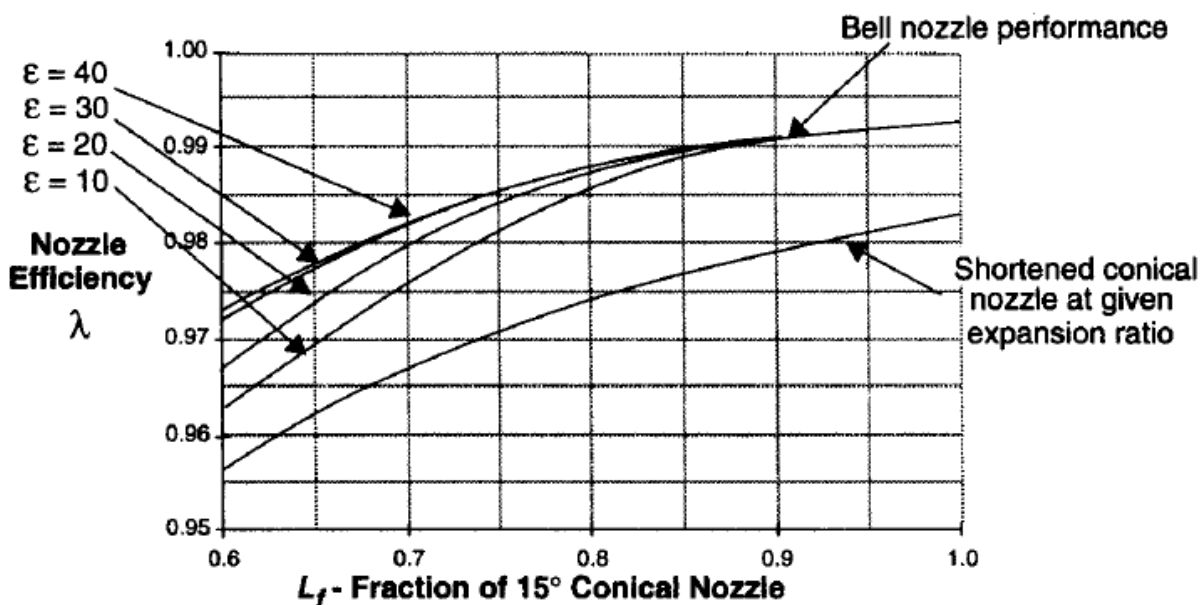
^۶ Horizontal flow

$$L_n = \frac{D_E - D_t}{2 \tan \theta_{cn}} \quad (۴-۴۷)$$

که در آن L_n طول قسمت واگرای نازل و D_t قطر گلوگاه نازل بر حسب متر و D_E قطر خروجی نازل بر حسب متر می‌باشد. در اینجا از اثرات گذر از مقطع گلوگاه به مخروط و طول نازل صرف نظر شده‌است.

۲-۲-۱-۵-۳-۴. نازل زنگوله‌ای

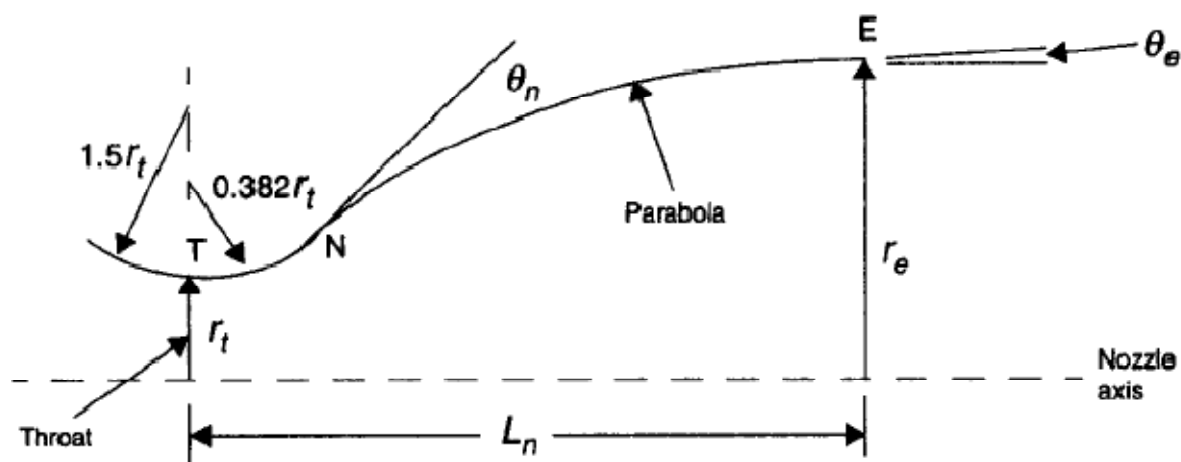
نازل‌های زنگوله عملکرد بهتری نسبت به نازل‌های مخروطی با طول یکسان دارند. بررسی دقیق این نازل‌ها بسیار وقت‌گیر است. به همین دلیل در اینجا با استفاده از تقریب هندسه سهموی به طراحی این نازل‌ها و تقریب ابعاد آن‌ها می‌پردازیم. این نازل‌ها معمولاً با عددی به نام کسر طولی^۱ بیان می‌شوند که به درصد است و طول نازل را نسبت به نازل مخروطی با زاویه نیم رأس ۱۵ درجه نشان می‌دهد. به عنوان مثال نازل زنگوله‌ای ۵۰ درصد طولی نصف طول نازل مخروطی ۱۵ درجه دارد. شکل ۴-۳۲ رابطه تغییرات بازده نازل‌های با نسبت انبساط متفاوت را با نسبت طولی نمایش می‌دهد. معمولاً در این مرحله نازل را ۸۰ درصد یعنی با نسبت طولی ۰/۸ در نظر می‌گیرند که دارای بازده ۰/۹۸۷ است.



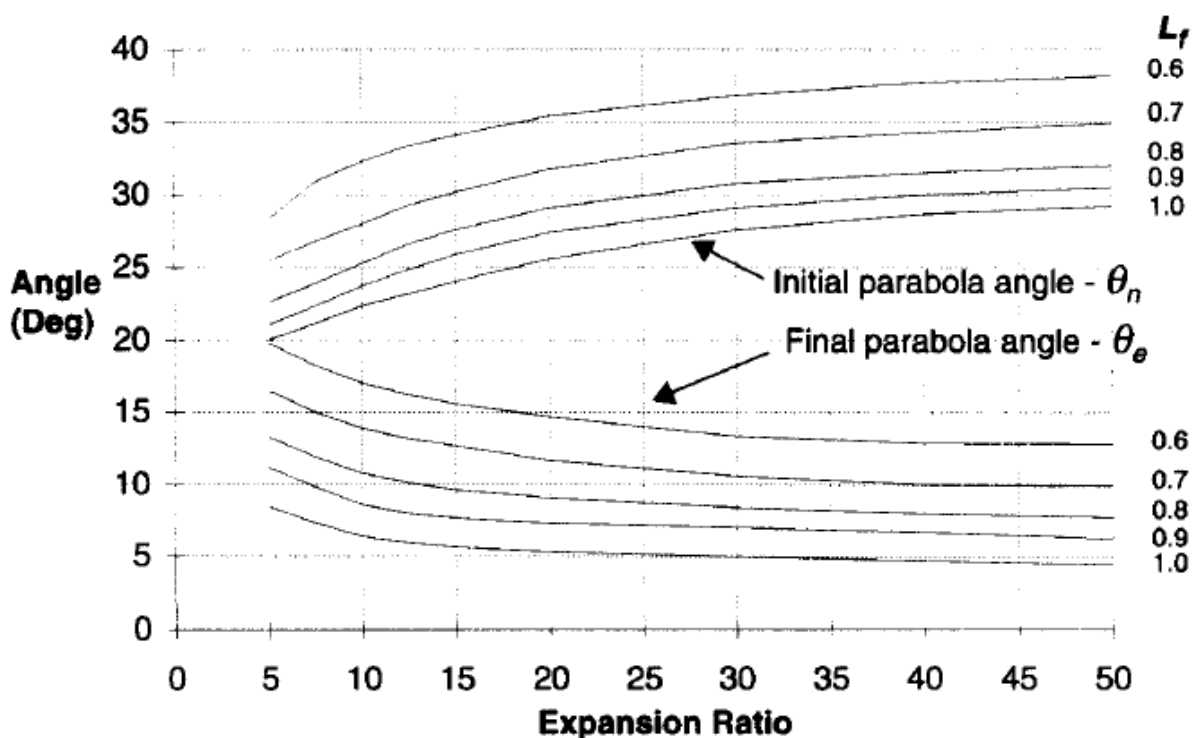
شکل ۴-۳۲: تغییرات بازده نازل‌های با نسبت انبساط متفاوت با نسبت طولی (۳)

¹ Length fraction

شکل ۳۳-۴ متغیرها و هندسه پروسه طراحی نازل زنگوله‌ای را با تقریب سهموی نمایش می‌دهد. پروفیل نازل در بالادست گلوگاه دایروی با شعاعی $1/5$ برابر شعاع گلوگاه است. پروفیل در پایین دست جریان نیز دایروی با شعاعی $0/382$ برابر شعاع گلوگاه است. زاویه خروجی (θ_e) و نقطه N (θ_n) از طریق شکل ۳۴-۴ بر مبنای نسبت طولی و نسبت انبساط قابل محاسبه هستند. البته روابطی نیز برای پروفیل‌های بهینه نازل ارائه شده‌اند که می‌توان از طریق آن‌ها نیز پروفیل نازل را طراحی کرد.



شکل ۳۳-۴: هندسه نازل زنگوله‌ای (۳)



شکل ۳۴-۴: زوایای مورد نیاز در طراحی نازل زنگوله‌ای بر حسب نسبت‌های انبساط و طولی (۳)

۳-۱-۵-۳-۴. جرم محفظه پیشران

در این قسمت ابتدا به تخمین وزن محفظه احتراق و نازل می‌پردازیم. سپس به تأثیرات خنک‌کاری در وزن خواهیم پرداخت.

فرض می‌کنیم که محفظه احتراق شکل استوانه‌ای دارد. همچنین فرض خواهد شد که نازل مخروطی بوده و دارای زاویه نیم رأس θ_{cn} است. این فرض می‌تواند برای نازل‌های زنگوله‌ای هم به کار رود، زیرا برای محاسبات تقریبی ما خطای قابل قبولی دارد.

ضخامت دیواره محفظه تابع فشار استاتیکی محفظه و مقاومت ماده سازنده محفظه است. انتخاب جنس محفظه به پارامترهایی نظیر خواص مکانیکی، خواص فیزیکی و شیمیایی، هزینه، دسترسی، قابلیت ماشینکاری و جوشکاری، دقت داده‌های موجود و پارامترهای دیگری بستگی دارد.

• خواص مکانیکی

این خواص شامل سختی، استحکام و شکنندگی می‌شوند. سختی با مدول ینگ و مقاومت خزش ارتباط مستقیمی دارد. پارامترهای استحکامی شامل ماکزیمم تنش مجاز، تنش تسلیم و مقاومت در برابر خستگی می‌شود. از درصد تغییر طول تا شکست و نسبت پواسون به عنوان معیاری از شکنندگی ماده استفاده می‌شود.

• خواص فیزیکی و شیمیایی

این خواص شامل چگالی، ضریب انبساط گرمایی، ضریب انتقال حرارت، ظرفیت حرارتی، دمای ذوب، مقاومت در برابر خوردگی، مقاومت در برابر واکنش‌های شیمیایی (در محدوده ۱ تا ۴ که ۱ به معنی واکنش ناپذیر و ۴ به معنی واکنش پذیری قوی است)، مقاومت در برابر فرسایش، مقاومت در برابر خزش و نشت گاز می‌باشند. ظرفیت حرارتی و ضریب انتقال حرارت نقش مهمی در انتقال حرارت دارند. ضریب انبساط گرمایی برای محاسبه تغییر طول‌های نسبی به کار می‌رود و دمای ذوب باید بیش از دمای کاری محفظه باشد.

باید توجه شود که خواص مکانیکی و گرمایی اجسام خود با دما تغییر می‌کنند و در نتیجه تابعی از دمای کاری محفظه هستند. پیوست (الف) لیستی از مواد مورد استفاده در ساخت محفظه احتراق همراه خواص آن‌هاست. از مواد معمول برای ساخت محفظه پیشران آلیاژهای کولومبیوم (Columbium) (با تنش ماکزیمم ۸۹۶ مگاپاسکال و چگالی ۸۵۷۰ کیلوگرم بر متر مکعب) و آلیاژهای نیکل (با تنش ماکزیمم ۳۱۰ مگاپاسکال و چگالی ۸۶۰۰-۸۰۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب) هستند. در مواردی که از خنک‌کاری بازیابی استفاده شود، معمولاً پوسته درونی را از آلیاژهای پایه برنز و مس (جهت تحمل تنش‌های حرارتی) و پوسته خارجی را از فولاد (به منظور تحمل تنش‌های فشاری) می‌سازند.

با توجه به جنس ماده سازنده محفظه، فرض استوانه‌ای بودن آن و استفاده از فرمول تنش هوپ^۱ که برای مقاطع جدار نازک به کار می‌رود، داریم:

$$P_b = f_s P_c \quad (۴-۴۸)$$

$$t_w = \frac{P_b r_c}{F_{tu}} \quad (۴-۴۹)$$

که در آن P_b فشار انفجار محفظه بر حسب پاسکال، f_s ضریب اطمینان، P_c فشار محفظه بر حسب پاسکال، t_w ضخامت دیواره بر حسب متر، r_c شعاع محفظه بر حسب متر و F_{tu} ماکزیمم تنش مجاز ماده بر حسب پاسکال است. مقدار ضریب اطمینان معمولاً ۲ در نظر گرفته می‌شود. البته به منظور در نظر گرفتن اثر تمرکز تنش و تنش‌های در نظر گرفته نشده در این مدل ساده، مقدار بدست آمده از فرمول‌های بالا باید با ضریبی بین ۱/۵-۲/۵ تصحیح شود. پس از محاسبه ضخامت محفظه، جرم نازل و محفظه احتراق از روابط جدول ۴-۱۱ قابل محاسبه‌اند.

فشار استاتیک در طول محفظه به سرعت افت می‌کند. در گلوگاه فشار استاتیک تقریباً نصف فشار محفظه است. نازل‌های فوق انبساطی^۲ (که در ارتفاعات پایین کار می‌کنند)، در خروجی خود دچار کمانش می‌شوند.

^۱ Hoop stress

^۲ Overexpanded

برای احتساب تغییرات در ضخامت نازل، در جدول یک رابطه خطی برای آن آمده است. در سیستم‌های واقعی معمولاً سریع‌تر از حالت خطی ضخامت را تغییر می‌دهند ولی حالت خطی محافظه کارانه است. در صورتی که از خنک‌کاری تبخیری در سیستم استفاده شود، جرم مواد تبخیری را با استفاده از کسر جرمی (که از اطلاعات موتورهای قدیمی بدست آمده‌اند) از روی جرم محفظه پیشران بدست آورده و اضافه می‌کنند. معمولاً از میانگین داده‌ها استفاده می‌کنند که $0/352$ برابر جرم محاسبه شده به روش بالا برای محفظه پیشران است (در بازه $0/189-0/545$). همچنین این داده‌ها نشان می‌دهند که به طور متوسط جرم محفظه احتراق $0/237$ برابر جرم موتور (در بازه $0/067-0/303$)، جرم نازل $0/163$ جرم موتور (در بازه $0/062-0/277$) و جرم انژکتورها و سیستم سوخت‌رسان $0/249$ برابر جرم موتور (در بازه $0/043-0/062$) است.

۲-۵-۳-۴. طراحی انژکتور

انژکتورها قلب محفظه احتراق هستند. دو گروه کلی انژکتور وجود دارد: برخوردی^۱ و غیربرخوردی^۲. انژکتور برخوردی بدین معناست که دو یا چند جریان به هم برخورد می‌کنند تا اتمیزه شوند. جریان‌های برخوردی می‌توانند همجنس باشند (like) یعنی هر دو سوخت یا هر دو اکسید کننده باشند. این جریان‌ها می‌توانند غیرهمجنس باشند (unlike)، بدین معنی که یکی سوخت و یکی اکسیدکننده باشد. یک واحد کامل انژکتور خود شامل تعداد زیادی انژکتور می‌شود. شکل ۳-۴ تعدادی از انژکتورهای متفاوت را نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که در طراحی انژکتور باید پارامترهای زیادی نظیر نوع انژکتور (دو جزئی^۳، سه جزئی^۴، هم محور^۵ و قلابی^۶)، کدام ماده سوختی در وسط المان تکرار شونده است (سوخت در مرکز، اکسید-سوخت-اکسید، اکسید-اکسید یا سوخت-سوخت)، تعداد انژکتورها، زاویه برخورد جریان‌ها، دبی جریان، اندازه روزنه‌ها و پایداری احتراق را در نظر گرفت.

¹ Impinging

² Nonimpinging

³ Doublet

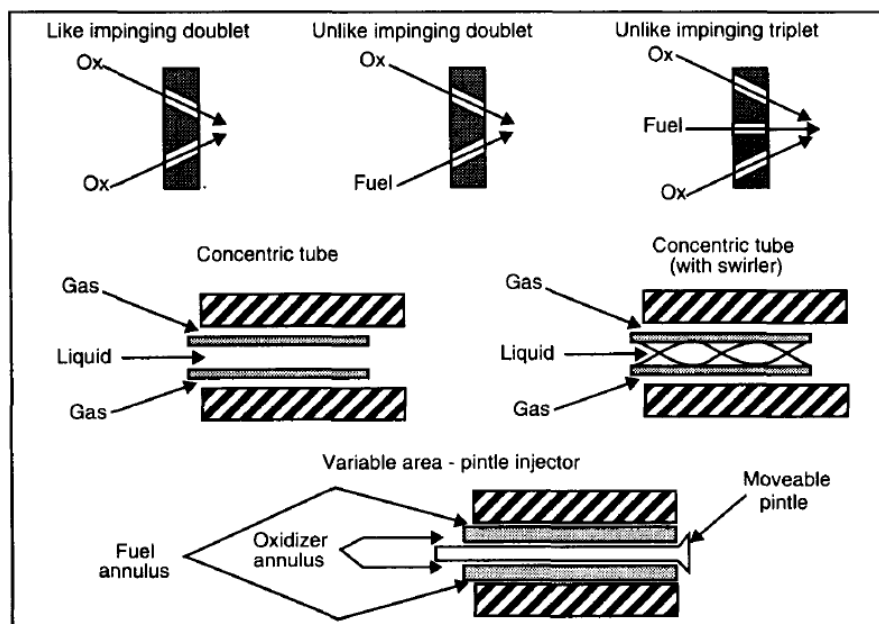
⁴ Triplet

⁵ Coaxial

⁶ Pintle

جدول ۴-۱۱: تخمین جرم محفظه پیشران

محفظة احتراق	$m_{cc} = \pi \rho t_w (2r_{cc}L_{cc} - (\frac{\pi(r_{cc}^2 - r_t^2)}{\tan \theta_{cc}}))$	r_t = شعاع گلوگاه r_{cc} = شعاع محفظه t_w = ضخامت دیواره Θ_{cc} = نیم زاویه همگرایی L_{cc} = طول محفظه قبل از همگرایی ρ = چگالی دیواره	
نازل عادی	$m_n = \pi \rho t_w L_n (r_e - r_t)$	Θ_{cn} = زاویه نیم رأس نازل r_e = شعاع خارجی نازل	
نازل باریک شونده	$m_n = 2\pi \rho L_n [\frac{1}{3} f_1 f_2 L_n^2 + \frac{1}{2} (f_1 r_t + f_2 t_e) L_n + r_t t_e]$ $f_1 = \frac{t_e - t_t}{L_n}$ $f_2 = \frac{r_e - r_t}{L_n}$	t_e = ضخامت دیواره خروجی نازل	



شکل ۳۵-۴: تعدادی از انواع مختلف انژکتورها (۳)

۱-۲-۵-۳-۴. انتخاب نوع انژکتور

در این مرحله کلاس انژکتور (برخوردی یا غیربرخوردی و همجنس یا غیر همجنس) را انتخاب می‌کنیم. سپس نوع انژکتور (دو جزئی، سه جزئی، قلابی و هم محور قلابی) را انتخاب می‌نماییم. جهت انتخاب نوع انژکتور باید موارد زیر را در نظر گرفت:

- موتورهایی که آن انژکتور روی آن‌ها به کار رفته دارای عملکرد مشابه با موتور مورد نظر ما باشد.
- خصوصیت خاص مأموریت که باعث استفاده از نوع خاصی از انژکتور می‌شود.
- اندازه قطرات حاصل از انژکتور هنگام استفاده از سوخت مشابه
- تعداد اجزای تکراری لازم
- پیچیدگی سخت‌افزاری
- کیفیت و تکمیل بودن اطلاعات در رابطه با نوع خاصی از انژکتور و سوخت مورد استفاده

با توجه به آنکه عملکرد انژکتورها در آزمایش تعیین می‌شود، در این مرحله از طراحی سعی می‌شود که پایگاه داده‌ای از انژکتورهای مختلف و موارد استعمال آن‌ها تهیه شود. این داده‌ها نشان می‌دهند که انژکتور-

های دو جزئی، ۳ جزئی و هم محور قلبی در موتورهای زمین به مدار LEO استفاده شده‌اند و انژکتورهای دو جزئی هم محور، چهار جزئی و هم محور قلبی برای موتورهای مدار LEO به GEO استفاده شده‌اند. توجه داشته باشید که در بسیاری از موارد دلیل استفاده از نوع خاصی از انژکتور تنها در دسترس بودن آن و یا استفاده قبلی و تجربه با آن است. به همین دلیل انتخاب انژکتور بیشتر تابع محل کار طراح است.

۲-۲-۵-۳-۴. بررسی افت فشار انژکتور

در مراحل قبلی یک افت فشار متوسط برای انژکتورها مد نظر قرار گرفت. اما در حقیقت میزان این افت برای انژکتورهای مختلف متفاوت است. برای انژکتورهای برخوردی غیرهمجنس میزان افت ۱۰ تا ۱۵ درصد فشار محفظه احتراق و برای انژکتورهای برخوردی همجنس این میزان به ۱۵ تا ۲۵ درصد می‌رسد. برای اجزای هم محور افتهایی در حد ۵ درصد فشار محفظه نیز دیده شده است. در این مرحله باید افت فشار را بر مبنای نوع انژکتور انتخاب شده استفاده کرد. اگر این مقدار با مقدار استفاده شده در بالانس موتور متناسب نباشد، باید طراحی را دوباره تکرار کنیم.

۳-۲-۵-۳-۴. تعداد و اندازه انژکتورها

پس از تعیین افت فشار کلی انژکتور، می‌توان تعداد اجزای انژکتوری را با استفاده از دبی جرمی کلی پیشران‌ها و دبی جرمی هر انژکتور بدست آورد. بیشتر افت فشار در انژکتورها به دلیل افزایش فشار دینامیکی سیال است (با فرض آنکه مواد ابتدا ساکن بوده‌اند که برای مانیفولدهای با قطر بزرگ قابل قبول است):

$$\Delta P = k \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (۴-۵۰)$$

سپس با استفاده از معادله پیوستگی می‌توان سطح مورد نیاز هر انژکتور را محاسبه کرد:

$$\frac{\dot{m}}{N} = \rho v A_{inj} \quad (۴-۵۱)$$

با ترکیب روابط ۴-۵۱ و ۴-۵۲ داریم:

$$A_{inj} = \frac{\dot{m}}{N} \sqrt{\frac{k}{2\rho\Delta P}} \quad (۴-۵۲)$$

که در آن N تعداد انژکتورها، v سرعت جریان در درون انژکتور بر حسب متر بر ثانیه، $\dot{m}$ دبی جرمی جریان بر حسب کیلوگرم بر متر مکعب، A_{inj} سطح مقطع ورودی انژکتور بر حسب مترمربع، k ضریب افت هد، ρ چگالی ماده سوختی بر حسب کیلوگرم بر متر مکعب، ΔP افت فشار مورد نظر از طریق انژکتور بر حسب پاسکال است.

ضریب افت هد k در حقیقت افت فشارهای غیر قابل بازگشت را در نظر می‌گیرد. مقادیر معمول این ضریب برای انژکتورهای استاندارد $1/2$ برای حالتی که لبه‌های انژکتور دایروی باشد و $1/7$ وقتی لبه‌ها تیز باشد است.

یک روش تعیین ابعاد انژکتورها انتخاب مقداری برای تعداد آن‌ها و سپس تعیین دبی جرمی و سطح آن-هاست. اگر این متغیرها برای نوع خاص انژکتور مورد نظر ما مناسب نبود، این عملیات باید تکرار شود.

۳-۵-۴-۴. خنک‌کاری

موتورهای با دو مؤلفه سوختی که برای شتاب‌دهی^۱، پایدارسازی^۲ و مراحل بالا به کار می‌روند، نیاز به خنک‌کاری دارند تا دمای دیواره محفظه پیشران کنترل شود. روش‌های متداول در جدول ۴-۱۲ آمده‌اند.

جدول ۴-۱۲: روش‌های متداول خنک‌کاری

خنک‌کاری	فاز مأموریت	توضیحات
بازیابی ^۳	تقویت کننده، پایدار کننده، تغییر مدار	گاهی اوقات با روش لایه‌ای ترکیب می‌شود
تخریبی ^۴	تقویت کننده، پایدار کننده، تغییر مدار	معمولاً با روش لایه‌ای ترکیب می‌شود
تابشی ^۵	تغییر مدار، ثابت نگهداشتن وضعیت	معمولاً با روش لایه‌ای ترکیب می‌شود
لایه‌ای/لایه مرزی ^۶	تغییر مدار، ثابت نگهداشتن وضعیت	معمولاً با روش تابشی ترکیب می‌شود

¹ Boost

² Sustaining

³ Regenerative

⁴ Ablative

⁵ Radiation

⁶ Film/boundary layer

روش‌های استفاده از مبدل‌های حرارتی سنگین و استفاده از پوشش آبی برای تست موتورهای استفاده می‌شوند اما برای حالت پروازی به دلیل وزن زیاد مورد استفاده قرار نمی‌گیرند. شکل ۳۶-۴ روش‌های مختلف را با چگونگی عملکرد آن‌ها نمایش می‌دهد.

روش بازیابی معمولاً در موتورهای بزرگ سوخت مایع استفاده می‌شود. در این روش یکی از مواد پیشران (معمولاً سوخت^۱) در درون مسیرهای خنک‌کاری که دور محفظه احتراق و نازل کشیده شده‌اند، جریان می‌یابد. گرمای گازهای داغ حاصل از احتراق از دیواره‌ها (معمولاً در جهت شعاعی) انتقال می‌یابد و از طریق همرفت توسط ماده پیشران انتقال پیدا می‌کند. بدین طریق ماده پیشران از طریق جذب گرمای اتلافی، میزان انرژی خود را افزایش می‌دهد. این روش معمولاً در موتورهای با نیروی پیشران متوسط و بالا استفاده می‌شود زیرا گرمای انتقالی به دیواره با افزایش دبی جرمی موتور و در نتیجه نیروی پیشران افزایش می‌یابد. در نتیجه این روش معمولاً با موتورهای پمپ دار که دارای سیکل‌هایی با حالت دائمی هستند استفاده می‌شود. البته ایجاد مسیرهای جریان باعث پیچیدگی سخت‌افزاری و افزایش هزینه ساخت موتور می‌شود.

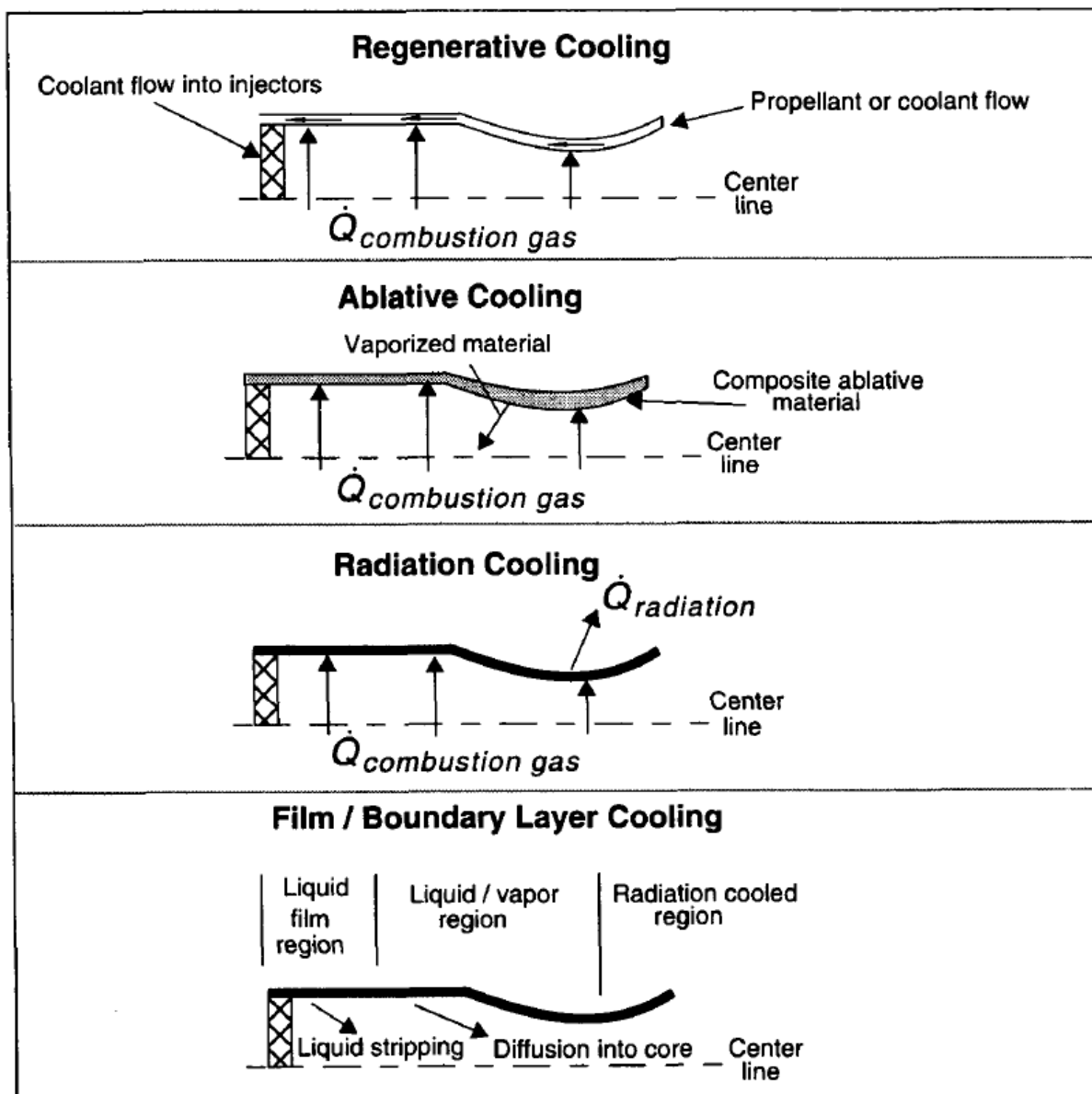
نوع دیگری از خنک‌کاری بازیابی، خنک‌کاری بازیابی درونی است که در آن لایه‌ای سرد از ماده پیشران در داخل محفظه احتراق ایجاد می‌شود. بدین منظور ما مسیرهای حلقوی در داخل محفظه پیشران ایجاد می‌کنیم. ماده سوختی خروجی از انژکتور (معمولاً سوخت) مجبور به عبور از این مسیرها شده و لایه‌ای روی دیواره‌ها بوجود می‌آورد و دمای دیواره را کاهش می‌دهد. اما این ماده سوختی به خوبی با باقی سوخت درون محفظه ترکیب نمی‌شود که این خود منجر به افت کمی در ضربه ویژه می‌شود.

^۱ از اکسید کننده هم استفاده شده اما به مسائلی نظیر اکسید شدن مسیر خنک کننده باید توجه کرد.

در روش تبخیری، گازهای گرم حاصل از احتراق که در حین کار موتور ایجاد می‌شوند، باعث تبخیر ماده تبخیری^۱ که دیواره محفظه را پوشانده می‌شوند. این مواد معمولاً سیلیس، کوارتز یا فیبرهای کربن و رزین‌ها (مواد کامپوزیتی) هستند که به دیواره محفظه متصل شده‌اند. ضخامت این مواد به اندازه کافی در لایه جرم ایجاد می‌کند که بتواند در طول کار موتور آن را خنک کند. اصولاً این روش برای تمامی موتورها با هر سطح نیروی پیشرانشی قابل استفاده است اما موتورهای طراحی شده با این روش معمولاً سطح نیروی پیشرانش پایین تا متوسط داشته‌اند. به دلیل تخریب مواد سازنده دیواره در طول زمان، معمولاً این موتورها عمر محدودی، کمتر از ۲۰۰۰ ثانیه زمان سوختن دارند. این روش دارای سیکل کاری انعطاف پذیری است، بدین معنی که تا وقتی که ماده تخریب شونده باقی است، می‌توان موتور را خاموش و دوباره روشن کرد.

در موتورهای فشارگذاری شده که با روش تابش خنک می‌شوند، گرمای گازهای احتراقی از طریق تابش و همرفت به دیواره محفظه منتقل می‌شود. این گرما در دیواره به طریق رسانش (اکثراً در جهت شعاعی) منتقل می‌شود و از طریق تابش به محیط انتقال می‌یابد. مهمترین محدودیت در دمای حالت پایدار این است که هنگامی که دیواره به دمای مورد نظر رسید، باید به اندازه کافی ضخیم باشد که ماده بتواند فشار موتور را نگاهدارد. اطلاعات تابندگی برخی مواد به کار رفته در موتورهای سوخت مایع در جدول ۱۳-۴ آمده است.

^۱ Ablator



شکل ۳۶-۴: روش‌های مختلف خنک‌کاری و چگونگی عمل آن‌ها (۳)

جدول ۱۳-۴: اطلاعات تابندگی مواد به کار رفته در موتورهای سوخت مایع (۴)

نام	دما (کلوین)	تابندگی
آلومینیوم (صیقل داده شده)	۳۷۳	۰/۰۹۵
فولاد زنگ‌زن (صیقل داده شده)	۳۷۳	۰/۰۷۴
کربن (دوده)	—	۰/۹۵۲
کربن (گرافیت)	—	۰/۹۸
رنگ سیاه (درخشنده)	—	۰/۹
رنگ سیاه (غیردرخشنده)	—	۰/۹۷

دمای دیواره‌ها در راستای محور موتور کاملاً یکنواخت نیست زیرا سرعت جریان گازهای حاصل از احتراق متفاوت است. عدد ماخ در محفظه احتراق کم است (۰/۱ تا ۰/۴)، در نتیجه انتقال حرارت همرفت به دیواره‌ها با وجود گرمای بالای گازها ناچیز است. بار گرمایی بر دیواره‌ها در گلوگاه، که سرعت جریان بالاست و چگالی و دما نزدیک مقادیر کل^۱ خود هستند، بیشترین است. دمای دیواره در قسمت‌های مافوق صوت نازل بسیار کم است. در این قسمت‌ها سرعت بسیار زیاد و دمای استاتیک بسیار کم است زیرا انرژی به انرژی جنبشی تبدیل شده است.

با توجه به ناهمگنی غیرمحوری در دماها، برای محاسبه دمای حالت پایدار دیواره‌ها نیاز به حل و بررسی دقیق دمایی و انتقال حرارتی در ناحیه‌های محفظه احتراق، گلوگاه و نازل است. در خنک‌کاری تابشی، نیاز به ماده‌ای برای دیواره محفظه داریم که دمای ذوب بالایی داشته باشد. در نتیجه معمولاً جهت محافظت داخل محفظه از مواد نسوز، مانند کولومبیوم^۲ استفاده می‌شود که به منظور جلوگیری از زنگ‌زدگی و خوردگی با موادی مانند رنیوم^۳ پوشش داده شده‌اند، استفاده می‌شود. در سطح خارجی نیز از موادی با ضریب تشعشع بالا استفاده می‌شود. این روش خنک‌کاری دارای چرخه عملیاتی انعطاف پذیری است، اما ما باید به زمان بین شروع مجدد دقت کنیم تا اثرات دمای اولیه دیواره را، در صورتی که دیواره کاملاً خنک نشده باشد، در نظر بگیریم. با توجه به این قیود عملیاتی، موتورهایی که به روش تابش خنک می‌شوند، می‌توانند عمر طولانی داشته باشند.

روش خنک‌کاری لایه‌ای معمولاً به تنهایی استفاده نمی‌شود بلکه با روش‌های دیگر به صورت ترکیبی به کار می‌رود. در این روش انژکتورها به گونه‌ای نصب می‌شوند که بتوانند لایه‌ای از مایع، معمولاً سوخت، را بر روی دیواره بپاشند. این لایه خنک با حرکت در طول محفظه باعث افزایش مقاومت گرمایی دیواره و کاهش دمای آن می‌شود. در نزدیک گلوگاه، بیشتر این لایه تبدیل به بخار شده و مقدار کمی مایع باقی مانده است. در اینجا شار گرمایی به دیواره به دلیل همرفت افزایش می‌یابد. دیواره‌های محفظه باید ضریب انتقال حرارت

¹ Stagnation

² Columbium/Niobium

³ Rhenium

رسانایی بالایی داشته باشند تا این شار گرمایی به سرعت از طریق رسانایی در راستای محوری منتقل شود (هم در جهت محفظه و هم در جهت نازل). معمولاً از خنک‌کاری تابشی در پایین دست نازل استفاده می‌شود زیرا دماها در حال افت بوده، دیواره‌ها نسبتاً خنک و سطح در دسترس برای خنک‌کاری تابشی زیاد است. اگر دیواره‌های نازل دارای ضریب انتقال حرارت رسانایی بالایی باشند، گرما از گلوگاه به دیواره منتقل شده و از طریق تابش به محیط می‌رسد. خنک‌کاری لایه‌ای معمولاً در موتورهای با نیروی پیشران‌ش پایین و فشارگذاری شده با فشار محفظه پایین استفاده می‌شوند. این نوع خنک‌کاری، روشن شدن مجدد موتور را پشتیبانی می‌کند و در نتیجه در مأموریت‌های طولانی قابل استفاده است.

برای بررسی روش‌های خنک‌کاری می‌توان از قانون اول ترمودینامیک استفاده کرد.

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{out} + \Delta h \quad (۴-۵۳)$$

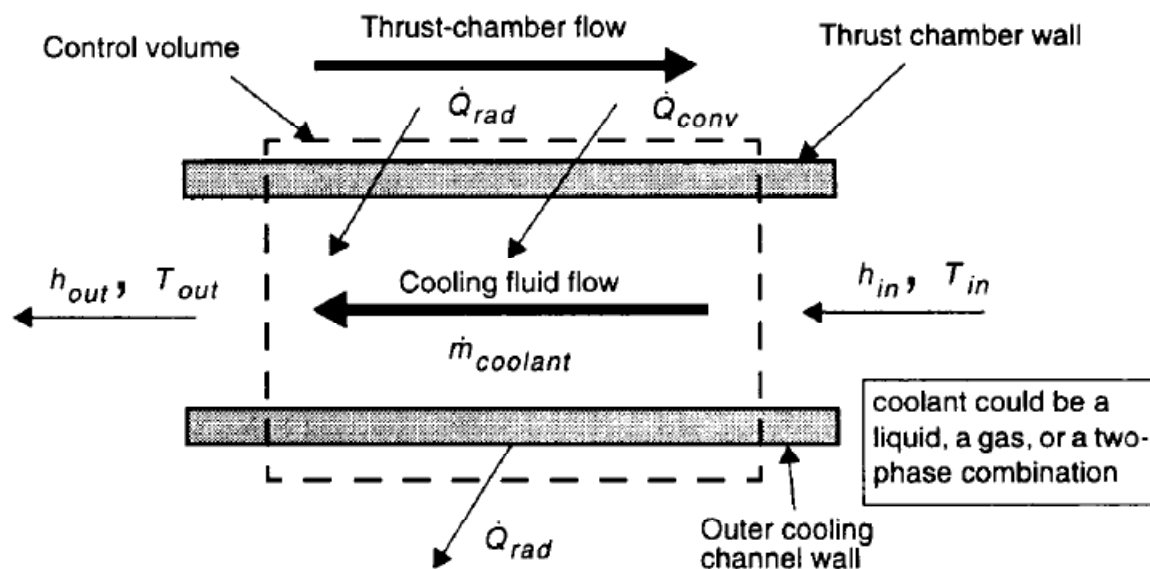
که در آن $\dot{Q}_{in}$ دبی گرمایی ورودی به حجم کنترل بر حسب وات، $\dot{Q}_{out}$ دبی گرمایی خروجی از حجم کنترل بر حسب وات و Δh تغییرات آنتالپی در داخل حجم کنترل بر حسب وات هستند.

البته سادگی فرمول بالا گول‌زننده است. در واقع برای مراحل طراحی جزئی باید معادلاتی کوپله بقای جرم، بقای مومنتوم و بقای انرژی و خصوصیات گرمایی انژکتور و محفظه را با هم در نظر گرفت. همچنین شکل سطوح انتقال حرارت هم باید تخمین زده شود که این مسئله در انتقال حرارت بازیابی و با توجه با هندسه-های متفاوت موجود برای مسیر خنک‌کننده مشکل است. ذیلاً فرضیات مورد نیاز برای حل هر روش و فرآیند حل توضیح داده می‌شود. حل به صورت عددی و با مش بندی مسیر ممکن می‌شود. همچنین باید توجه داشت که معمولاً از ترکیبی از این روش‌ها به صورت همزمان استفاده می‌شود.

می‌توان به جای حل خنک‌کاری در موتور، وزن محفظه احتراق را با ضریب ۲-۳ تصحیح کرد. این روش گرچه دقت پایین دارد ولی برای تخمین شرایط موتور مناسب است.

۴-۳-۵-۳-۱. خنک کاری بازیابی

در این روش طول کوتاهی از لوله‌های جریان بازیابی به عنوان حجم کنترل در نظر گرفته می‌شود. (شکل ۴-۳۷) تابش و همرفت باعث انتقال حرارت به جریان خنک کننده می‌شود. تابش از مسیر خنک کننده و افزایش آنتالپی ماده خنک کننده این گرما را جذب می‌کند.



شکل ۴-۳۷: حجم کنترل در بررسی خنک کاری بازیابی (۳)

داریم:

$$(\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{conv})_{in} = (\dot{Q}_{rad})_{out} + \dot{m}_{coolant} C (T_{out} - T_{in}) \quad (۴-۵۴)$$

که در آن $\dot{Q}_{rad}$ انتقال گرما به دلیل تابش بر حسب وات، $\dot{Q}_{conv}$ انتقال گرما به طریق همرفت بر حسب وات، $\dot{m}_{coolant}$ دبی جرمی ماده خنک کننده بر حسب کیلوگرم بر ثانیه، C ظرفیت گرمایی ماده خنک کننده بر حسب ژول بر کیلوگرم کلوین، T_{in} دمای سیال ورودی به حجم کنترل بر حسب کلوین و T_{out} دمای خروجی از حجم کنترل بر حسب کلوین است. تغییر دمای کلی ماده خنک کننده برابر جمع تک تک تغییرات دماست. به صورت تحلیلی ما طول هر قطعه از سیال (یعنی هر جزء مش) را برابر می‌گیریم تا ورودی‌های گرمایی در هر قطعه تقریباً برابر باشند. معمولاً هر قطعه ۱ تا ۱۰ درصد کل طول مسیر است. ما جریان را دائمی فرض کرده و از تغییرات انرژی جنبشی ماده خنک کننده صرف نظر می‌کنیم. همچنین از

افت گرما در دیواره مسیر صرف نظر می‌کنیم. دمای گازهای احتراق بر حرکت در طول محفظه تغییر می‌کند. ما آن را ثابت و برابر مقدار محلی در هر قطعه در نظر می‌گیریم. البته می‌توان با کوچکتر کردن قطعات دقت بررسی را افزایش داد.

برای تعیین شرایط انتقال حرارت روش‌های متفاوتی پیشنهاد شده است. در اینجا از روش پیشنهادی در مرجع (۷) استفاده می‌شود. در این روش ضرایب انتقال حرارت از روی خواص گاز و شرایط ترمودینامیکی تعیین می‌شوند.

برای تعیین ضریب انتقال حرارت همرفت در محفظه احتراق می‌توان از روابط زیر استفاده کرد:

$$h_g = \frac{0.026 \times \mu^{0.2} \times C_p \times P_{cns}^{0.8} \times D_t^{0.1}}{D_t^{0.2} \times Pr^{0.6} \times C^{0.8} \times R_t^{0.1}} \times \left(\frac{A_t}{A}\right)^{0.9} \times \sigma \quad (۴-۵۵)$$

که در آن μ ویسکوزیته دینامیک، C_p گرمای ویژه در فشار ثابت، P_{cns} فشار استاتیک نازل، D_t قطر گلوگاه، $\frac{A_t}{A}$ نسبت سطح مقطع، Pr عدد پرانتل، C ، شعاع انحنای نازل و σ ضریبی است که به طریق زیر محاسبه می‌شود:

$$\sigma = \frac{B^{0.12}}{[0.5 + 0.5 \times \frac{T_{wg}}{T_{cns}} \times B]^{0.68}} \quad (۴-۵۶)$$

$$B = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (۴-۵۷)$$

$$Pr = \frac{C_p \mu}{k} \quad (۴-۵۸)$$

که در آن‌ها M عدد ماخ بوده، T_{wg} دمای و T_{cns} دمای نازل است. تمامی مقادیر باید بر اساس واحدهای استاندارد وارد شوند.

با ساده‌سازی و خطی سازی می‌توان رابطه زیر را برای ضریب انتقال حرارت تابشی دی‌اکسیدکربن بدست آورد:

$$\varepsilon_g = 0.555(P \times L - 0.065)^{0.3}(1 - 0.023 \times P \times L - 0.038[\frac{T_{cns} - 774}{100}]^{1.135}) \quad (۴-۵۹)$$

به دلیل احتراق ناقص کروسین و متان، ممکن است میزان زیادی کربن بر روی دیواره محفظه رسوب کند و باعث افزایش مقاومت حرارتی دیواره شود. این مقاومت به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$R_g = \frac{1}{1 + X} \quad (۴-۶۰)$$

$$X = \frac{10}{3 \left[1 + 0.107 \left(\frac{A}{A_t} - 1 \right) \right]} \left(\frac{A}{A_t} \right)^{0.9} \quad (۴-۶۱)$$

ضرایب انتقال حرارت ماده خنک کننده نیز از طریق روابط زیر به صورت عدد نوسلت تعریف می‌شود. تعریف عدد نوسلت به صورت زیر است:

$$Nu = \frac{hL}{k} \quad (۴-۶۲)$$

که در آن h ضریب انتقال حرارت همرفت، L یک طول معیار و برابر نسبت حجم به سطح و k ضریب انتقال حرارت رسانایی مایع است.

همچنین در روابط زیر از عدد رینولدز نیز استفاده می‌شود که به صورت زیر قابل تعریف است:

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (۴-۶۳)$$

که در آن ρ چگالی مایع، V سرعت جریان، L بزرگترین طولی که جریان از آن می‌گذرد و μ ویسکوزیته دینامیک مایع است.

رابطه عدد نوسلت برای آب در شرایط زیر بحرانی به صورت زیر است:

$$Nu = 0.023 \times Re^{0.8} \times Pr^{0.4} \times \left(\frac{\mu_{\infty}}{\mu_{wl}} \right)^{0.14} \quad (۴-۶۴)$$

که در آن μ_{wl} ویسکوزیته ماده خنک کننده در محل مورد نظر و μ_{∞} ویسکوزیته دینامیکی جریان آزاد است.

برای هیدروژن رابطه زیر برای شرایط زیر و فوق بحرانی برقرار است:

$$Nu = 0.0208 \times Re^{0.8} \times Pr^{0.4} \times \left(1 + 0.01457 \frac{\nu_{wl}}{\nu_{\infty}} \right) \quad (۴-۶۵)$$

که در آن ν_{wl} ویسکوزیته سینماتیک در محل مورد نظر و ν_{∞} ویسکوزیته سینماتیک جریان آزاد است.

برای هیدروکربن‌ها (مانند کروسین، متان، گاز مایع و ...) رابطه زیر برقرار است:

$$Nu = 0.044 \times Re^{0.76} \times Pr^{0.4} \times \left(1 + 2 \frac{D}{L}\right) \quad (4-66)$$

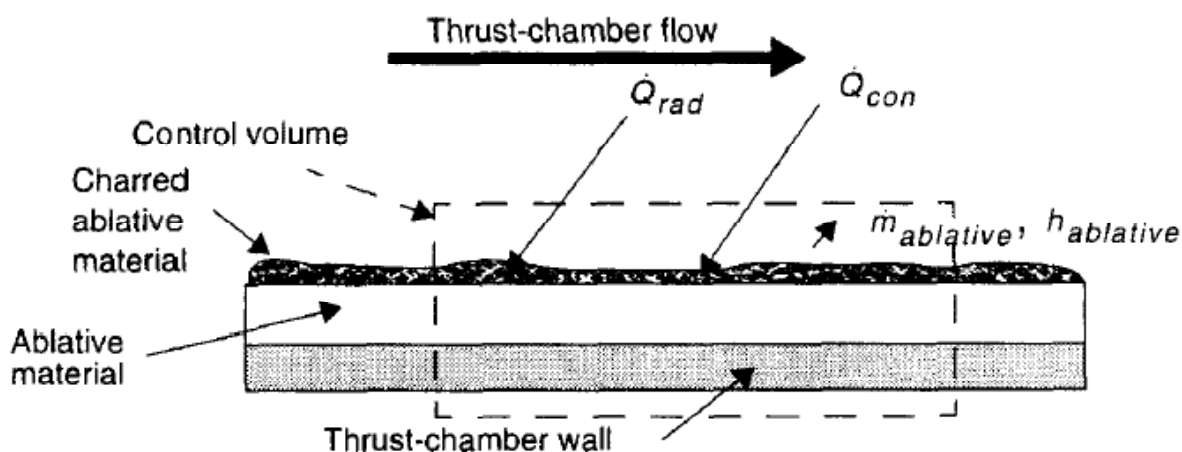
که در آن L طول میانگین تیری^۱ بوده و D قطر آن مقطع است. در حقیقت L بیانگر میانگین جهتی ضخامت دیده شده از یک نقطه روی سطح است. مقادیر این معیار در جداول موجود است. برای هندسه‌هایی که در جداول نیست، می‌توان از تقریب زیر استفاده کرد:

$$L = 3.6 \frac{V}{A} = 0.9L_0 \quad (4-67)$$

که L_0 طول مشخصه است که در بالا تعریف شده است. شکل هندسی کانال نیز بر میزان انتقال حرارت مؤثر است. که البته این پارامتر بیشتر در معادله قانون اول اعمال می‌شود.

۴-۳-۵-۳-۲. خنک کاری تبخیری

در این روش حجم کنترلی را در نظر می‌گیریم که قسمت کوتاهی از دیواره محفظه احتراق بوده و به گونه‌ای در نظر گرفته شده که انتقال گرما به دیواره از طریق همرفت و تابش برای آنتالپی جرم تبخیر شده باشد (شکل ۴-۳۸).



شکل ۴-۳۸: حجم کنترل مورد استفاده جهت بررسی خنک کاری تبخیری (۳)

داریم:

$$(\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{conv})_{in} = \dot{m}_{ablative} h_{ablative} \quad (4-68)$$

^۱ Mean beam length (MBL)

که در آن $m_{ablative}$ دبی جرمی ماده تبخیری بر حسب کیلوگرم بر ثانیه و $h_{ablative}$ آنتالپی ماده تبخیری بر حسب ژول بر کیلوگرم است. معمولاً این روش از تغییرات انرژی جنبشی در جریان مواد حاصل از احتراق و همچنین ماده تخریبی صرف نظر می‌کند. انتقال حرارت همرفت و تابشی با حرکت در طول محفظه تغییر می‌کند و بالاتر بار گرمایی در گلوگاه اتفاق می‌افتد. ارزیابی انتقال حرارت تابشی باید احتمال ارتباط بالادست و پایین‌دست جریان را در نظر بگیرد. قسمت‌هایی از محفظه که گلوگاه را می‌بینند، باید اثر گلوگاه را در انتقال حرارت تابشی در نظر بگیرند. دیواره گلوگاه داغ بوده و شکل هندسی و پیکربندی آن ممکن است دمای کلی سایر اجزا را بر اثر تابش تغییر دهد. انتقال حرارت رسانایی به خارج از حجم کنترل در معادله انرژی در نظر گرفته شده است، که منجر به گرمایش رسانایی مواد تبخیری واکنش نداده می‌شود. معادله انرژی حاصل می‌تواند بر اساس اینکه انتقال حرارت رسانایی به مواد تبخیری در نظر گرفته شده یا نه، دائمی یا متغیر با زمان باشد. ما می‌توانیم آنتالپی مواد تبخیری را در بهترین حالت با استفاده از تعادل ترموشیمیایی برای این مدل ساده استفاده کرد. در حالت دقیق‌تر می‌توان سینتیک مواد تبخیری را نیز در نظر گرفت. همچنین اگر انتقال حرارت رسانایی در مواد غیرتبخیری را نیز در نظر بگیریم، باید دمای دیواره‌های محفظه احتراق را نیز تحلیل کنیم.

موادی که معمولاً به عنوان ماده تبخیری به کار می‌روند در جدول ۴-۱۴ آمده‌اند. خواص اصلی این مواد گرمای تبخیر بالا و نرخ تبخیر پایین است. نرخ تبخیر به چگالی ماده تبخیری و نرخ انتقال حرارت وابسته است. موادی معمول لاستیک و مواد کامپوزیتی با رزین‌های فنولی^۱ یا اپوکسی^۲ هستند که با الیاف کربن، سیلیکون و یا گرافیت تقویت شده‌اند. نرخ‌های معمول تبخیر بین ۰/۱ میلی‌متر در ثانیه تا چندین میلی‌متر بر ثانیه است.

۳-۳-۵-۴. خنک کاری تابشی

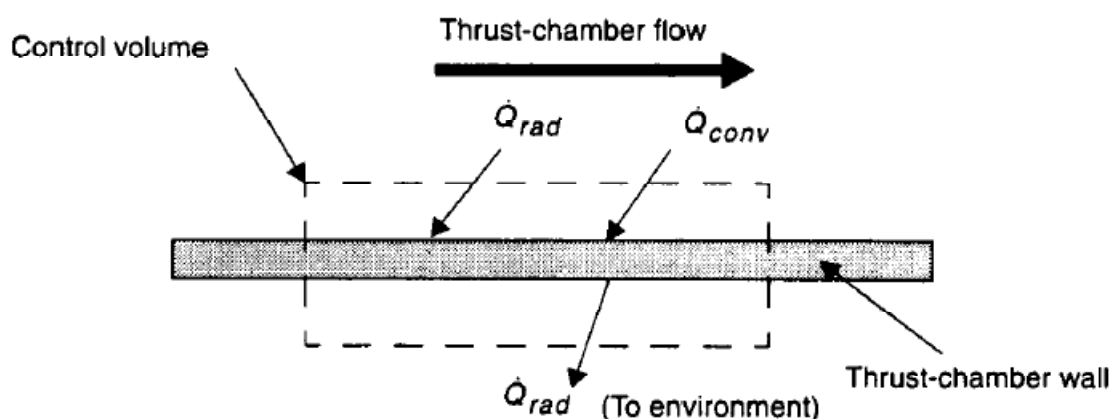
حجم کنترل در این روش قسمت کوچکی از دیواره محفظه احتراق در نظر گرفته می‌شود. بررسی حالت دائم بوده و تغییرات انرژی جنبشی گازهای حاصل از احتراق را در نظر نمی‌گیرد. همچنین معمولاً از مقاومت حرارتی دیواره محفظه احتراق نیز صرف نظر می‌شود (شکل ۴-۳۹).

^۱ Phenolic

^۲ Epoxy

جدول ۴-۱۴: خواص تعدادی از مواد تبخیری (۴)

ماده	چگالی (kg/m^3)	گرمای تبخیر (MJ/kg)	تحمل تابش	تحمل دمای پایین
نایلون فنولی ^۱	۱۲۰۰	۱۱/۶-۱۶/۳	ضعیف	عالی
شیشه فنولی ^۲	۱۶۰۰	۲۳/۳	ضعیف	عالی
مواد الاستومری ^۳	۳۲۰-۱۲۰۰	۷-۲۳/۳	عالی	عالی
گرافیت پیرولیتی ^۴	۲۱۶۰	بیش از ۱۱۵	عالی	ضعیف
تفلون ^۵	۲۱۶۰-۲۲۴۰	۴/۶-۱۱/۶	عالی	عالی
لکسان ^۶	۱۲۰۰	۴/۶-۱۱/۶	عالی	عالی



شکل ۴-۳۹: حجم کنترل در نظر گرفته شده برای خنک کاری تابشی (۳)

داریم:

$$(\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{conv})_{in} = \varepsilon A \sigma F (T_w^4 - T_{environment}^4) \quad (۴-۶۹)$$

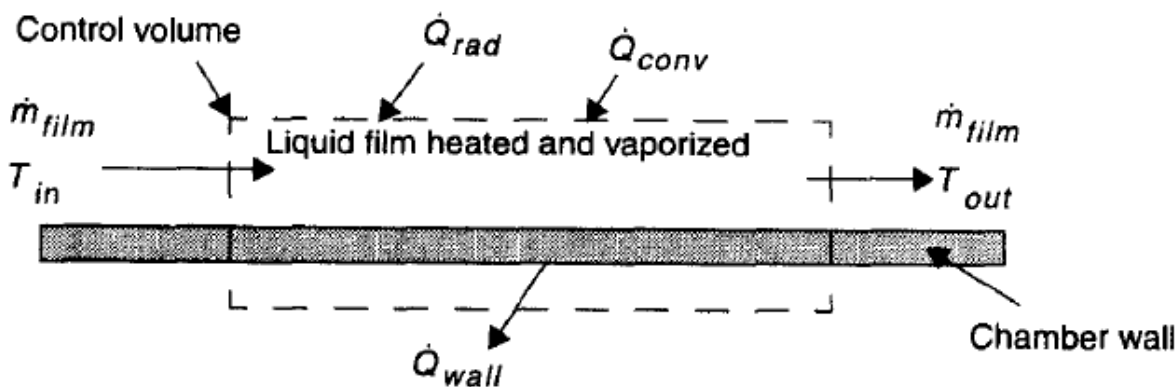
ε تابندگی (بین ۰ تا ۱)، A سطح مقطع دیواره بر حسب متر مربع، σ ثابت استفان بولتزمن (5.67051×10^{-8} وات بر متر مربع کلوین به توان چهار)، F ضریب شکل دیواره، T_w دمای دیواره محفظه احتراق بر حسب کلوین و $T_{environment}$ دمای محیط در نزدیکی دیواره محفظه بر حسب کلوین هستند. در بررسی دمای محلی دیواره، باید احتمال ارتباط دمای بالادست و پایین دست جریان را برای انتقال حرارت تابشی در نظر گرفت. برخی قسمت‌های دیواره گلوگاه را می‌بینند. به همین صورت گرما از دیواره‌ها

¹ Phenolic nylon² Phenolic glass³ Elastomeric⁴ Pyrolytic graphite⁵ Teflon⁶ Lexan

نه تنها به غشای سرد بلکه به قسمت‌های خنک نازل نیز تشعشع می‌یابد. بسته به هندسه موتور، این اثرات ممکن است تأثیر گذار باشند.

۴-۳-۵-۳-۴. خنک کاری لایه‌ای

در این خنک کاری بررسی را در حالت دائمی و با صرف نظر از تغییرات انرژی جنبشی انجام می‌دهیم. و روش‌های انتقال حرارت را تابش و همرفت در نظر می‌گیریم. گرما از لایه نازک خارج و به دیواره وارد می‌شود. می‌توان به روش‌های مختلف دبی جرمی و آنتالپی ورودی به حجم کنترل را ارزیابی کرد. یک روش این است که فرض کنیم لایه نازک فقط مایع است و آنتالپی و دبی جرمی ورودی متعلق به ماده پاشیده شده به دیواره (سوخت یا اکسید کننده) است. معمولاً از سوخت استفاده می‌شود تا خوردگی در زمانی که دیواره گرم است کاهش یابد. معادله بقا فرض می‌کند که ماده پیشران خروجی از حجم کنترل کاملاً تبخیر شده است و سپس تا دمای معینی (مثلاً دمای متوسط محصولات احتراق در انتهای حجم کنترل) گرم می‌شود.



شکل ۴-۴۰: حجم کنترل مورد استفاده برای خنک کاری لایه‌ای (۳)

داریم:

$$(\dot{Q}_{rad} + \dot{Q}_{conv})_{in} = \dot{Q}_{wall} + \dot{m}_{film} \left(\int_{T_{vap}}^{T_{out}} C_p dt + h_{fg} + C[T_{vap} - T_{in}] \right) \quad (۴-۷۰)$$

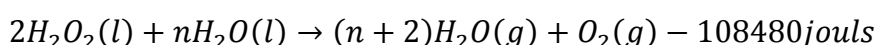
که در آن C_p ظرفیت حرارتی بخارات در فشار ثابت بر حسب ژول بر کیلوگرم کلون، C ظرفیت حرارتی سیال پیش گرم شده بر حسب ژول بر کیلوگرم کلون، h_{fg} گرمای تبخیر سیال بر حسب ژول بر کیلوگرم، T_{vap} دمای تبخیر سیال، $\dot{Q}_{wall}$ جریان گرما به درون دیواره بر حسب وات، $\dot{m}_{film}$ دبی جرمی لایه خنک

کننده بر حسب کیلوگرم بر ثانیه، T_{in} دمای خنک کننده ورودی به حجم کنترل بر حسب کلوین و T_{out} دمای خنک کننده تبخیر شده خروجی از حجم کنترل بر حسب کلوین هستند.

۴-۵-۳-۴. محفظه احتراق پیشران های تک مؤلفه‌ای

یک پیشران تک مؤلفه‌ای یک ماده (معمولاً مایع) است که با خود واکنش داده و گاز و انرژی ایجاد می‌کند. این مواد معمولاً با کاتالیزورهای گرمایی یا فلزی استفاده می‌شوند تا با نیاز به انرژی کمتری واکنش دهند. از آن‌ها در سامانه‌هایی که نیاز به انرژی کمی دارند و مولدهای گاز استفاده می‌شود. دو پیشران تک مؤلفه‌ای متداول پراکسید هیدروژن (H_2O_2) و هیدرازین (N_2H_4) هستند.

معمولاً پراکسید هیدروژن به صورت رقیق شده با آب، با غلظت ۹۸-۸۵ درصد استفاده می‌شود. واکنش آن در حضور کاتالیزور به صورت زیر است:

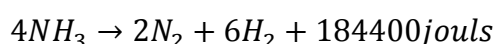


دمای محفظه بر اثر واکنش تا ۱۵۰۰ کلوین می‌رسد. برای واکنش کامل باید کاتالیزور دارای طول ۵ سانتی-متر بوده و قطر آن به گونه‌ای باشد تا بتواند دبی جرمی ۲۵۰ کیلوگرم بر متر مربع ثانیه را ایجاد کند. پراکسید هیدروژن ضربه ویژه ۱۵۰ ثانیه را ایجاد می‌کند.

هیدرازین در حضور کاتالیزور به صورت زیر تجزیه می‌شود:



اما خود آمونیاک نیز با جذب گرما به صورت زیر تجزیه می‌شود:



در نتیجه باید کاتالیزور را به گونه‌ای طراحی کرد که بتواند نیاز ما را جواب دهد. اگر کاتالیزور مانع تجزیه آمونیاک شود، دمای محفظه افزایش می‌یابد که این برای تراسترها به کار می‌رود. معمولاً در این حالت به ۳۰-۴۰ درصد آمونیاک اجازه تجزیه داده می‌شود. از طرفی، اگر اجازه تجزیه آمونیاک داده شود دما پایین می‌آید که این برای کاربرد به عنوان مولد گاز مناسب است. در این حالت تا ۸۰ درصد آمونیاک تجزیه می‌-

شود. دما می‌تواند در محدوده ۱۶۵۰-۸۶۰ کلوین باشد. کاتالیزورهای هیدرازین دبی‌های جرمی تا ۲۰۰ کیلوگرم بر متر مربع ثانیه دارند. هیدرازین ضربه ویژه ۲۳۰ ثانیه را ایجاد می‌کند.

هیدرازین پرتعدادترین سوخت برای سیستم‌های کنترل وضعیت و سیستم‌های با تغییر سرعت کم است. کاتالیزورهای استفاده شده با آن از جنس سرامیک‌های آلومینا هستند که با ایریدیوم پوشش داده شده‌اند.

۵-۵-۳-۴. موارد متفرقه

از مسائل دیگر در طراحی محفظه احتراق مواد به کار رفته جهت ساخت وسیله است. در موتورهای با پیشران دو مؤلفه‌ای، دیواره‌های محفظه احتراق باید بتوانند در برابر دماهای بالا و خوردگی اکسیدکننده مقاومت کنند. این ما را مجبور به استفاده از مواد متناسب و بررسی‌های گرمایی دقیق می‌کند تا مطمئن شویم که محفظه در طول مدت کاری سیستم سالم می‌ماند. طراحی‌های فعلی معمولاً از مواد نامتعارف، نظیر کولومبیم، به دلیل خواص دما بالای آن‌ها استفاده می‌شود. در باقی طراحی‌ها معمولاً از پوشش‌هایی، مانند رنیوم، استفاده می‌شود که می‌توانند در برابر خوردگی اکسیدکننده‌ها مقاومت کنند استفاده می‌شود.

۶-۳-۴. توربوپمپ

هنگامی که فشار مورد نیاز در محفظه با فشار مخازن اختلاف داشته باشد، باید به طریقی این اختلاف جبران شود. در این حالت از توربوپمپ استفاده می‌شود. در این سیستم پمپ توسط یک توربین به گردش در می‌آید. توربین را گازهای داغ حاصل از مولد گاز (معمولاً) به حرکت در می‌آورند. این گازها از طریق ورودی توربین وارد توربین شده و از خروجی آن وارد ورودی نازل می‌شوند. قبل از ورود به توربین، این گازها از یک نازل می‌گذرند. بدین صورت فشار آن‌ها افت کرده و سرعت آن‌ها مماس بر نازل می‌شود. در نتیجه گازهای برخوردی به پره‌های توربین جهت مماسی دارند. پره‌ها توربین جریان را به اندازه زاویه بزرگی می‌چرخانند که باعث تغییر مومنوم گاز و در نتیجه ایجاد نیرویی مماس بر صفحه چرخش سری اول پره‌های توربین می‌شود. سپس جریان وارد پره‌های چرخاننده ثابت (استاتورها)^۱ در بین چره‌های چرخان توربین می‌شود که در آنجا قبل از ورود به سری دوم پره‌ها، دوباره تراز می‌شود. پره‌های روتور دوم جریان را با زاویه کمتری

¹ Stationary turning vanes (stators)

می‌چرخانند که باعث ایجاد یک نیروی مماسی کمتر بر صفحه روتور دوم می‌شود. در نقطه طراحی، روتور دوم تمامی انرژی جنبشی مماسی باقی مانده در جریان را جذب می‌کند و منجر به سرعت محوری کمتری در خروجی توربین می‌شود.

نیروهای مماسی وارده بر صفحه‌های توربین از طریق این صفحات به شفت توربوپمپ وارد می‌شوند و باعث ایجاد گشتاور چرخاننده پمپ می‌شوند. این شفت توسط دو بیرینگ^۱ پشتیبانی می‌شود که توسط سوخت روانسازی می‌شود. گرچه توربوپمپ راکت‌های متفاوت ممکن است در تعداد مراحل و نوع توربین محوری متفاوت باشند، همه دارای پمپ‌هایی هستند که هد سرعتی را افزایش داده و سپس پخش می‌کنند، و توربین‌هایی دارند که گاز را به یک سرعت بیشتر منبسط کرده و سپس آن جریان پر سرعت را منحرف می‌کنند تا نیرویی برای راندن سیستم ایجاد کنند.

توربوپمپ را می‌توان به دو روش طراحی کرد. یکی با بررسی‌های دقیق سیالاتی است که با توجه به اینکه در مراحل اولیه طراحی هستیم به صرفه نیست. روش دیگر، استفاده از داده‌های موتورهای ساخته شده در گذشته است و این اطلاعات به صورت نمودارهایی موجود بوده و قابل تبدیل به معادلات برای استفاده در برنامه‌های کامپیوتری هستند. در نتیجه این روش هم کارایی پمپ افزایش می‌یابد، و هم عمر، وزن، قابلیت اطمینان، سادگی و هزینه آن.

۱-۶-۳-۴. پارامترهای تشابهی

در اینجا به معرفی پارامترهای تشابهی استفاده شده در طراحی توربوپمپ‌ها می‌پردازیم. مقادیر این پارامترها بر مبنای داده‌های تاریخی و تجربه مشخص می‌شود.

۱. سرعت ویژه

سرعت ویژه مرحله پارامتری است که خصوصیات پمپ را مشخص می‌نماید و از روی سرعت چرخش، دبی حجمی و افزایش هد آن مرحله محاسبه می‌شود. برای پمپ‌های گریز از مرکز، این

^۱ Bearing

پارامتر بیانگر نسبت قطر ورودی و خروجی پیش برنده^۱ها است. یک مقدار کم برای این پارامتر بیانگر این است که قطر ورودی نسبت به قطر خروجی کوچک است. در نتیجه افت بر اثر اصطکاک زیاد بوده و بازده پمپ کم خواهد بود. بالا بودن این پارامتر یعنی مسیرهای ورودی بزرگتر از مسیرهای خروجی هستند. برای رسیدن به این حالت باید در طراحی پمپ گریز از مرکز مرحله آن قدر دستکاری کرد که معمولاً منجر به افت بازده می شود. در سرعت های ویژه بالا بهتر است از پمپ های مرحله ای محوری استفاده شود، که در آنها قطر ورودی و خروجی برابر است و جهت اصلی جریان محوری است و نه شعاعی. در بین این دو حد، یعنی در سرعت های ویژه بین ۳ تا ۵، داده ها نشان دهنده بازده بالا برای پمپ های گریز از مرکز هستند (بالای ۸۰ درصد برای پره های با قطر بیش از ۱۰ سانتی متر؛ پره های ک. پکتر بازده کمتری دارند).

۲. سرعت ویژه مکش

این معیار کارایی مکش پمپ را مشخص می کند. این پارامتر بیانگر مینیمم هد مکش کلی (فشار گذاری ورودی بیش از فشار بخار بر حسب متر) که در آن پمپی در سرعت دورانی N و دبی حجمی Q می تواند بدون آنکه کاویتاسیون رخ دهد فعالیت کند. یک هندسه مشخص ورودی پمپ بدون توجه به اندازه، سرعت چرخش و دبی حجمی مقدار مشخصی را برای سرعت ویژه مکش ایجاد می کند. هندسه و روی پمپ شامل زوایای پره ها، نسبت قطر ها، نسبت ارتفاع به قطر پره ها و توزیع طول به قطر است.

هرچه این سرعت بزرگتر باشد، فشار ورودی کاری پایین تر است. این سرعت ها در دو حالت زیر رخ می دهند:

۰ شعاع بزرگتر برای نوک پره های ورودی و کمتر برای تویی^۲ تا سرعت محوری ورودی، که بخش بزرگی از هد مکش مثبت خالص است، کاهش یابد.

^۱ Impeller

^۲ hub

۰ پره‌های نازک با انحنای تدریجی و لبه حمله تیز تا کمترین تغییرات فشار استاتیک را روی سطح پره داشته باشیم.

تحریک‌کننده^۱ها معمولاً چنین خصوصیتی دارند و در توربوپمپ موتورهای راکت‌های نظامی استفاده می‌شوند.

۳. ضریب هد (ψ)

ضریب هد هر مرحله بیانگر افزایش هد در هر مرحله بر حسب نسبتی از توان دو سرعت نوک پره-های پمپ بر روی شتاب جاذبه است. این پارامتر از آنجا نشئت گرفته که بر اساس معادله اوایلر برای اجزای باز (دارای جابجایی نامثبت) توربوماشین‌ها، افزایش هد ایده‌آل یک مرحله پمپ به صورت یک فاکتور هندسی ضرب در توان دوم سرعت نوک پره تقسیم بر ثابت گرانش یدست می‌آید. پمپ-هایی که سرعت ویژه مرحله یکسان و هندسه یکسان (مثلاً زاویه پره‌های یکسان) دارند، دارای ضریب هد مشابه هستند.

۴. ثابت جریان ورودی - پیش‌برنده (ϕ)

این پارامتر، نسبت سرعت محوری به سرعت مماسی نوک ورودی پیش‌برنده^۲ است. در حقیقت برابر تانژانت زاویه جریان نزدیک شونده به نوک پره پیش‌برنده است و یکی از اصلی‌ترین پارامترهای به کار رفته برای افزایش کارایی در مکش است. مقدار 0.07 معمولاً جوابی نزدیک به بیشترین سرعت ویژه مکش می‌دهد.

۲-۶-۴. الگوریتم طراحی توربوماشین

طراحی توربوماشین‌ها بسیار پیچیده است. در روند زیر با ساده‌سازی‌های بسیار به جوابی معقول برای طراحی مفهومی توربوپمپ می‌رسیم. در پایان به معرفی برخی مشکلات طراحی توربوپمپ برای موتورهای سوخت مایع خواهیم پرداخت.

¹ Inducer

² Inducer

۱-۲-۶-۳-۴. تعیین اهداف

در این مرحله باید اهمیت نسبی اهداف مختلف طراحی را تعیین کرد. کارایی بالا، عملکرد بالا و جرم کم معمولاً مد نظر هستند زیرا مقدار محموله سیستم را افزایش می‌دهند. اما با افزایش کارایی و کاهش جرم، فشار ورودی مورد نیاز پمپ برای غلبه بر کاویتاسیون افزایش می‌یابد که این خود به معنی افزایش فشار و وزن مخازن پیشران است. همچنین ممکن است چنین طراحی‌هایی از نظر سادگی، قابلیت اطمینان، عمر و هزینه‌ها دچار مشکل باشند. در نتیجه باید نوع مأموریت و سیستم مورد بررسی قرار بگیرد تا بهترین هدف-گذاری انجام شود. بازده بالا، وزن پایین و سادگی معمولاً محدوده طراحی را با توجه به حد دوام اجزا کوچک می‌کنند.

۲-۲-۶-۳-۴. خلاصه نیازمندی‌های پمپ

ما در مراحل قبلی نوع سوخت و اکسید کننده و دبی جریان و فشار مورد نیاز را تعیین کردیم. پمپ‌ها باید به گونه‌ای فعالیت کنند که برای غلبه بر کاویتاسیون به فشاری بیش از فشار قابل قبول برای مخازن پیشران و سیستم سوخت‌رسانی نیاز نداشته باشند. پمپی که در یک شرایط خاص (سرعت چرخش و زاویه حمله جریان به سطوح داخلی) فعالیت می‌کند، یک دبی حجمی ثابت و افزایش هد ثابت ایجاد می‌کند. در نتیجه نیازمندی‌های موتور که به صورت دبی جرمی و فشارهای مورد نیاز موتور تعیین شده‌اند، به صورت دبی حجمی و سطح هد (سطح فشار بیان شده بر حسب متر ماده سوختی پمپ شده) به پمپ منتقل می‌شوند. هد فشاری بیانگر ارتفاعی است که یک ستون آب می‌تواند با یک فشار خاص تا آن اندازه بلند شود. هد مکش مثبت خالص حدی بر سیستم پمپ است که مانع از تبخیر ماده سوختی در حین کار پمپ و ایجاد کاویتاسیون می‌شود. کاویتاسیون بر کارایی تأثیر گذاشته و می‌تواند باعث خوردگی سطوح پره‌ها شود. این‌ها ورودی‌های طراحی پمپ هستند. این ورودی‌ها در جدول ۴-۱۵ خلاصه شده‌اند.

جدول شمار ۱۵-۴: ورودی‌های طراحی پمپ

مراحل	رابطه	توضیحات
ورودی‌ها		اطلاعات ماده پشران دبی جرمی ماده پشران $\dot{m}(kg / s)$ افزایش فشار حاصل از پمپ $\Delta P_p (Pa)$ فشار ورودی پمپ $P_i (Pa)$ سیکل کاری موتور
محاسبه دبی حجمی سوخت Q	$Q = \frac{\dot{m}}{\rho}$	این پارامتر در طراحی پمپ از دبی جرمی معمول تر است.
محاسبه افزایش هد پمپ H_p	$H_p = \frac{\Delta P_p}{g_0 \rho}$	افزایش هد یک معیار معمول جایگزین برای اختلاف فشار است.
محاسبه هد مکش مثبت کلی NPSH	$NPSH = \frac{P_i - P_v}{g_0 \rho}$	قیدی بر سیستم است تا سیستم دچار کاویتاسیون نشود. (P_v فشار بخار و P_i فشار اولیه)

۳-۲-۶-۳-۴. طراحی پمپ

جدول ۱۶-۴ مراحل طراحی پمپ را نشان می‌دهد.

باید توجه داشت که مراحل یک پمپ گریز از مرکز در سرعت ویژه بالاتری نسبت به باقی انواع پمپ‌ها کار می‌کنند بدین معنی که برای یک دبی حجمی و افزایش هد ثابت، پمپ‌های گریز از مرکز در سرعت دورانی بالاتر کار می‌کنند که منجر به قطر و جرم پایین‌تر پمپ می‌شود. پمپ‌های گریز از مرکز در صورت طراحی مناسب می‌توانند بازده بالاتری نسبت به باقی پمپ‌ها داشته باشند. همچنین آن‌ها نسبت به پمپ‌های محوری کارایی بالاتری در خارج از نقطه کاری دارند، که می‌تواند باعث سادگی روشن و خاموش کردن موتور شود. تمامی این موارد باعث علاقه‌مندی طراحان به استفاده از آن‌ها در موتورهای سوخت مایع شده است. پمپ‌های محوری با بازده‌های بالاتر و جرم مشابه هم گاهی مورد استفاده قرار می‌گیرند. اما به دلیل کارایی پایین آن‌ها در نقاط غیرطراحی، روشن و خاموش کردن موتور پیچیده می‌شود و معمولاً مدت شروع به کار بسیار کوتاه خواهد بود. حدود سرعت ویژه مکش آمده در جدول بر اساس تجربه در نظر گرفته شده‌اند.

جدول ۱۶-۴: طراحی پمپ

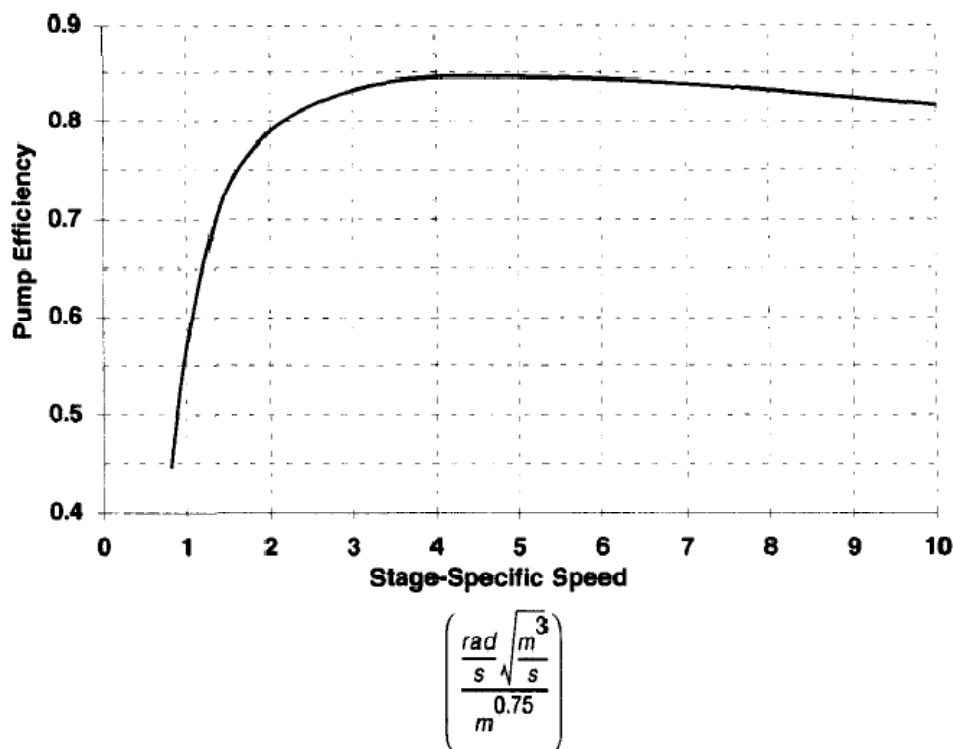
مراحل	رابطه	توضیحات
تعیین تعداد مراحل n	$n \geq \frac{\Delta P_p}{\Delta P_{PS}}$	n اولین عدد صحیح بزرگتر از این نسبت است. ΔP_{PS} افزایش فشار مجاز در یک مرحله است: - برای هیدروژن مایع ۱۶MPa - برای باقی مواد ۴۷MPa
تعیین سرعت دورانی پمپ N_r	$N_r = \frac{u_{ss} NPSH^{0.75}}{\sqrt{Q}}$ $N_r = \frac{N_s \left(\frac{H_p}{n}\right)^{0.75}}{\sqrt{Q}}$	در صورت وجود بوست پمپ و یا تغییرات در فشار ورودی از رابطه دوم و در غیر این صورت از مینیمم دو رابطه استفاده کنید. سرعت ویژه مکش (u_{ss}): ۱۳۰ برای هیدروژن مایع ۹۰ برای باقی مواد کرایوژنیک ۷۰ برای سایر مواد سرعت ویژه مرحله (N_s): ۲ برای هیدروژن مایع ۳ برای باقی مواد
تعیین سرعت نوک پیش‌برنده (u_t)	$u_t = \sqrt{\frac{gH_p}{n\psi}}$	ψ ضریب هد پمپ است. ۰/۶ برای هیدروژن مایع ۰/۵۵ برای باقی مواد
تعیین قطر پیش‌برنده های پمپ قطر نوک خروجی (D_{1t}) قطر نوک ورودی (D_{2t})	$D_{2t} = \frac{u_t}{N_r}$ $D_{1t} = \sqrt[3]{\frac{(4/\pi)Q}{\phi N_r (1-L^2)}}$	ϕ ضریب جریان ورودی-پیش‌برنده است. ۰/۱ فرض کنید. L نسبت قطر نوک به تویی ورودی پیش‌برنده است. ۰/۳ فرض کنید. قطر خروجی نوک پیش‌برنده معادل قطر ورودی نوک impeller است.
تعیین بازده پمپ (η_p)	با استفاده از شکل ۱-۴ یا پیوست ج	
تعیین توان مورد نیاز پمپ	$P_{req} = \frac{g_0 \dot{m} H_p}{\eta_p}$	این توان در حقیقت توان مورد نیاز پمپ است.

به منظور کارایی بالاتر و مشکلات روتوردینامیکی کمتر، تمامی پره‌ها پوشش داده شده‌اند. همچنین در ورودی اولین سری پره‌ها یک پیش‌برنده در نظر می‌گیریم. پیش‌برنده، یک نوع وسیله پمپ‌کننده کم فشار است که به تدریج روی جریان عمل می‌کند و فشار را تا اندازه‌ای افزایش می‌دهد که بر کاویتاسیون غلبه کند. پیش‌برنده باعث کاهش فشار ورودی مورد نیاز پمپ می‌شوند، که یکی از مشکلات وسایل با مخازن سوخت بزرگ است.

ما بالاترین سرعت چرخشی در محدوده تحمل اجزا را می‌خواهیم، تا به بالاترین کارایی و پایین‌ترین وزن برسیم. پمپ چندین محدودیت بر سرعت چرخشی اعمال می‌کند که می‌توان در مراحل اولیه طراحی آن‌ها را تعیین کرد. اما توربین و بیرینگ‌ها نیز بر حدود سرعت چرخشی مؤثر هستند و در نتیجه باید ابتدا کل سیستم تعریف شده باشد تا بتوانیم اثر آن‌ها را بیابیم. برای حل این مشکل می‌توانیم فرض کنیم که پمپ سرعت را معین می‌کند و سپس بر این اساس بیرینگ‌ها و توربین را تعیین کنیم. اگر پمپ سرعت را از حد تحمل توربین و بیرینگ‌ها پایین‌تر بدست آورد، آن‌گاه می‌توانیم طراحی را ادامه دهیم. اما اگر سرعت قابل تحمل توربین و یا بیرینگ پایین‌تر باشد، باید این مرحله را تکرار کنیم.

به منظور ساده‌سازی طراحی ما تنها دو محدودیت اصلی پمپ یعنی کاویتاسیون و سرعت ویژه مرحله را در نظر می‌گیریم. البته معمولاً محدودیت‌های سرعت ویژه مرحله خود سرعت چرخشی را در محدوده مورد نیاز برای توربین و بیرینگ بدست می‌دهد.

محدودیت سرعت ویژه مرحله بر مقداری قرار می‌گیرد که بتواند ماکزیمم بازده را برای یک مرحله گریز از مرکز بدهد. شکل شماره ۴۱-۴ نشان می‌دهد که مقداری در حدود ۳ چنین بازدهی را بدست می‌دهد. مقادیر بالاتر گرچه بازده‌های کمی بالاتری می‌دهند، اما قطر بالای پیش‌برنده‌ها در این طراحی‌ها با فشار ورودی پایین ممکن است طراحی را پیچیده کند. برای هیدروژن تجربه نشان می‌دهد که مقدار ۲ مناسب‌تر است زیرا محدودیت در تنش‌های توربین سرعت‌های قابل استفاده را کاهش می‌دهد.



شکل ۴-۴۱: بازده پمپ به سرعت ویژه مرحله (۳)

۴-۳-۶-۲-۴. تعیین نیازمندی‌های توربین

نیازمندی‌های توربین نوع گاز گرداننده، دبی جرمی گاز، دما و فشار ورودی، نسبت فشار و مشخصات گاز است که در مرحله موازنه سیستم تعیین شده‌اند.

۴-۳-۶-۲-۵. طراحی توربین

توربین وسیله‌ای است که پمپ را می‌چرخاند. نیروی چرخاننده خود توربین به چرخه موتور بستگی دارد. در چرخه مولد گاز، گازهای داغ خروجی از مولد گاز آن را می‌چرخانند. در چرخه انبساطی، گازهای داغ خروجی از مسیرهای خنک کننده توربین را می‌چرخانند. در چرخه احتراق چند مرحله‌ای نیز گازهای خروجی از یک پیش سوزانده^۱ توربین را می‌چرخاند. ما فرض می‌کنیم که هر پمپ یک توربین جداگانه دارد. جدول ۴-۱۷ روند طراحی توربین را نشان می‌دهد.

در رابطه با بازده توربین باید گفت که داده‌های تجربی نشان می‌دهند که بازده توربین به نسبت سرعت‌های توربین $(\frac{u_m}{C_0})$ ، نوع توربین و تعداد مراحل بستگی دارد. شکل ۴-۴۲ انواع توربین‌های ضربه‌ای را نشان می‌دهد. شکل ۴-۴۳ یک توربین عکس‌العملی را نشان می‌دهد. شکل ۴-۴۴ به مقایسه مواد معمول در ساخت

^۱ Preburner

توربوپمپ‌های موتورهای سوخت مایع می‌پردازد. شکل ۴-۴۵ نشان می‌دهد که سرعت ۴۵۰ تا ۵۵۰ متر بر ثانیه برای مرکز پره‌ها نزدیک به حد مقاومت روتورها در دمای بالاست. اگر ما برای جلوگیری از افزایش وزن و پیچیدگی ۲ روتور در توربین قرار دهیم، معمولاً برای چرخه مولد گاز آن‌ها را به صورت فشار-ترکیبی^۱ یا سرعت-ترکیبی^۲ قرار می‌دهیم. توربین سرعت-ترکیبی معمولاً تیغه‌های بلندتری در ورودی دارد، به همین جهت معمولاً وقتی که ارتفاع تیغه‌های ورودی توربین فشار-ترکیبی خیلی کوتاه است از آن استفاده می‌شود (کمتر از ۰/۵ سانتی‌متر). در غیر این صورت از توربین فشار-ترکیبی استفاده می‌شود زیرا کارایی بهتری دارد.

برای چرخه‌های انبساطی و احتراق مرحله‌ای، توربین‌ها دارای نسبت سرعت‌های بالاتری نسبت به چرخه مولد گاز هستند زیرا این دو چرخه نسبت فشارهای پایین‌تری دارند. در نتیجه اولین نوع توربینی که در طراحی برای این دو چرخه مد نظر قرار می‌گیرد نوع دو مرحله‌ای عکس‌العملی است. گاهی اوقات لازم است که از سرعت مرکز روتور کمتری استفاده کنیم تا نسبت سرعت از نقطه ماکزیمم بازده دور نشود. این به معنی استفاده از یک مرحله و یا کاهش قطر است.

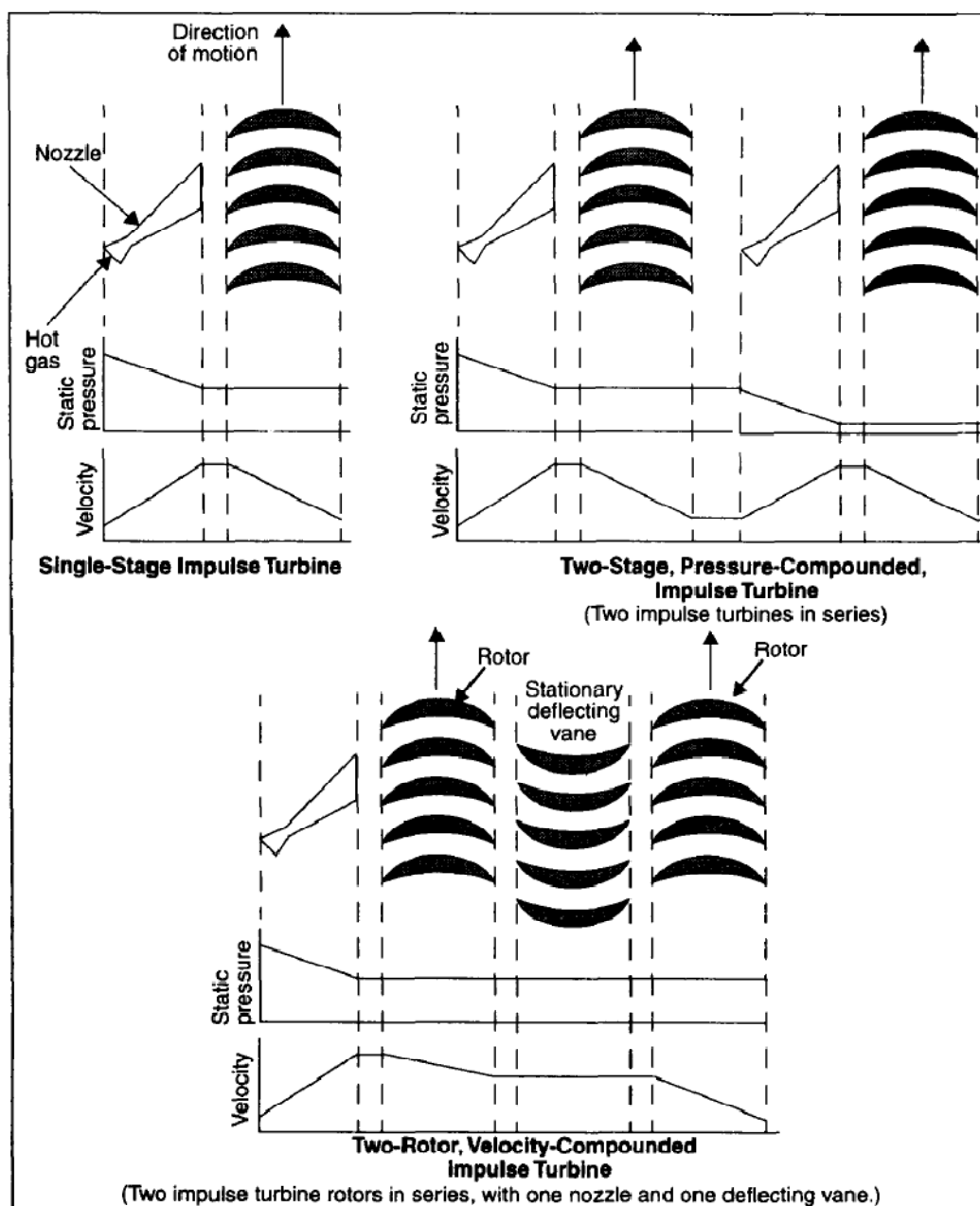
پس از تعیین بازده باید دوباره موازنه موتور را بررسی کرده و ببینیم که با تغییرات به وجود آمده چقدر با موازنه قبلی فاصله داریم. اگر فاصله زیاد بود باید با استفاده از مقادیر جدید به دست آمده موازنه موتور را تکرار می‌کنیم. این به روز رسانی به این دلیل مهم است که تغییر در بازده توربوپمپ خود باعث تغییر بازده موتور و نسبت فشار توربین می‌شود. این تغییرات خود باعث تغییر دبی جریان و توزیع فشار در اجزای مختلف می‌شوند. پس از اینکه مقادیر موازنه و بدست‌آمده به هم نزدیک شدند می‌توانیم به بدست آوردن قطر چرخش بپردازیم.

¹ Pressure-compounded

² Velocity-compounded

جدول ۱۷-۴: مراحل طراحی توربین

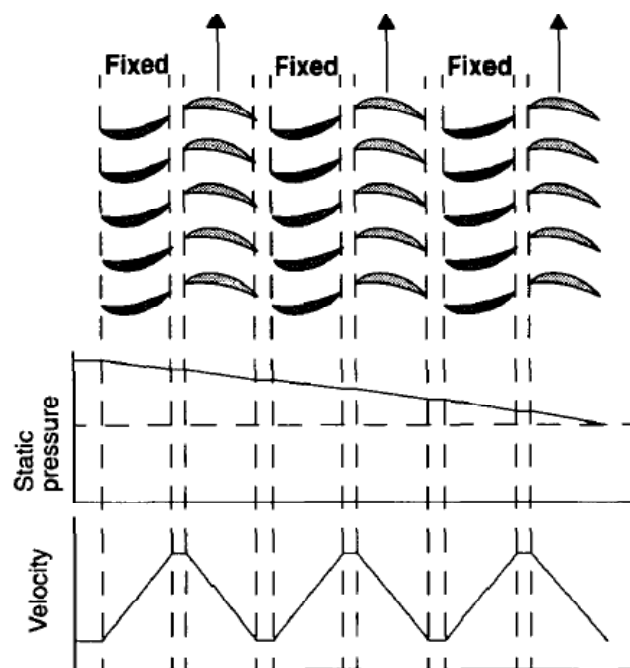
مراحل	رابطه	توضیحات
تعیین مشخصات گاز چرخاننده توربین	گرمای ویژه در فشار ثابت $C_p (j / kg.k)$ دمای ورودی توربین $T_i(k)$ نسبت گرماهای ویژه γ	مواد استفاده شده در توربین ها دمای ورودی را زیر ۱۱۰۰ کلوین نگاه می دارند.
تعیین سرعت فوران آیزنتروپیک توربین	$C_0 = \sqrt{2C_p T_i [1 - (\frac{1}{p_{trat}})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}]}$	این پارامتر به سیکل و خصوصیات شیمیایی وابسته است و بیانگر سرعتی است که در صورت انبساط آیزنتروپیک گاز گرداننده توربین دارا می شد. p_{trat} در مرحله موازنه بر حسب سیکل تعیین شد.
تعیین ماکزیمم سرعت pitch توربین u_m	با استفاده از نمودار و یا رابطه	وابسته به جنس توربین و دما
تعیین توربین و بهترین بازده	با استفاده از نمودار و رابطه از پیوست ۱	ترجیحاً از حداکثر دو روتور استفاده شود. بازده را ماکزیمم کنید. معمولاً در سیکل مولد گاز از velocity-compounded و pressure-compounded استفاده می شود. معمولاً در سیکل احتراق مرحله ای و انبساطی از توربین واکنشی استفاده می شود.
مقایسه بازده توربوپمپ و بازده موازنه موتور	$\eta = \eta_p \times \eta_t$	در صورتی که این دو مقدار متفاوت باشد، باید دوباره موتور را موازنه کرد و طراحی را دوباره آغاز کرد. برای سیکل مولد گاز، دبی جرمی توربین را کاهش دهید. برای سیکل انبساطی و احتراق مرحله ای، نسبت فشار توربین را کاهش دهید تا کمترین افزایش هد پمپ و یا بیشترین فشار محفظه را داشته باشیم.
تعیین قطر متوسط pitch توربین (D_m)	$D_m = \frac{u_m}{N_r}$	فرض کنید که سرعت دورانی پمپ و توربین یکی است یعنی گیربکس نداریم.



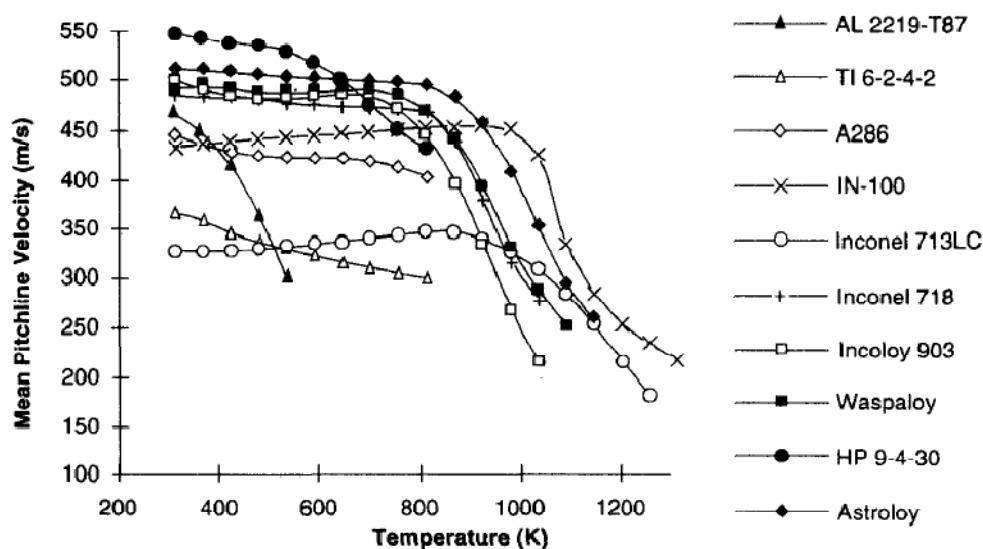
شکل ۴-۴۲: انواع توربین‌های ضربه‌ای. این توربین‌ها معمولاً برای ایجاد نسبت فشارهای بالا در چرخه مولد گاز به کار می‌روند. معمولاً از یک توربین دو مرحله‌ای فشار-ترکیبی^۱ استفاده می‌شود، مگر آنکه ارتفاع تیغه‌ها کوتاه شود. در این صورت از یک توربین سرعت-ترکیبی^۲ دو روتوره استفاده می‌شود. توربین‌های سرعت-ترکیبی از طریق افت فشر زیتند به سرعت‌های بالا می‌رسند و در نتیجه پس از آن نیاز به چندین روتور و استاتور دارند تا بتوانند جریان را مستقیم خارج کنند. (۳)

^۱ Pressure-compounded

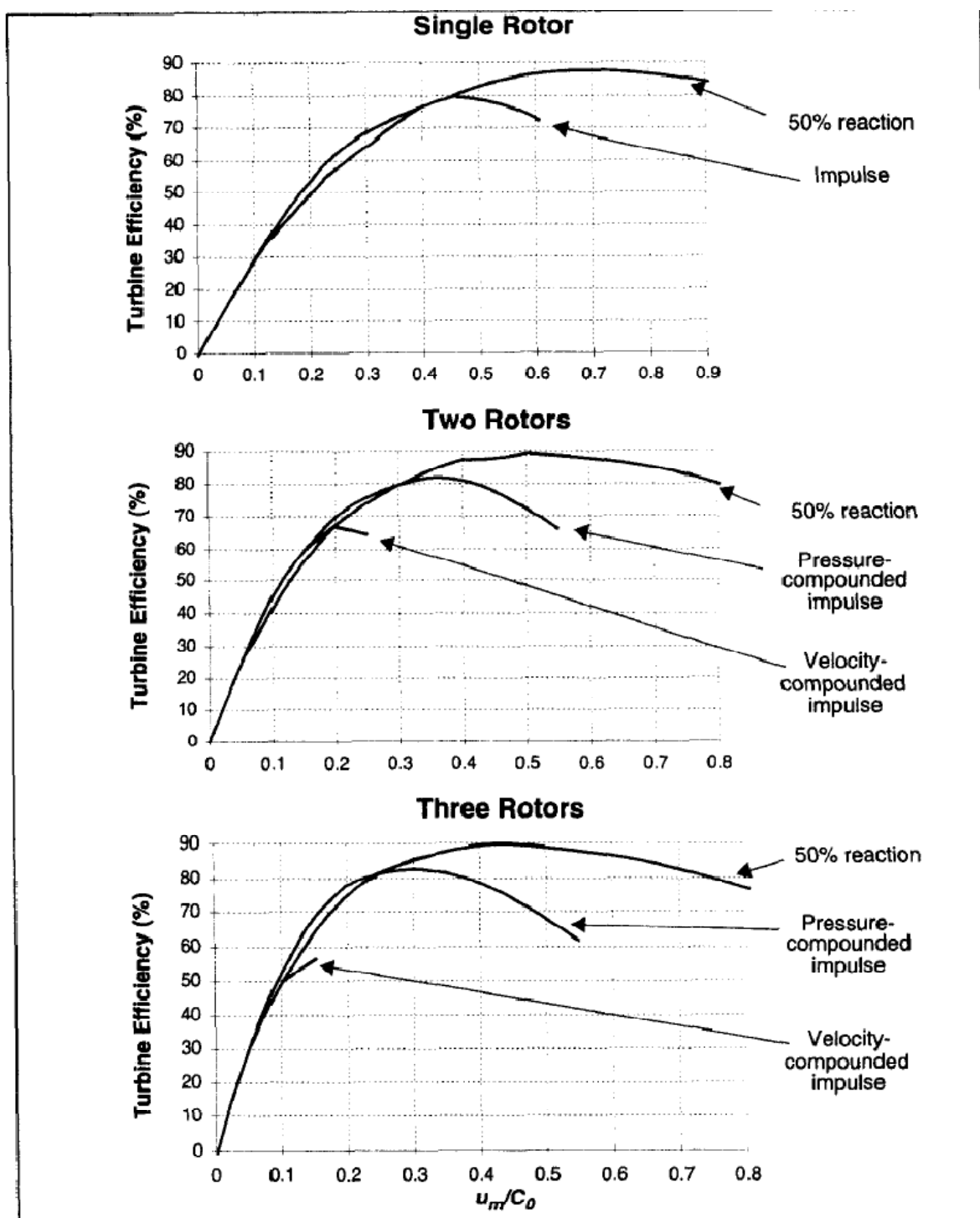
^۲ Velocity-compounded



شکل ۴-۴۳: یک توربین واکنشی. این یک توربین ۳ مرحله‌ای با ۵۰ درصد عکس‌العمل است. یک استاتور و یک ردیف پره‌های متحرک یک مرحله را تشکیل می‌دهند. درصد عکس‌العمل به نسبت افت فشار کل توربین که در روتورها اتفاق می‌افتد گفته می‌شود. از این نوع توربین‌ها در چرخه‌های انبساطی و احتراق دو مرحله‌ای استفاده می‌شود زیرا در این حالت می‌خواهیم افت فشار بین پمپ و محفظه را مینیمم کنیم. (۳)



شکل ۴-۴۴: سرعت مجاز روتور بر حسب دما برای مواد مختلف به کار رفته در ساخت توربین‌ها. این نمودار سرعت مجاز مماسی پره توربین در مرکزش را بر حسب دمای کاری برای عمر ۱۰ ساعت نشان می‌دهد. (۳)



شکل ۴-۴۵: بازده توربین‌ها. این داده‌ها افت‌های حاصل از ویسکوزیته، اصطکاک و نشتی را در نظر نمی‌گیرند. توربین‌های

بزرگ معمولاً به ۹۵ درصد این اعداد و توربین‌های کوچک (با قطر کمتر از ۱۰ سانتی‌متر) به ۷۵ درصد آن‌ها می‌رسند. (۳)

تعیین پارامترهایی از توربین که در جدول ۴-۱۷ نیامده‌اند مانند ارتفاع پره‌ها و توزیع ارتفاع پره‌ها نیاز به بررسی‌های دقیق مسیر گاز توربین دارد که از بحث طراحی مقدماتی خارج است. البته این بحث‌ها ممکن

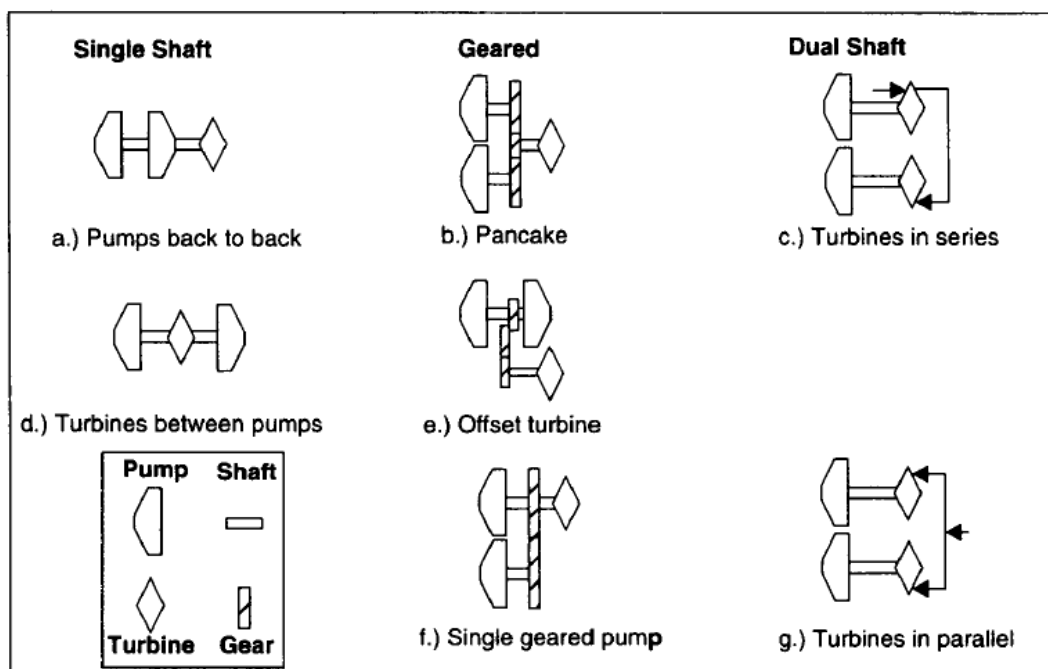
است در مراحل بعدی طراحی باعث تغییر نوع توربین به کار رفته و تغییرات دیگری در توربین شود که در طراحی امر عجیبی نیست.

۶-۲-۶-۳-۴. تعیین پیکربندی توربوپمپ

شکل ۴-۴۶ پیکربندی‌های مختلف توربوپمپ‌ها را در موتورهای راکت نشان می‌دهد. هر مدل دارای دو پمپ است، یکی برای اکسیدکننده و یکی برای سوخت. پیکربندی‌های متفاوت به این دلیل ایجاد شده‌اند که هر کاربرد سرعت دورانی خاصی را می‌طلبد و باید این نیازمندی با پیچیدگی و قابلیت اطمینان موازنه شود. مسئله دیگری که می‌تواند بر عدم توافق سرعت دو پمپ مؤثر باشد، اثر چرخه بر سرعت طراحی بهینه توربین است. برای چرخه‌های انبساطی و احتراق مرحله‌ای معمولاً سرعت بهینه چرخش توربین به پمپ نزدیک بوده و می‌توان آن‌ها را به طور مستقیم^۱ متصل کرد. اما در چرخه مولد گاز اگر بخواهیم از اتصال مستقیم استفاده کنیم ارتفاع پره‌ها بسیار کوتاه می‌شود. در نتیجه، معمولاً سرعت چرخش توربین را بالاتر از پمپ قرار می‌دهند. در این حالت از پیکربندی‌های e یا b استفاده می‌شود. پیکربندی e امکان کار توربین در دور بالاتر را از طریق اتصال آن از طریق دنده به شفت اصلی پمپ فراهم می‌کند. پیکربندی b هم اجازه کار هر جزء را در سرعت بهینه خود می‌دهد.

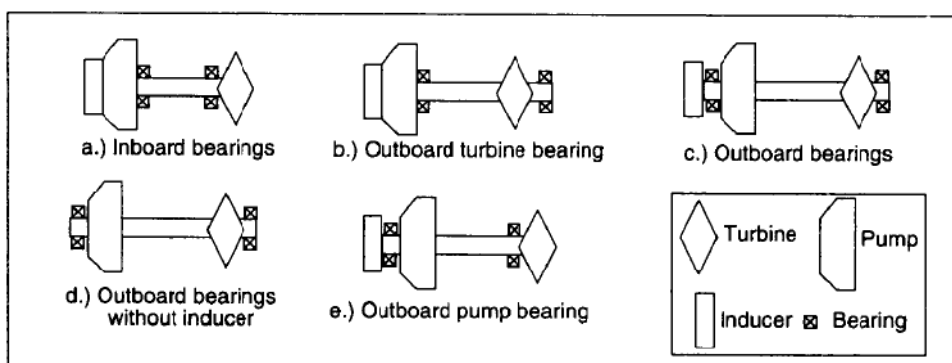
در موتورهای جدیدتر سعی می‌شود که با حذف جعبه دنده بر سادگی و قابلیت اطمینان سیستم بیفزایند. در نتیجه از پیکربندی a برای پیشران‌های چگال با چرخه مولد گاز استفاده می‌کنند. پیکربندی d هم مانند a بوده و تفاوت آن در این است که با اتصال هر پمپ در انتهای شفت امکان عملکرد مکشی خوب را برای پمپ‌ها فراهم می‌کند. اما در این حالت با توجه به قرار گرفتن توربین داغ در وسط شفت، برای تراز کردن بیرینگ‌ها نیاز به سازه اضافی است. در پیکربندی a با قرار دادن توربین در انتها از این مشکلات سازه‌ای دوری می‌شود اما در این حالت پمپی که رو به توربین قرار می‌گیرد عملکرد مکشیش کاهش می‌یابد.

^۱ Direct drive



شکل ۴-۴۶: پیکربندی‌های مختلف توربوپمپ. انتخاب پیکربندی به سرعت توربین و پمپ بستگی دارد. (۳)

اکثر موتورهای جدید از دو شفت استفاده می‌کنند. برای مولد گاز از توربین‌های سری (پیکربندی c) و برای چرخه انبساطی و احتراق مرحله‌ای از توربین‌های موازی (پیکربندی g) استفاده می‌شود. توربین‌های سری کارایی بالاتری دارند زیرا نسبت سرعت توربین بالاتری دارند و توربین‌های موازی کنترل‌پذیرتر بوده و اجزایی با قابلیت اطمینان و عمر بالاتر دارند.



شکل ۴-۴۷: برخی از وضعیت‌های معمول قرارگیری تکیه‌گاه بیرینگ‌ها. (۳)

مسئله دیگر در پیکربندی توربوپمپ محل قرارگیری تکیه‌گاه بیرینگ‌هاست. برخی از وضعیت‌های معمول در شکل ۴-۴۷ آمده‌اند. این پیکربندی‌ها همواره از بیرینگ‌هایی استفاده می‌کنند که توسط سوخت خنک‌کاری و روان‌سازی می‌شوند. معمولاً پیکربندی a به دلیل سادگی مورد استفاده قرار می‌گیرد. اما این طرز

قرارگیری ممکن است سرعت طراحی را سخت‌تر کند زیرا شفت راننده^۱ باید از هر دو بیرینگ بگذرد، که ممکن است به افزایش سرعت بیش از حد در بیرینگ‌ها بیانجامد. همچنین، ممکن است در توربوپمپ‌های هیدروژن مایع مشکل سرعت بحرانی به وجود بیاورد. پیکربندی e مشکل دوم را با قراردادن بیرینگ پمپ در بیرون حل می‌کند. پیکربندی c هم هر دو مشکل را با قرار دادن هر دو بیرینگ در بیرون حل می‌کند. قرار دادن بیرینگ‌ها در بیرون در رساندن سوخت به بیرینگ برای خنک‌کاری پیچیدگی ایجاد می‌کند. برای دوری از این پیچیدگی‌ها از فناوری جدید بیرینگ‌های هیدرواستاتیک استفاده می‌کنند. در این بیرینگ‌ها مشکلات خستگی-تماسی^۲ از طریق حذف اجزای چرخنده^۳ حل شده است.

۷-۲-۶-۳-۴. تعیین جرم توربوپمپ

روابط معمول هندسی جرم را متناسب با توان سوم طول بدست می‌دهند. از طرفی می‌دانیم که جریان (و نیروی پیشرانیش موتور) با توان دوم قطر مرتبطند. با ترکیب این دو رابطه به رابطه‌ای برای جرم توربوپمپ به صورت نیروی پیشرانیش به توان ۱/۵ می‌رسیم. اما تجربه نشان می‌دهد که این رابطه بیش از حد به نیروی پیشرانیش وابسته است زیرا بیرینگ‌ها و درزگیرها مانند باقی اجزا کوچک نمی‌شوند و مواد به حداقل ضخامت قابل اندازه‌گیری می‌رسند. جرم توربوپمپ با تنش شفت پمپ اصلی آن رابطه مناسبی دارد.

$$\tau = \frac{P_{req}}{N_r} \quad (۴-۷۱)$$

$$m_{TP} = A\tau^B \quad (۴-۷۲)$$

که در آن‌ها m_{TP} جرم توربوپمپ بر حسب کیلوگرم، A ضریبی تجربی (۱/۳-۲/۶)، B ضریبی تجربی (۰/۶۶۷-۰/۶)، τ تنش پیچشی شفت بر حسب نیوتن، P_{req} توان مورد نیاز پمپ بر حسب وات و N_r سرعت دورانی پمپ بر حسب رادیان بر ثانیه است. در این مرحله از طراحی معموله مقدار ضریب A را ۱/۵ و مقدار ضریب B را ۰/۶ در نظر می‌گیرند. مشهود است که با افزایش توان وزن توربوپمپ افزایش و با افزایش سرعت دورانی وزن توربوپمپ کاهش می‌یابد.

^۱ Drive shaft

^۲ Contact-fatigue

^۳ Rolling elements

۸-۲-۶-۳-۴. ملاحظات دیگر

طراحی انجام شده به روش بالا جواب‌های قابل قبولی برای طراحی مفهومی توربوپمپ بدست می‌دهد. اما موارد خاص ممکن است نیاز به بررسی‌های بیشتری داشته باشند. با کاهش نیروی پیشران‌ش در یک موتور توربوپمپ دار، ارتفاع پره‌های پمپ‌های گریز از مرکز و توربین‌های محوری کوتاه می‌شود. به تدریج استفاده از استفاده از پمپ‌های گریز از مرکز دفع جزئی^۱ و توربین‌های پذیرش جزئی^۲ به منظور رسیدن به ارتفاع پره با بازده مناسب ضروری به نظر می‌رسد. با کاهش نیروی پیشران‌ش به حدود ۴۵۰۰ نیوتن، سرعت ویژه طراحی کاهش یافته و استفاده از پمپ‌های دیگر (نظیر پمپ‌های پیستونی) ممکن است پربازده‌تر باشند.

چرخه‌ها می‌توانند دستکاری شوند تا کارایی چرخه افزایش یابد. مثلاً می‌توان در چرخه احتراق مرحله از پیش‌سوزنده‌های مخلوط (غنی از سوخت برای توربوپمپ سوخت و غنی از اکسیدکننده برای توربوپمپ اکسیدکننده) استفاده کرد تا گاز بیشتری برای راندن توربین ایجاد شود. بدین طریق فشار محفظه احتراق قابل دستیابی افزایش می‌یابد. روش دیگر که در موتور اصلی شاتل‌های فضایی به کار رفته اضافه کردن یک مرحله به پمپ اکسیژن است تا تنها مقداری از اکسیژن که در پیش‌سوزاننده استفاده می‌شود به ماکزیمم فشار برسد. در نتیجه توان مورد نیاز پمپ اکسیژن کاهش یافته و اختلاف فشار توربین متصل به آن نیز کاهش می‌یابد.

تراکم‌پذیری هیدروژن مایع باعث تغییر چگالی آن با فشار می‌شود که به طریقی باعث کاهش توان در دسترس پمپ می‌شود. همچنین تلورانس‌ها در پمپ باعث افت چگالی جریان پمپ شده و در نتیجه بازده آیزنتروپیک به مقداری پایین‌تر از حالتی که جریان تراکم‌ناپذیر است افت می‌کند.

اندازه شفت به منظور جلوگیری از مشکلات ارتعاشی (رزونانس که در سرعت بحرانی شفت اتفاق می‌افتد) معمولاً بیش از اندازه مورد نیاز به منظور انتقال گشتاور بر مبنای تحمل ماده بدست می‌آید. این ممکن است باعث مشکلات سرعتی در بیرینگ‌ها شود که با تغییر محل قرارگیری بیرینگ‌ها (با در نظر گرفتن قابلیت اطمینان و پیچیدگی) قابل حل است.

^۱ Partial-emission^۲ Partial-admission

به منظور محاسبه تنش تیغه‌ها، که معمولاً حد سرعت چرخشی توربوپمپ‌های هیدروژن مایع را تعیین می‌کند، باید ارتفاع تیغه‌های توربین را تخمین زد. این تخمین همچنین برای تعیین مینیمم ارتفاع تیغه‌ها و ماکزیمم نسبت شعاع نوک به ریشه تیغه‌ها مورد نیازند. برای تخمین ارتفاع تیغه‌ها، مسیر جریان توربین باید بررسی شود.

نیاز به گاز دادن به موتور بر انتخاب پمپ گریز از مرکز مؤثر است. برای عملکرد پایدار پمپ، شیب نمودار هد پمپ بر حسب خواص جریان (نقشه عملکرد پمپ) باید تا دبی‌های پایین منفی باشد تا محدوده بزرگی برای گاز دادن در دسترس باشد. اما برای رسیدن به این حالت باید هد طراحی پمپ کاهش یابد که این باعث افزایش سرعت نوک پره‌ها می‌شود. همچنین در صورت انجام این عمل قابلیت افزایش فشار هر مرحله پایین‌تر از مقادیر استاندارد به کار رفته خواهد شد. در نتیجه ممکن است تعداد مراحل مورد نیاز افزایش یابد.

بیرینگ‌های هیدرواستاتیک توانسته‌اند محدوده سرعت چرخشی بیرینگ‌ها را افزایش دهند. در نتیجه قرار دادن پمپ‌ها در دو سر شفت با استفاده از این بیرینگ‌ها ممکن شده است. همچنین پیشرفت‌های علم مواد باعث شده که با استفاده از مواد بهتر تعداد مراحل یک پمپ کاهش یابد (که در پمپ‌های هیدروژن مایع بسیار پر اهمیت است). همچنین مواد بهتر در توربین‌ها باعث افزایش دمای ورودی قابل تحمل توربین و افزایش بازده توربین (به دلیل نسبت سرعت بیشتر قابل دسترسی) شده‌اند که هر دو بر عملکرد توربوپمپ و موتور مؤثرند.

۴-۴. سیستم ذخیره سوخت و سوخت‌رسانی در موتورهای سوخت مایع

گرچه روند طراحی و تعیین ابعاد اولیه مخازن و مسیرهای سوخت در کتب مربوط به موتورهای سوخت مایع آمده است، در این قسمت آن‌ها را جداگانه بررسی می‌کنیم زیرا در صورت انتخاب موتور دیگر نیاز به روند طراحی موتور نیست و تنها نیاز به طراحی مخازن و مسیرها است.

۴-۴-۱. میزان سوخت و اکسید کننده مورد نیاز

میزان سوخت و اکسید کننده مورد نیاز از جرم پیشران محاسبه شده در مرحله تعیین ابعاد و بر مبنای نسبت سوخت به اکسید کننده قابل محاسبه است.

۴-۴-۲. حجم مخزن

حجم کل مخزن شامل ۴ جزء زیر است:

- حجم ماده سوختی قابل استفاده V_{pu}

این شامل حجم سوخت یا اکسیدکننده است که از روی جرم آن محاسبه می‌شود. همچنین مقدار گارانتی سوخت و اکسید به کار رفته در این قسمت محاسبه می‌شود.

- حجم خالی مخزن V_{ull}

حجمی از مخزن است که جهت انبساط ماده پیشران و یا انقباض سازه مخزن خالی در نظر گرفته می‌شود. این حجم معادل ۱ تا ۳ درصد حجم کل مخزن است.

- حجم تبخیر V_{bo}

این حجم برای مواد سرمازا در نظر گرفته می‌شود و برای جای دادن بخارات حاصل از انتقال حرارت در حین پر و خالی کردن مخزن استفاده می‌شود.

- حجم به دام افتاده V_{trap}

حجم مواد پیشران بدون استفاده است که در مسیر سوخت‌رسانی، شیرها، مخازن و باقی اجزا پس از پایان کار موتور باقی می‌ماند. معمولاً این مقدار معادل حجم سیستم سوخت‌رسانی است.

حجم کل مخزن V_{tot} حاصل جمع این حجم هاست.

$$V_{tot} = V_{pu} + V_{ull} + V_{bo} + V_{trap} \quad (۴-۷۳)$$

با استفاده از داده‌های موتورهای که در گذشته ساخته شده‌اند، می‌توان تقریبی از حجم مخزن بدست آورد. در موتورهای سوخت مایع به نسبت حجم پیشران به حجم سیستم ذخیره سوخت نسبت پرشدگی^۱ می‌گویند. این نسبت برای موتورهای پمپ‌دار ۰/۹، برای سیستم‌های فشارگذاری شده ۰/۸-۰/۹ و برای سیستم‌های بدون پمپ و فشارگذاری ۰/۵-۰/۶ است.

گاهی اوقات یک حجم اضافی نیز به عنوان حجم پشتیبان در نظر می‌گیرند تا اثر اتلاف‌های سیستم پیشران را لحاظ کرده باشند. البته در کل هدف طراحان این است که نیازی به چنین حجمی نباشد تا بتوانند بهترین عملکرد را بدست آورند.

با توجه به اینکه در طراحی پیش رو اثر اجزای موجگیر و تغییرات ضخامت سازه را در طراحی در نظر نمی‌گیریم، بهتر است که حجم مخزن را تا درصدی بیشتر در نظر بگیریم. مرجع (۵) پیشنهاد می‌کند که حجم به کار رفته در طراحی را ۴٪ بیشتر در نظر بگیریم.

۴-۴-۳. شکل و نحوه قرارگیری مخازن

مخازن معمولاً به شکل کروی و یا استوانه‌ای ساخته می‌شوند. البته مخازن شبه کروی^۲ و حلقوی^۳ نیز وجود دارند. مخازن کروی حجم بیشتری را برای یک سطح یکسان نسبت به مخازن استوانه‌ای ایجاد می‌کنند و در نتیجه معمولاً سبک‌تر هستند. اما محدودیت‌های هندسی خصوصاً در ماهواره‌برها منجر به استفاده بیشتر از مخازن استوانه‌ای شده است. همچنین این مخازن صلبیت سازه‌ای بیشتری را برای سازه‌های بلندتر ایجاد می‌کنند بدون اینکه از ساختارهای اضافی استفاده کنند. شکل‌های ۴-۴۸، ۴-۴۹، ۴-۵۰ و ۴-۵۱ انواع معمول مخازن را نشان می‌دهند. مخازن موازی معمولاً زمانی استفاده می‌شوند که مخزن غیرموازی بسیار بزرگ بوده و در نتیجه منجر به مشکلاتی از نظر پایداری و کنترل (به دلیل حرکت پیشران) کند. گاهی اوقات جهت کنترل مرکز جرم سامانه، استفاده بهینه از فضای در دسترس و یا محدود کردن اندازه مخازن، بیش از حد مورد نیاز مخزن در سیستم قرار داده می‌شود. برای بررسی اینکه کدام نوع چینش مخزن

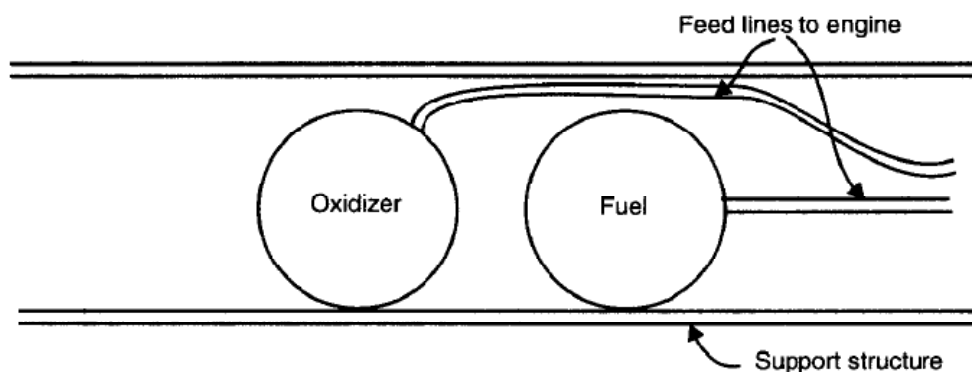
^۱ Fill ratio

^۲ Spheroid

^۳ Torus

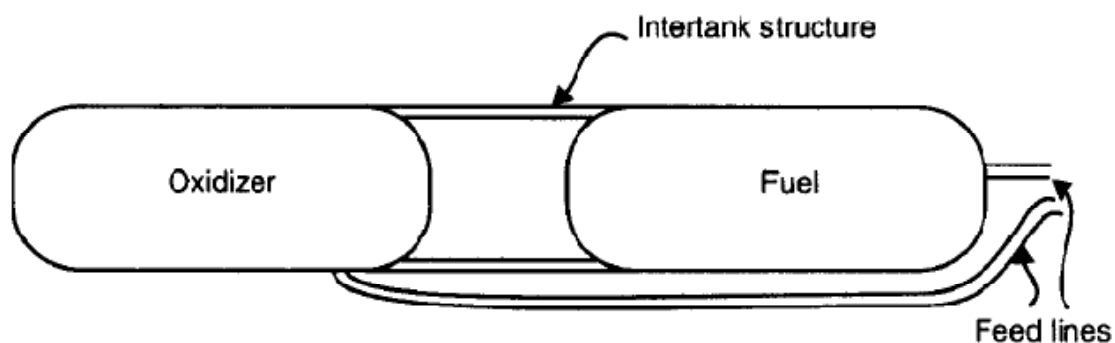
مناسب‌تر است باید بررسی‌هایی صورت بگیرند. این بررسی‌ها از نظر کمترین وزن، بیشترین وزن، کمترین احتمال اختلاط پیشران، شکل آیرودینامیکی سامانه، سادگی طراحی سامانه سوخت رسانی، سادگی عایق‌کاری، سادگی ساخت و استفاده، سادگی رفع تلاطم و کمترین مقدار پیشران باقی‌مانده در مخزن می‌تواند انجام شود.

مخازن می‌توانند به عنوان جزئی از دیواره وسیله ساخته شوند که به آن‌ها مخازن integral می‌گویند. در برخی وسایل فضایی و یا مراحل بالای ماهواره‌برها مخازن به صورت بخشی جدا از دیواره وسیله ساخته می‌شوند. معمول‌ترین روش قرارگیری مخازن در ماهواره‌برها به صورت سری است. در این حالت مخزن بزرگتر را باید در جلو قرار دارد. از آن‌جا که معمولاً مصرف اکسیدکننده بیشتر است، مخزن اکسید کننده بزرگتر است. اگر مخزن بزرگتر جلو باشد، لوله‌کشی کوچکتری مورد نیاز بوده و در نتیجه وزن خشک کم می‌شود. البته موقعیت دقیق مخازن بر مبنای پایداری استاتیکی پرنده باید تعیین شود.

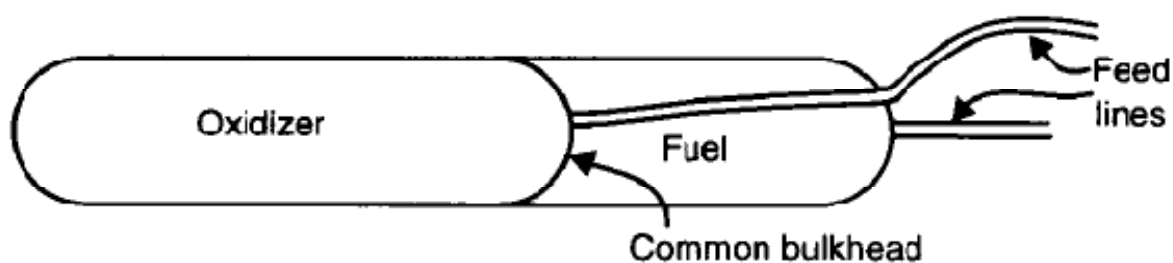


شکل ۴-۴۸: مخازن کروی. این مخازن بیشترین حجم را برای سطح جانبی ثابت ایجاد می‌کنند و سبک‌ترین مخازن

هستند اما محدودیت‌های هندسی کاربرد آن‌ها را محدود کرده است. (۳)



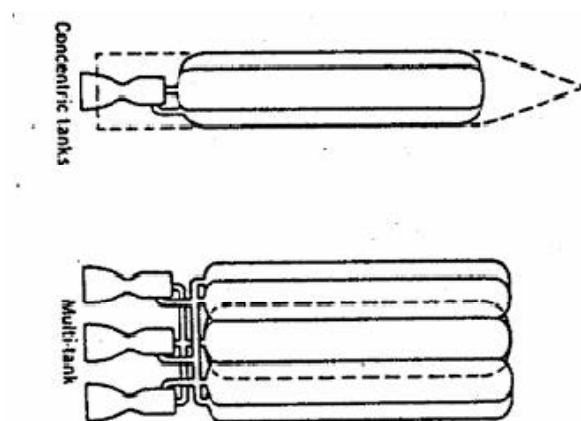
شکل ۴-۴۹: مخازن استوانه‌ای جفت^۱ و به صورت سری. این ساده‌ترین پیکربندی برای هنگامی است که قطر محفظه و سامانه هر دو محدود باشند. (۳)



شکل ۴-۵۰: مخازن جفت با عدسی^۲ مشترک. این پیکربندی طول وسیله را کاهش داده و با حذف یک عدسی وزن را کاهش می‌دهد. ساخت چنین مخازنی پیچیده‌تر بوده و امکان نشت یکی از پیشران‌ها به مخزن پیشران دیگر مشکلی از نظر ایمنی را مطرح می‌کند. (۳)

¹ Tandem

² Bulkhead



شکل ۵۱-۴. دو حالت دیگر قرارگیری مخازن. حالت اول یکی از مخازن درون دیگری قرار گرفته و در حالت دوم از چند مخزن موازی استفاده شده است. (۴) مخازن موازی در سامانه‌های بسیار بزرگ نظیر موشک Saturn V به کار رفته‌اند.

۴-۴-۴. بررسی‌های سازه‌ای

در کل بارهای زیر می‌توانند بر مخازن وارد شوند:

- فشار داخلی و اثرات دینامیکی آن
- نیروهای محوری و اثرات دینامیکی آن
- نیروهای خمشی به دلیل شتاب‌های جانبی وسیله، باد و تغییر محل مرکز جرم
- نیروهای آیرودینامیکی
- نیروهای حاصل از تغییر برداری جهت نیروی پیشران
- ارتعاشات
- نیروهای حاصل از نصب اجزا
- نیروهای حاصل از تغییرات دمایی و انتقال حرارت

- نیروهای حاصل از حمل و نقل و سایر مسائل در سطح زمین

در کل نیروهای اصلی که در مراحل اولیه لازم است مد نظر قرار گیرند نیروهای فشار داخلی و نیروهای محوری هستند.

در کنار بارهای پیش گفته مسائل دیگری نیز در طراحی مخازن باید مدنظر قرار گیرند. به دلیل پوسته تحت فشار مخازن، نیروی متمرکز نباید بر آن‌ها وارد شود که این مشکلاتی را جهت نصب اجزای راکت ایجاد می‌کند. همچنین قسمت خالی مخزن تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی ممکن است گرم شود در حالی که قسمتی که حاوی پیشران است سرد باشد. این مسائل در مراحل بالای طراحی بررسی خواهند شد.

۴-۴-۴-۱. ضرایب اطمینان

دو نوع ضریب اطمینان را می‌توان در طراحی مخازن سوخت مایع استفاده کرد. اولین روش استفاده از آیین نامه MIL-STD-1522A است. این آیین‌نامه ضریب اطمینان ۱/۵ در فشار ترکییدن مخزن و ۱/۲۵ برای تست مخزن را طلب می‌کند.

مرجع (۵) مقادیر زیر را برای ضرایب اطمینان پیشنهاد می‌کند:

- در صورتی که شکست هیچ خطری برای افراد و سیستم‌های حیاتی ندارد

$$S_w = \frac{F_y}{1.1} \quad (۴-۷۴)$$

$$S_w = \frac{F_u}{1.25} \quad (۴-۷۵)$$

- در صورتی که افراد دارای وسایل مخصوص ایمنی هستند

$$S_w = \frac{F_y}{1.15} \quad (۴-۷۶)$$

$$S_w = \frac{F_u}{1.35} \quad (۴-۷۷)$$

- در صورتی که افراد یا سیستم‌های مهم تحت خطرند

$$S_w = \frac{F_y}{1.25} \quad (۴-۷۸)$$

$$S_w = \frac{F_u}{1.5} \quad (۴-۷۹)$$

در این روابط S_w ماکزیمم تنش مجاز کاری، F_y تنش تسلیم و F_u ماکزیمم تنش قابل تحمل ماده است. محاسبات در هر گروه با هر دو فرمول انجام شده و کمترین تنش مجاز بدست آمده در طراحی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۴-۴-۴-۲. مواد

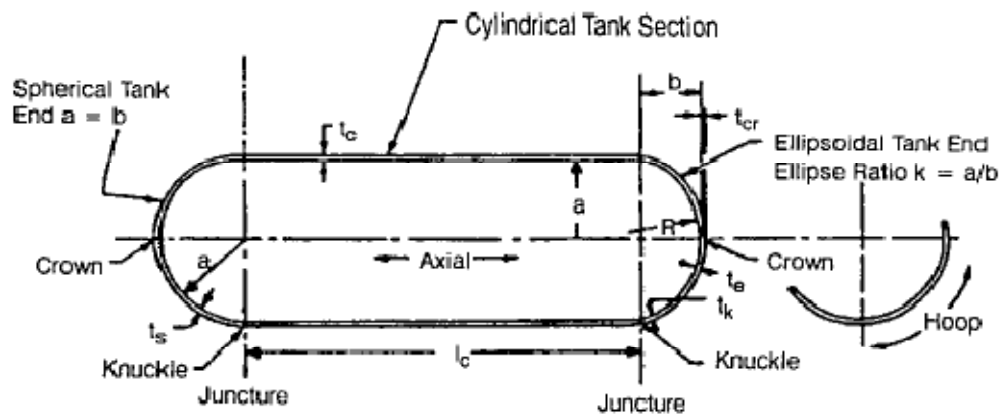
انتخاب مواد برای ساخت مخازن به نسبت ماکزیمم تنش به چگالی در دمای مشخص و به شکنندگی ماده بستگی دارد. عموماً ما ماده‌ای را می‌خواهیم که در برابر یک وزن ثابت بیشترین مقاومت را داشته باشد یعنی نسبت ماکزیمم تنش به چگالی بالایی داشته باشد. البته در دسترس بودن مواد نیز مهم است. از طرفی ماده سازنده مخزن باید با پیشران سازگار باشد و قابلیت شکل‌پذیری و جوش‌کاری را داشته باشد. معمولاً مواد با استفاده از آیین‌نامه MIL-HDBK-5E انتخاب می‌شوند. لیستی از مواد معمول در ساخت مخازن در پیوست (الف) آمده است. تا سال ۱۹۹۵ از مخازن کامپوزیتی برای پیشران‌های کرایوژنیک استفاده نمی‌شد زیرا مواد کامپوزیتی شکننده هستند.

در صورت استفاده از مواد کامپوزیتی، با توجه به پرزداری این مواد و عدم سازگاری آن‌ها با پیشران‌ها، باید یک لایه فلزی یا الاستومری بین دیواری مخزن و پیشران وجود داشته باشد. در صورت استفاده از پوشش فلزی، با افزایش ضخامت چنین پوششی تا ۲۰ درصد بارها را این پوسته می‌تواند تحمل کند. بررسی‌های دینامیک سازه‌ای در اینجا از اهمیت خاصی برخوردارند.

۴-۴-۴-۳. روش طراحی

در مخازن پیشران یا مواد فشارگذار، فشار مهم‌ترین نقش را در نیازمندی‌های سازه‌ای دارد. در مراحل اولیه طراحی، ما تنها بارهای فشاری را در نظر می‌گیریم. سپس ضخامت بدست آمده به این روش جهت مقاومت در برابر سایر بارها مورد بررسی قرار می‌گیرد. در صورتی که نسبت ضخامت به شعاع انحنای مخزن کمتر از

یک پانزدهم باشد و قرار نباشد که بارهای خمشی را در نظر بگیریم، تنها بارهای مستقیم یا حلقه‌ای به مخزن وارد می‌شوند. می‌توان فرض کرد که این بارها کاملاً یکنواخت بر روی ضخامت پخش شده‌اند. با توجه به اینکه تغییرات ضخامت بر محاسبات اثر می‌گذارند، محاسبات را در یک فاصله مناسب از دو سر مخزن و تاج مخزن انجام خواهیم داد. پارامترهای هندسی مورد نیاز در محاسبات در شکل ۴-۵۲ نشان داده شده‌اند.



شکل ۴-۵۲: پارامترهای هندسی به کار رفته در محاسبات (۵)

در یک طراحی مخزن اپتیمم، ضخامت مخزن بر مبنای فشار، نیروهای خمشی و تنش‌های گسستگی (به خصوص در تاج‌های مخزن) تغییر می‌کند. در مراحل اولیه طراحی می‌توان مخزن را با ضخامت ثابت در نظر گرفت.

دو روش مختلف می‌توان محاسبات را انجام داد. یکی انجام محاسبات با فشار کاری مخزن است و دیگری انجام محاسبات با فشار انفجار^۱ سازه که به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$P_b = f_s MEOP \quad (۴-۸۰)$$

که در آن P_b فشار انفجار سازه بر حسب پاسکال، f_s ضریب اطمینان برای خطاها و احتمالات و MEOP ماکزیمم فشار کاری مخزن بر حسب پاسکال است. مقدار ضریب اطمینان را برای ظروف فشاری برابر ۲ در

^۱ Burst Pressure

نظر می‌گیرند. در صورتی که محاسبات را با فشار انفجار انجام دهیم، نیازی به اعمال سایر نیروهای خمشی و گسستگی بر طراحی نیست.

فرمول‌های تنش هوپ برای یک استوانه به فرم زیر است.

$$\begin{aligned}\sigma_{hoop} &= \frac{Pr}{t} \\ \sigma_{axial} &= \frac{Pr}{2t} \\ \sigma_{radial} &\approx 0\end{aligned}\quad (۴-۸۱)$$

که در آن r شعاع استوانه، t ضخامت، P فشار وارده، σ_{hoop} تنش‌های هوپ، σ_{axial} تنش محوری و σ_{radial} تنش شعاعیست.

در مورد کره این فرمول‌ها به شکل زیر در می‌آیند:

$$\begin{aligned}\sigma_{hoop} = \sigma_{axial} &= \frac{Pr}{2t} \\ \sigma_{radial} &\approx 0\end{aligned}\quad (۴-۸۲)$$

حداقل قطر مخازن توسط حداکثر قطر موتور یعنی قطر نازل یا نازل‌ها تعیین می‌شود. البته باید فاصله‌های لازم به منظور نصب موتور از لبه سامانه را به مقادیر بدست آمده اضافه کرد.

۴-۴-۴-۴. مخازن کروی

برای طراحی این مخازن از روابط زیر استفاده می‌شود.

$$\begin{aligned}r_s &= \sqrt[3]{\frac{3V_s}{4\pi}} \\ A_s &= 4\pi r_s^2 \\ t_s &= \frac{P r_s}{2S_w e_w}\end{aligned}\quad \begin{aligned}(۴-۸۳) \\ (۴-۸۴) \\ (۴-۸۵)\end{aligned}$$

$$m_s = A_s t_s \rho_{mat} \quad (۴-۸۶)$$

$$P_{cr} = \frac{2Et_s^2}{r_s^2} \sqrt{3(1-\nu^2)} \quad (۴-۸۷)$$

که در آن‌ها r_s شعاع کره، V_s حجم کره، A_s سطح جانبی کره، t_s ضخامت دیواره، S_w ماکزیمم تنش مجاز ماده، m_s جرم مخزن، ρ_{mat} چگالی ماده سازنده مخزن، P فشار محاسبات، P_{cr} فشار بحرانی تحت بارگذاری خارجی (فشار خارجی بیش از این فشار می‌تواند منجر به کمانش شود)، E مدول الاستیسیته، ν نسبت پواسون و e_w کیفیت جوش کاری (۹۵-۹۰ درصد در مراحل اولیه طراحی) می‌باشند.

۴-۴-۴-۵. مخازن استوانه‌ای

طراحی مخازن استوانه‌ای کمی پیچیده‌تر است زیرا متغیرهای بیشتری نظیر شعاع استوانه و طول مخزن در طراحی دخیل هستند. اگر در طراحی مخازن استوانه‌ای تنها از فرمول‌های مربوط به تنش در ظروف جدار نازک (با استفاده از فشار انفجار) استفاده کنیم، بسیاری از پیچیدگی‌هایی را که باعث افزایش جرم مخزن می‌شوند کنار گذاشته‌ایم. این پیچیدگی‌ها شامل نگهدارنده‌های سازه‌ای^۱، اتصال سیستم سوخت‌رسان، تمرکز تنش در محل اتصال تاج و دقت جوشکاری و موارد دیگر هستند. با توجه به اعمال بارهای ارتعاشی و بارهای حاصل از شتاب در کنار این بارها، معمولاً یک مخزن ۲ تا ۲/۵ برابر بیش از وزن بدست آمده از روش فشاری وزن پیدا می‌کند.

۴-۴-۴-۵-۱. قسمت استوانه‌ای مخزن

برای قسمت استوانه‌ای مخزن از روابط زیر می‌توان استفاده کرد.

$$V_c = \pi r_c^2 l_c \quad (۴-۸۸)$$

$$A_c = 2\pi r_c l_c \quad (۴-۸۹)$$

$$t_c = \frac{P r_c}{S_w e_w} \quad (۴-۹۰)$$

$$m_c = A_c t_c \rho_{mat} \quad (۴-۹۱)$$

^۱ Structural lugs

$$P_{cr} = 0.807 \frac{Et_c^2}{r_c l_c} \sqrt{\left(\frac{1}{1-\nu^2}\right) \frac{t_c^2}{r_c^2}}; l_c < 4.9 r_c \sqrt{\frac{r_c}{t_c}} \quad (۴-۹۲)$$

$$P_{cr} = \frac{Et_c^3}{4(1-\nu^2)r_c^3}; l_c \geq 4.9 r_c \sqrt{\frac{r_c}{t_c}}$$

که در آن‌ها r_c شعاع قطعه استوانه ای، l_c طول قسمت استوانه ای، A_c سطح جانبی قسمت استوانه ای، t_c ضخامت دیواره استوانه، F_{all} ماکزیمم تنش مجاز ماده سازنده، m_c جرم قسمت استوانه‌ای مخزن، ρ_{mat} چگالی ماده سازنده مخزن، P فشار محاسبات، P_{cr} فشار بحرانی تحت بارگذاری خارجی (فشار خارجی بیش از فشار داخلی مخزن می‌تواند منجر به کمانش شود)، E مدول الاستیسیته، ν نسبت پواسون و e_w کیفیت جوش کاری (۹۵-۹۰ درصد در مراحل اولیه طراحی) می‌باشند.

۲-۵-۴-۴. تاج مخزن

تعیین مشخصات تاج مخزن مشکل‌تر است. هرچه ارتفاع تاج کوتاه‌تر باشد، مخزن فشرده‌تر و جمع‌تر است. این خصوصیت در زمانی که محدودیت‌های ارتفاعی داریم اهمیت پیدا می‌کند. معمولاً به دلیل وجود بارهای خمشی در محل اتصال تاج^۱، تاج‌های بیضی‌گون از تاج‌های کروی سنگین‌تر هستند. تاج کروی حالتی خاص از تاج بیضی‌گون است که در آن نیم قطر بزرگ و کوچک برابر هستند. روابط زیر برای تاج بیضی‌گون قابل استفاده‌اند:

$$V_e = \frac{2\pi a^2 b}{3} \quad (۴-۹۳)$$

برای اعمال بارهای گسستگی، خمش محلی و فشاری، میانگینی از ضخامت تاج و محل اتصال^۲ در محاسبات استفاده می‌شوند.

$$t_k = \frac{KPa}{S_w e_w} \quad (۴-۹۴)$$

^۱ Crown

^۲ Knuckle

$$t_{cr} = \frac{PR}{2S_w e_w} \quad (۴-۹۵)$$

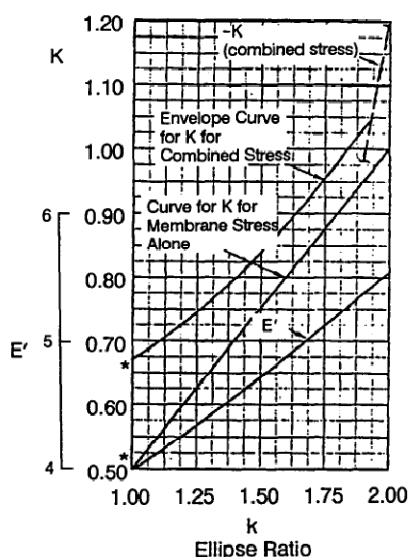
$$t_e = \frac{t_k + t_{cr}}{2} = \frac{Pa \left(K + \frac{k}{2} \right)}{S_w e_w} \quad (۴-۹۶)$$

$$t_s = \frac{PaK + 0.5}{2S_w} \quad (۴-۹۷)$$

$$\frac{t_e}{t_s} = \frac{K + \frac{k}{2}}{K + \frac{1}{2}} \quad (۴-۹۸)$$

$$\frac{t_e}{t_c} = \frac{K + \frac{k}{2}}{2} \quad (۴-۹۹)$$

در روابط بالا، k نسبت بیضی بودن سر مخزن (نسبت طول بزرگ به طول کوچک بیضی، ۱ برای انتهای کروی)، R شعاع تاج انتهایی مخزن، K ضریب تمرکز تنش (تابعی از k ، نمودار آن در شکل ۴-۵۳ ارائه شده است)، t_k ضخامت دیواره در محل اتصال تاج به قسمت استوانه‌ای، t_{cr} ضخامت تاج، t_e ضخامت معادل انتهای مخزن بیضی‌گون، t_s ضخامت انتهای مخزن کروی و t_c ضخامت ناحیه استوانه‌ای مخزن هستند.



*For spherical tanks use $K = 0.50$ at $k = 1.0$
For spherical heads use $K = 0.67$ at $k = 1.0$

شکل ۴-۵۳: ضریب تمرکز تنش در اتصال بر حسب نسبت بیضی‌وی انتهای مخزن (k)

باقی پارامترهای مورد نیاز به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$A_e = a^2 + \frac{\pi b^2 \ln \left[\frac{1+e}{1-e} \right]}{2e} \quad (۴-۱۰۰)$$

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} = \sqrt{1 - \frac{1}{k^2}} \quad (۴-۱۰۱)$$

$$m_e = \frac{\pi a^2 t_e E' \rho}{2k} \quad (۴-۱۰۲)$$

$$E' = 2k + \frac{1}{\sqrt{k^2 - 1}} \ln \frac{k + \sqrt{k^2 - 1}}{k - \sqrt{k^2 - 1}}$$

$$P_{cre} = \frac{C_b 2 E t_e^2}{R^2} \quad (۴-۱۰۳)$$

در روابط بالا، C_b ضریب کمانش است که تابعی از R/t_e بوده و مقداری بین ۰/۵ تا ۰/۱ دارد.

فرمول‌های ساده شده برای حالت کروی به قرار زیرند:

$$V_s = \frac{2\pi r_c^3}{3} \quad (۴-۱۰۴)$$

$$t_s = \frac{Pa(K + 0.5)}{2S_w} \quad (۴-۱۰۵)$$

$$A_s = 2\pi r_c^2 \quad (۴-۱۰۶)$$

$$W_s = A_s t_s \rho \quad (۴-۱۰۷)$$

$$P_{crs} = \frac{0.342 E t_s^2}{r_c^2} \quad (۴-۱۰۸)$$

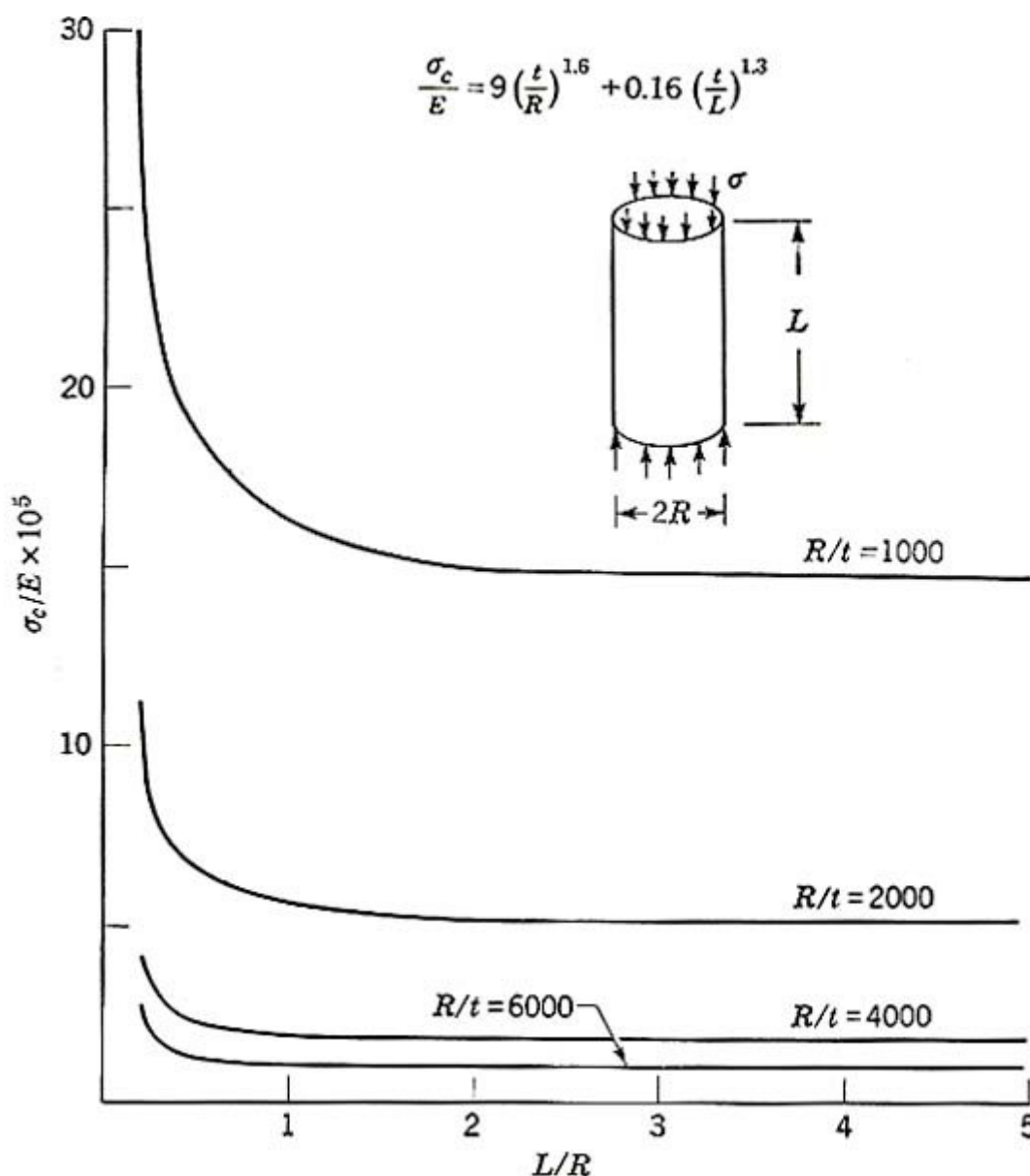
۳-۵-۴-۴ بارهای محوری در قسمت استوانه‌ای مخزن بدنی^۱

در مواردی که مخزن جزئی از بدنه سیستم اصلی می‌باشد، باید بتواند بارهای محوری پر قدرتی را در طی حمل و نقل و عملیات سامانه اصلی تحمل کند. در صورتی که مخزن تحت فشار نباشد یعنی فشار آن با فشار محیط یکسان باشد، تنش کمانش محوری بحرانی برای مخزن استوانه‌ای سخت‌کاری نشده که تحت فشار داخلی قرار ندارد، توسط رابطه زیر قابل محاسبه است:

^۱ Integrated Propellant Tanks

$$S_c = \left[9 \left(\frac{t_c}{a} \right)^{1.6} + 0.16 \left(\frac{t_c}{l_c} \right)^{1.3} \right] E \quad (۴-۱۰۹)$$

که در آن S_c تنش محوری بحرانیست. در واقع این تنشی است که منجر به کمانش مخزن می‌شود.



شکل ۵۴-۴: تنش محوری در مخزن استوانه‌ای بدون فشارگذاری (۸)

میزان تنش بحرانی کمانش را می‌توان به صورت‌های زیر افزایش داد:

- استفاده از ماده الاستیک‌تر
- افزایش ضخامت دیواره

با استفاده از شکل‌های لانه‌زنبوی می‌توان با افزایش وزن کم ضخامت را افزایش داد.

- استفاده از حلقه در مخزن به منظور افزایش طول مؤثر
- استفاده از استرینگرهای طولی
- ثابت کردن شرایط مرزی محوری
- فشارگذاری داخلی مخزن

فشار داخلی مخزن می‌تواند قابلیت تحمل نیروهای محوری در آن را با مینیمم افزایش وزن افزایش دهد که به این روش پایدارسازی فشاری می‌گویند. فشارگذاری همچنین مقاومت مخازن را نسبت به بارهای شدید خمشی افزایش می‌دهد. نیروی محوری معادل ایجاد شده از طریق فشارگذاری به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$F_a = \pi r_c^2 P \quad (۴-۱۱۰)$$

رابطه زیر را می‌توان در حالتی که مخزن فشارگذاری داخلی شده برای محاسبه تنش محوری بحرانی استفاده کرد.

$$S_c = (k_0 + k_p) \frac{Et}{R}$$

$$k_0 = 9 \left(\frac{t}{R} \right)^{0.6} + 0.16 \left(\frac{R}{L} \right)^{1.3} \left(\frac{t}{R} \right)^{0.3} \quad (۴-۱۱۱)$$

$$k_p = 0.191 \left(\frac{P}{E} \right) \left(\frac{R}{t} \right)^2$$

در این روابط t ضخامت دیواره، R شعاع مخزن، L طول مخزن، P فشار طراحی و E مدول الاستیسیته هستند.

مواردی از سامانه‌های ماهواره‌بر دیده شده‌اند که به منظور کاهش وزن از اعضای سازه‌ای استفاده نکرده و تنها در حالت فشارگذاری شده قابل استفاده بودند. در این موارد حتی در حالت نگهداری خالی نیز باید فشارگذاری می‌شدند.

۴-۵-۴-۴-۴. اثر ضربه بر مخازن استوانه‌ای

ضربه بر یک مخزن پر سوخت مایع منجر به ایجاد پدیده ضربه قوچ^۱ در آن می‌شود. برای زمان تأثیر کمتر از هزارم ثانیه می‌توان از رابطه تجربی زیر برای مخازن استوانه‌ای استفاده کرد:

$$P_s = \frac{cw}{\pi r_c^2 g}$$

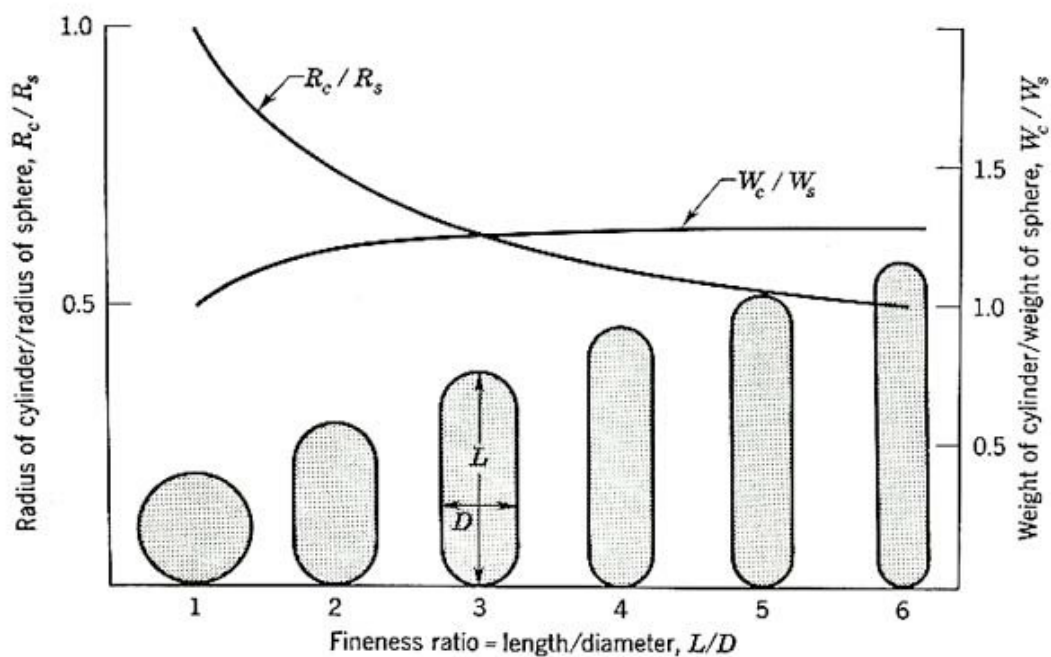
$$c = \frac{c'}{\sqrt{1 + \frac{2.5E_p a(1 - 0.8\nu)}{Et_c}}} \quad (4-112)$$

که در آن P_s افزایش فشار در اثر برخورد، w دبی معادل جریان در اثر برخورد، c سرعت صوتی ماده سوختی مهار شده مورد نظر، c' سرعت صوت آزاد ماده سوختی، E_p مدول الاستیسیته فشاری ماده سوختی مورد نظر، E مدول الاستیسیته مخزن و ν ضریب پواسون مخزن است.

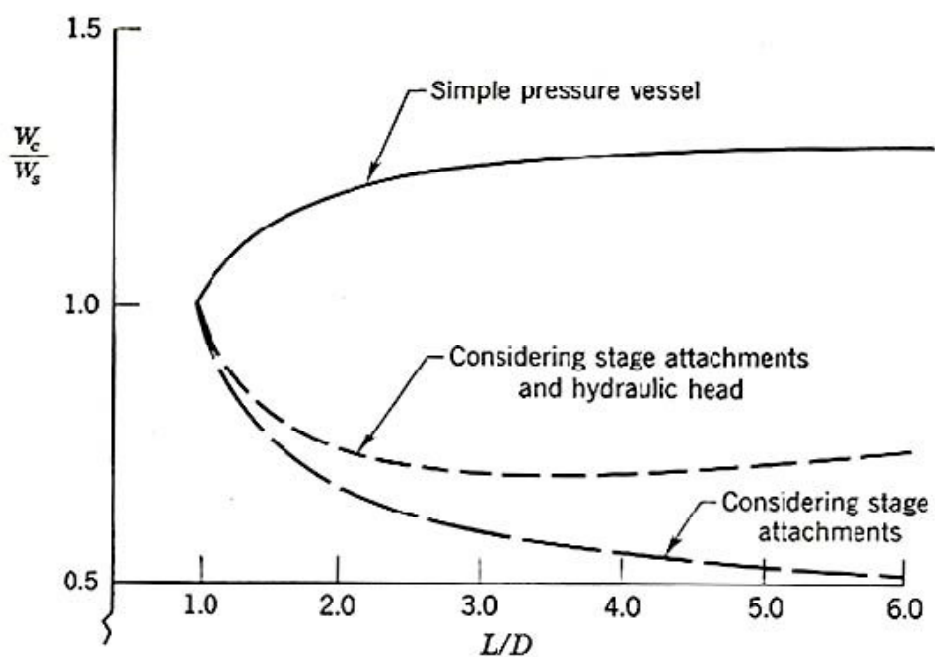
۴-۵-۴-۵-۴. مقایسه مخازن کروی و استوانه‌ای

شکل ۴-۵۵ تغییرات وزن و شعاع مخزن استوانه‌ای را نسبت به مخزن کروی نشان می‌دهد. واضح است که مخزن استوانه‌ای نسبت به مخزن کروی هم حجم، با افزایش نسبت طول به قطر وزن بیشتری پیدا می‌کنند. اما این تغییر وزن نسبت به کاهش قطر شیب کمتری دارد.

^۱ Water Hammer



شکل ۴-۵۵: مقایسه شعاع و وزن مخازن کروی و استوانه‌ای (۸)



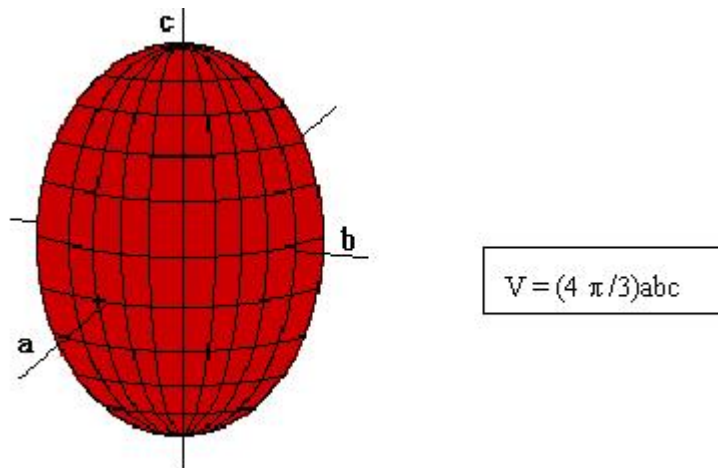
شکل ۴-۵۶: تغییرات وزن مخزن استوانه‌ای نسبت به مخزن کروی هم حجم (۸)

شکل ۴-۵۶ تغییرات وزن مخزن استوانه‌ای نسبت به مخزن کروی هم حجم را در حالات مختلف نشان می‌دهد. واضح است که در حالت مخزن فشاری صرف، وزن افزایش می‌یابد اما با احتساب جاگذاری بهتر برای اجزای جانبی ماهواره‌بر، استفاده از مخازن استوانه‌ای منجر به کاهش وزن می‌شود.

۴-۴-۴-۶. مخازن شبه کروی

این مخازن شکل بیضی‌گون دارند. در موارد خاص هندسی ممکن است مجبور به استفاده از چنین مخازنی شویم. شکل ۴-۵۷ هندسه این مخازن را نشان می‌دهد. برای بدست آوردن حجم این مخازن روابط زیر را داریم:

$$V = \frac{4}{3}\pi abc \quad (۴-۱۱۳)$$



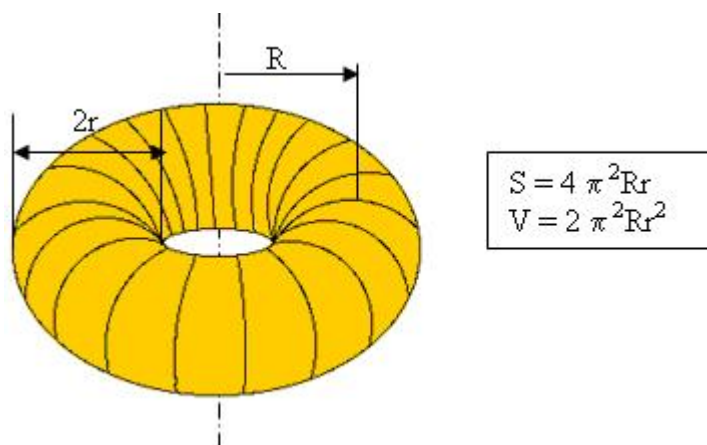
شکل ۴-۵۷: هندسه یک مخزن شبه کروی (۴)

۴-۴-۴-۷. مخازن حلقوی

در موارد بسیار خاص از مخازن حلقوی شکل استفاده می‌شود. این مخازن در ماهواره‌برها در مراحل بالا به کار می‌روند و این امکان وجود دارد که موتور در وسط آن‌ها قرار گیرد. فشارگذاری و سوخت‌رسانی از این مخازن کمی پیچیده‌تر از مخازن عادی است. این مخازن شکلی شبیه شکل ۴-۵۸ دارند. در طراحی این مخازن داریم:

$$S = 4\pi^2 Rr \quad (۴-۱۱۴)$$

$$V = 2\pi^2 Rr^2 \quad (۴-۱۱۵)$$



شکل ۵۸-۴: شکل هندسی مخزن حلقوی (۴)

۴-۴-۴-۱. تعیین جرم مخزن

روش‌های متفاوتی برای تخمین وزن مخازن وجود دارند. یک روش بر مبنای جنس و ضخامت مخزن در بالا ارائه شد. روش گفته شده در بالا بدون در نظر گرفتن اعضای سازه‌ای داخل مخزن، موج‌گیر^۱ها و ... است. در اینجا دو روش دیگر توضیح داده می‌شوند. روشی نیز بر مبنای وزن پوسته موجود است که در مرجع (۴) توضیح داده شده است.

۴-۴-۴-۱-۱. تعیین وزن مخزن از روی وزن پیشران

یک روش ساده این فرض است که وزن مخزن با وزن مایع درون آن مرتبط است. داریم:

$$m_{\text{tank}} = k_{\text{tank}} \times m_{\text{propellant}} \quad (۴-۱۱۶)$$

که در آن $m_{\text{propellant}}$ جرم ماده سوختی، m_{tank} جرم مخزن و k_{tank} ضریب جرمی مخزن هستند. برای استفاده از این روش باید وزن ماده سوختی را دانسته و نوع مواد پیشران و ترکیب آن‌ها را بدانیم. داده‌های موجود نشان می‌دهند که میزان ضریب جرمی مخزن بین ۰/۰۵ و ۱/۵ است و در نتیجه جرم مخزن ۵ تا ۱۵ درصد جرم ماده سوختی است. در صورتی که از این مقادیر استفاده کنیم، با توجه به در نظر نگرفتن جنس پیشران، این روش تا ۲۵ درصد خطا دارد. در صورتی که جنس پیشران را نیز در نظر بگیریم یعنی ضریب را با توجه به جنس ماده در نظر بگیریم، این خطا کاهش می‌یابد. یک روش ساده میانپایی (خطی یا غیرخطی) از اطلاعات حجم مخزن و جرم سوخت موتورهای مشابه است. جدول ۴-۱۸ تعدادی از روابطی که بدین گونه

^۱ Baffle

بدست آمده‌اند را نشان می‌دهد. پیشران متفاوت چگالی متفاوتی دارند. در نتیجه برای یک اندازه مخزن ثابت، با افزایش چگالی، بار وارده از پیشران افزایش می‌یابد.

جدول ۱۸-۴: تعدادی از روابط تقریب جرم مخازن (۹)

پیشران	رابطه
هیدرازین-نیتروژن تترا اکسید	$m_{tank} = 0.6321 \times (m_{propellant})^{0.56}$
اکسیژن مایع	$m_{tank} = 0.0152 \times m_{LOx} + 318$
هیدروژن مایع	$m_{tank} = 0.0694 \times m_{LH2} + 363$
تک سوخت	$m_{tank} = 0.1 \times m_{propellant}$
مخزن کوچک پیشران گازی شکل	$m_{tank} = 2 \times m_{propellant}$
مخازن بزرگ پیشران (چند تنی)	$m_{tank} = 0.316 \times (m_{propellant})^{0.6}$

۲-۸-۴-۴-۴. روش PV

یک روش کاملاً تجربی استفاده از ضریب وزن مخزن بر مبنای فشار انفجار مخزن، حجم مخزن و جرم مخزن است. داریم:

$$m_{tank} = \frac{P_b V_{tot}}{g_0 \phi_{tank}} \quad (4-117)$$

که در آن P_b فشار انفجار سازه بر حسب پاسکال، V_{tot} حجم کل مخزن بر حسب متر مکعب، g_0 شتاب گرانش در سطح دریا و ϕ_{tank} ضریب جرمی بر حسب متر است. ضریب جرمی مقداری بین ۱۰۰۰ تا ۱۶۰۰۰ متر دارد. برای مخازن کاملاً فلزی این ضریب ۲۵۰۰ متر و برای مخازن کامپوزیتی تا حداکثر ۱۰,۰۰۰ متر می‌تواند برسد. جدول ۱۹-۴ تعدادی از اعداد دقیق‌تر در این زمینه را نشان می‌دهد. با داشتن فشار انفجار، حجم مخزن و ضریب جرمی آن، می‌توان جرم مخزن را تخمین زد.

جدول ۱۹-۴: ضریب جرمی برای برخی مخازن (۴)

نوع مخزن	محدوده ضریب جرمی مخزن (کیلومتر)	توضیحات
مخزن با پوشش کامپوزیتی	۸/۲۹-۱۶/۱۱	گاز فشرده
تیتانیوم	۵/۸۷-۶/۹۹	
مخزن با روش دفع دیافراگم	۱/۵۳-۲/۹۷	پیشران مایع
مخزن با دفع غیرفعال	۲/۲۸-۴/۳۶	
مخزن بدون سیستم مدیریت سوخت	۳/۴۱-۴/۷۱	

۴-۴-۴. عایق کاری مخزن

برای مخازن مواد سرمازا و یا مواد پیشرانی که ممکن است در مدار یخ بزنند، باید از عایق‌های حرارتی استفاده شود. همچنین اگر مخازن سرمازا با یک عدسی مشترک وجود داشته باشند، آن عدسی نیاز به عایق کاری دارد تا ماده با نقطه جوش بالاتر یخ نزد. معمولاً این عایق ها از ورقه های فلزی پوشیده شده با عایق های فومی ساخته می‌شود. یک روش دیگر استفاده از ساختار های لانه زنبوری غیر فلزی است.

طراحی عایق کاری مخزن معمولاً بر مبنای نیازمندی‌های عملکردی صورت می‌گیرد. در برخی موارد نیز به دلیل هدر رفتن زیاد پیشران و در نتیجه هزینه زیاد هدر رفته در حین نگهداری در زمین، عایق‌های خاصی طراحی می‌شوند که مخزن را در سطح زمین می‌پوشانند و پیش از پرتاب برداشته می‌شوند.

مخازن در ماهواره‌ها در مسیر داخل جو این وسائل گرمایش و نیروهای آیرودینامیکی زیادی را می‌بینند. با وجود زمان کم چنین فازی، این فاز نیازمندی‌های سازه‌ای عایق کاری را تعیین می‌کند.

در طول حرکت در خارج از جو و مدارات، منبع اصلی گرمایش تابش از خورشید و سایر سیارات است که می‌تواند توسط حفاظ‌های تابشی متوقف شود. خواص مواد به کار رفته در چنین حفاظ‌هایی نظیر تابش و جذب گرمایی اهمیت خاصی دارد. میزان حفاظت مورد نیاز به زمان پرواز و بهینه‌سازی وزن حفاظ نسبت به وزن بخار شده ماده سوختی بستگی دارد.

خواص یک عایق ایده‌آل، وزن کم، خواص عایقی قابل تکرار و یکنواخت، سادگی استفاده، هزینه کم، خطر کم، صلبیت کافی، تعمیر و نگهداری ساده، قابلیت اطمینان بالا و رسانایی کم است.

یکی از انواع عایق کاری به کار رفته، عایق کاری لایه‌ای است که در آن یک ورق آلومینیوم و یک ماده سازه‌ای در لایه‌های متعدد قرار می‌گیرند. لایه آلومینیوم تابش گرمایی را برمی‌گرداند و فاصله بین لایه‌ها از رسانایی حرارتی جلوگیری می‌کند. این عایق کاری برای اجسام تک انحنایی و دو انحنایی با انحنای زیاد قابل استفاده است. مشکل این نوع عایق کاری آسیب‌پذیری آن است که می‌تواند منجر به از بین رفتن خلأ بین مواد شود. در نتیجه در فازهای اتمسفری از این نوع عایق کاری استفاده نشده است.

استفاده از ساختارهای لانه زنبوری به عنوان عایق به تازگی افزایش پیدا کرده است. یک لایه یک تا دو سانتیمتری از ماده لانه‌زنبوری در بین دو پوسته داخلی و بیرونی قرار می‌گیرند. ممکن است در سلول‌ها نیز فوم‌های خاصی تزریق شوند. گرچه خود سلول‌ها تا حدی خلأ ایجاد می‌کنند، اما به منظور اطمینان از عدم وجو هوا معمولاً به این لایه هلیوم تزریق می‌شود. جدول ۲۰-۴ تعدادی از مواد به کار رفته جهت عایق کاری مخازن موتورهای سوخت مایع را نشان می‌دهد.

جدول ۲۰-۴: مواد عایق‌کاری مخزن (خواص در دمای اتاق) (۴)

نام فوم	واحد	ایزوسیانات ^۱	PU ^۲	پلی استیرن	ایزولان ^۳	PEI ^۴ 60
چگالی	kg/m ³	۳۲-۸۰	۳۵-۶۵	۱۶	۴۰	۶۹/۴
ضریب رسانایی	W/m.K	۰/۰۳۳-۰/۰۳۹	۰/۰۲-۰/۰۲۶	۰/۰۲۹-۰/۰۳۹	۰/۰۱-۰/۰۳	۰/۰۳۲
بازده حرارتی						۰/۴۵
مقاومت فشاری	MPa	۰/۱۵-۰/۶	۰/۲-۰/۲۹	۰/۰۶		۰/۸۲
مقاومت کششی	MPa		۰/۳۴-۰/۵۷	۰/۱۴		۱/۸۶
محدوده دمایی	K				۲۳-۲۹۰	

^۱ Isocyanate (fenolic foam)

^۲ Polyurethane

^۳ Isolan

^۴ Polyetherimide/polyether sulphone foam

از این ماده زمانی استفاده می‌شود که ماده هم در معرض دماهای بالا و هم پایین قرار بگیرد.

۴-۴-۶. مسائل خاص در طراحی مخازن برای پیشران قابل ذخیره

در صورتی که مخازن از مواد سازگار با پیشران مورد نظر ساخته شود، بیشتر پیشران قابل ذخیره به مدت زیاد در مخازن قابل نگه‌داریند. به منظور جلوگیری از تجزیه و خوردگی مخزن، دیواره مخزن باید بسیار صاف و تمیز باشد.

یکی از مهمترین مسائل در طراحی این مخازن عدم نیاز به تعمیر و نگهداری است. مخازن ساخته شده با جوشکاری صرف چنین امکانی را به ما می‌دهند. به منظور عایق‌کاری، در ورودی و خروجی مخازن شیرهای پیروتکنیک و یا دیافراگم‌های انفجاری نصب می‌شود. همچنین مسیرهای پرکردن مخزن نیز پس از پر شدن آن درپوش‌گذاری شده و جوشکاری می‌شوند. مخازن سری نسبت به مخازن موازی مزیت بیشتری نشان می‌دهند زیرا مواد پیشران را بسیار بهتر در حین حمل و نقل و نگهداری از هم جدا می‌کنند. در برخی طرح‌ها از یک عدسی مشترک در مخازن استفاده می‌شود که می‌تواند اختلاف فشار حاصل از فشارگذاری متفاوت دو مخزن را تحمل کند.

در ساخت مخازن پیشران خصوصاً برای پیشران‌های قابل ذخیره باید از جوشکاری با نفوذ کامل^۱ استفاده کرد. چنین جوشی تا عمق اتصال نفوذ می‌کند. به منظور اطمینان از عمق جوش تمامی اتصالات باید از طریق مواد رنگی و اشعه ایکس چک شوند. در حالتی که مخازن سوخت و اکسیدکننده مرز مشترک دارند، باید از اتصال با یک جوش خودداری کرد و از چند اتصال جوشکاری شده استفاده کرد.

مخزن قبل از استفاده باید با یک حلال و در برخی موارد اسید یا باز شسته شود تا از آلودگی‌هایی که بعداً منجر به خوردگی می‌شوند و یا با پیشران‌ها واکنش می‌دهند پیشگیری کند.

^۱ Full Penetration Welding

۴-۴-۷. مسائل خاص در طراحی مخازن برای پیشران سرمازا

با توجه به دمای پایین مخازن پیشران سرمازا، خواص مواد سازنده مخزن در دمای کاری مخزن باید بررسی شوند. همچنین اثر گرادیان دما و تنش‌های حاصله از آن، افزایش فشار مخزن در اثر بخار شدن بخشی از مواد سرمازا و همچنین عایق کاری دیواره‌ها نیز از مسائل مؤثر هستند.

اطلاع از مقاومت ماده، شکنندگی و حساسیت مواد به فرورفتگی در دماهای مواد سرمازا (مانند ۲۵۲- درجه سلسیوس برای هیدروژن) در انتخاب مواد مؤثرند. در کل آلیاژهای آلومینیوم و برخی فولادها در این دماها خواص مناسب را نشان می‌دهند. بررسی تنش‌های دمایی با بررسی گسسته گرادیان دما در قسمت‌های مختلف مخزن امکان‌پذیر است. قابلیت شیرهای رفع فشار^۱ نیز باید بر مبنای ماکزیمم نرخ تبخیر پیشران در سطح زمین و شرایط کاری وسیله تعیین شود.

مشکل‌ترین ماده سرمازا هیدروژن مایع است که دمای کاری بسیار پایینی داشته و حجم مخصوص بالایی دارد. یکی از مشکلات مهم با این مخازن عایق کاری آنهاست که تبدیل به یکی از بحرانی‌ترین مسائل طراحی چنین مخازنی می‌شود.

۴-۴-۸. وسایل دفع پیشران^۲

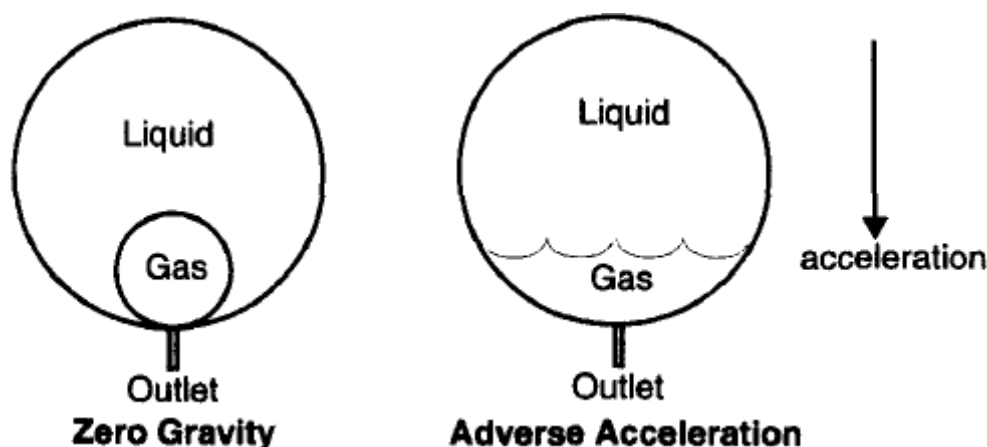
فشار اعمال شده از طریق سیستم فشارگذاری در مخزن توسط یک دیفیوزر فشاری پخش می‌شود.

مخازن نه تنها باید پیشران را نگهداری کنند، بلکه باید بتوانند مصرف سوخت را در طول انجام مأموریت مدیریت کنند. بخشی از این وظیفه مستلزم رساندن پیشران بدون گاز به موتور و خالی کردن حداکثر پیشران از مخزن به منظور کاهش پیشران باقی‌مانده است. همچنین پیشران داخل مخزن نباید نیرو و ممان به سازه سامانه فضایی وارد کنند زیرا این بارها ممکن است بر روی سیستم کنترل وضعیت سامانه فضایی تأثیر بگذارد. به دلیل تغییر شتاب سامانه در طول مأموریت، مدیریت پیشران مشکل می‌شود. سامانه‌ای که روی پایگاه پرتاب قرار دارد در یک محیط با شتاب 1g است. در طول مراحل بالا رفتن و خروج از جو،

^۱ Relief Valve

^۲ Propellant-expulsion devices

شتاب‌ها به چندین برابر شتاب گرانش زمین می‌رسد. مانورهای مداری معمولاً دارای شتاب‌هایی کمتر از شتاب جاذبه زمین هستند. شتاب سامانه در مدار می‌تواند از $0/1$ تا یک میلیونیم شتاب جاذبه زمین باشد.



شکل ۴-۵۹: مشکل سوخت‌رسانی که نیاز به مدیریت سوخت را روشن می‌کند. در شتاب منفی یا صفر، گاز می‌تواند در

خروجی مخزن قرار گیرد و مانع کار درست موتور شود. (۳)

شکل ۴-۵۹ مشکل سوخت‌رسانی را نشان می‌دهد. این شکل مخزن یک پیشران مایع را نشان می‌دهد که دارای یک حباب گاز فشارگذار است. اگر در طول مأموریت شتاب کاهش یابد، پیشران و حباب گاز می‌توانند جابجا شده و در پایان حباب گاز بالای خروجی مخزن قرار گیرد. اگر در این حال موتور روشن باشد، گاز را به درون خود کشیده و دچار بدسوزی شده، از تنظیم خارج می‌شود. در نتیجه به وسایلی جهت دفع پیشران نیاز است. این وسائل باید به گونه‌ای مانع از اختلاط گاز فشارگذار و پیشران شوند.

یکی از روش‌های ساده برای پیشگیری از این مشکل داشتن یک شتاب کوچک دائمی در راستای محور مخزن است. در مراحل بالای ماهواره‌برها از این روش (توسط استفاده از یک موتور سوخت جامد کوچک) استفاده می‌شود.

وسایل دفع ماده سوختی (مدیریت سوخت) می‌توانند مثبت^۱ یا غیرفعال^۲ باشند. این وسایل باید به طریقی ماده سوختی را وادار کنند که در محدوده خروجی مخزن باقی بماند. روش‌های مثبت از یک مانع فیزیکی

^۱ Positive

^۲ Passive

بین ماده سوختی و گاز فشار گذار استفاده می‌کنند مانند بادکنک^۱ها، پیستون‌ها، دیافراگم^۲ها یا بلوز^۳. شکل ۴-۶۰ شماتیکی از روش‌های دفع مثبت را نشان داده و جداول ۴-۲۱ به مقایسه آن‌ها می‌پردازد. استفاده از یک سفینه یا مرحله چرخان نیز در رده روش‌های مثبت می‌گنجد زیرا یک شتاب محلی به عمده ایجاد می‌شود تا ماده سوختی را در خروجی نگاهدارد. وسایل غیرفعال از کشش سطحی برای نگاهداشتن سیال در تماس با خروجی استفاده می‌کنند. نمونه‌های این وسایل پره^۴، صفحات پرزدار^۵ و پرده^۶ها هستند.

جداول ۴-۲۱: مقایسه وسایل مثبت مدیریت پیشران

مزایا	دیافراگم فلزی	دیافراگم چرخان ^۷
بازده حجمی بالا کنترل پذیری بیشتر مرکز جرم حجم خالی مخزن ندارد درزگیرهای لغزشی نیاز ندارد	جرم کم هزینه کم اختلاف فشار کمی نیاز دارد	
معایب	حجم بالا هزینه بالا فشار بالا جهت دفع برای هندسه‌های خاص بهینه می‌شود	بازرسی جوش کاری‌های داخلی سخت است
موارد استفاده	کنترل و مانور فضاپیماها ماهواره‌برها مراحل بالا موشک‌ها	سامانه‌های ضد موشکی موشک‌های مانوری

¹ Bladder

² Diaphragm

³ Bellows

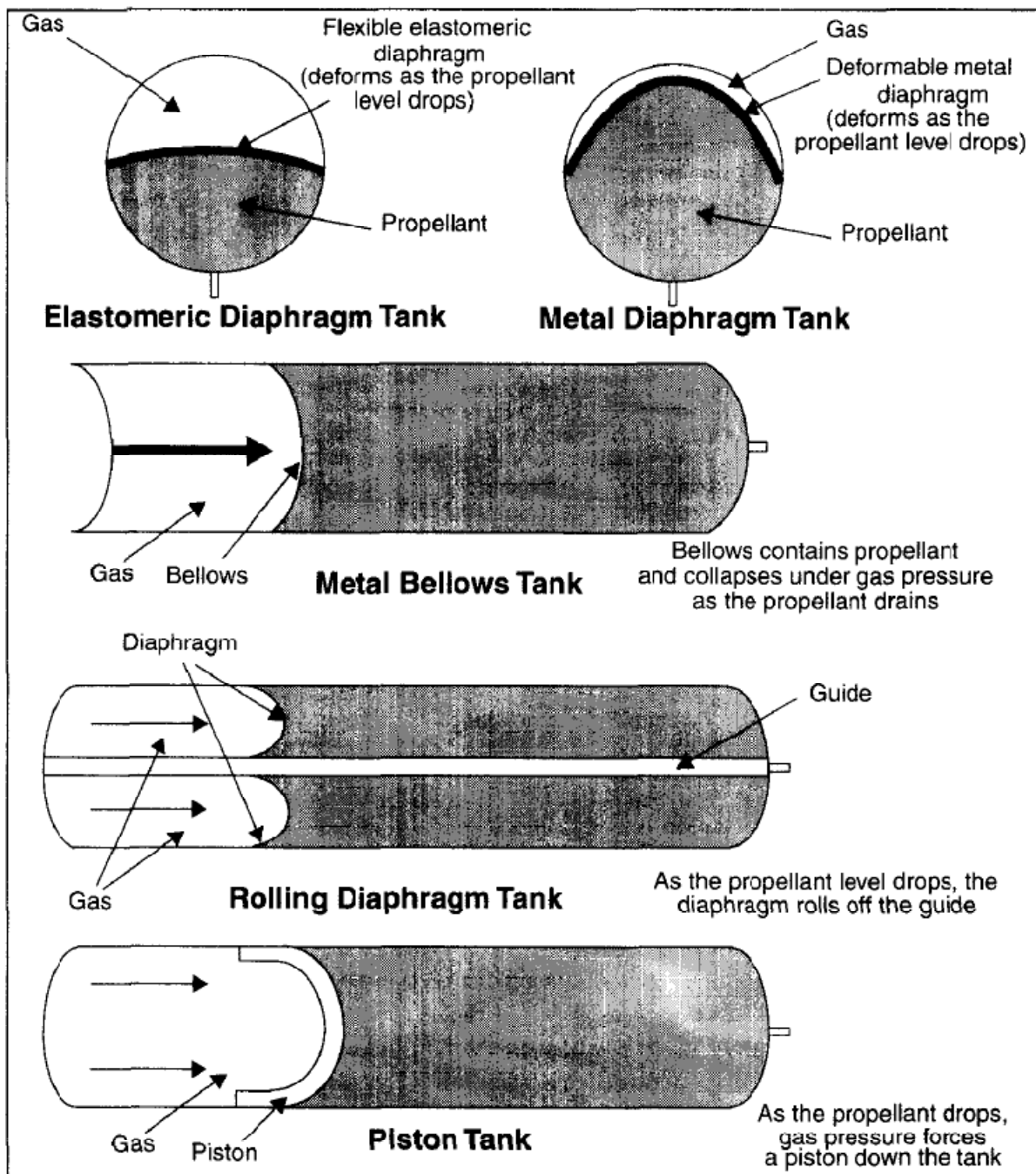
⁴ Vane

⁵ Porous sheets

⁶ Screen

⁷ Rolling diaphragm

بلوز فلزی	پیستون	دیافراگم لاستیکی	
مرکز جرم درزگیرهای لغزشی نیاز ندارد با اکثر سوخت‌ها قابل استفاده است با گازهای بی‌اثر درزگیری می‌شود	داده‌های زیادی موجود است اختلاف فشار کمی نیاز دارد طراحی به راحتی با بزرگ‌شدن مخزن وفق داده می‌شود	داده‌های زیادی موجود است اختلاف فشار کمی نیاز دارد به چرخه موتور وابسته نیست بازده دفعی بالا	مزایا
جرم بالا هزینه بالا با هر چرخه‌ای قابل استفاده نیست بازده حجمی پایین	هزینه بالا بازده حجمی کم تلورانس‌های حساس در پوسته	با هر سوختی قابل استفاده نیست	معایب
موشک‌ها فضاپیماها ماهواره‌ها	موشک‌های پرشتاب	کنترل و مانور فضاپیماها ماهواره‌ها مراحل بالا	موارد استفاده



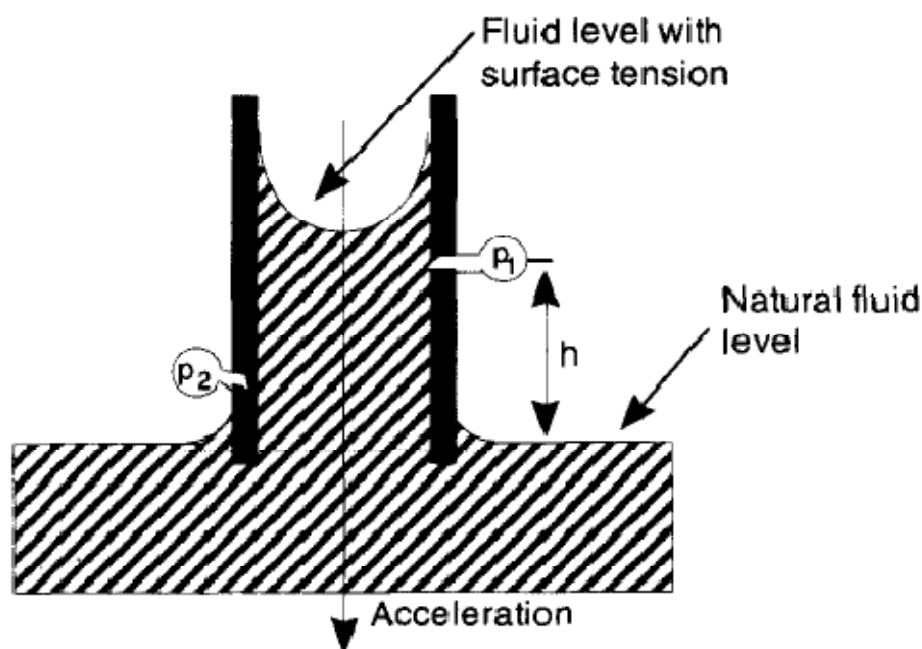
شکل ۶۰-۴: وسایل دفع مثبت برای مدیریت پیشران. یک مانع فیزیکی بین گاز فشارگذار و ماده سوختی اطمینان می‌دهد

که گاز به اشتباه وارد موتور نمی‌شود. (۳)

وسایل دفعی همچنین باید بتوانند در حضور شتاب‌های عرضی نیز پیشران را بدون گاز انتقال دهند. در مرحله بالا رفتن معمولاً شتاب راکت در راستای محور آن است. شتاب‌های جانبی می‌توانند تا ۱۰ درصد شتاب محوری برسند. در راکت‌های نظامی معمولاً این شتاب‌ها بالاتر است. وقتی سامانه در مدار قرار گرفت،

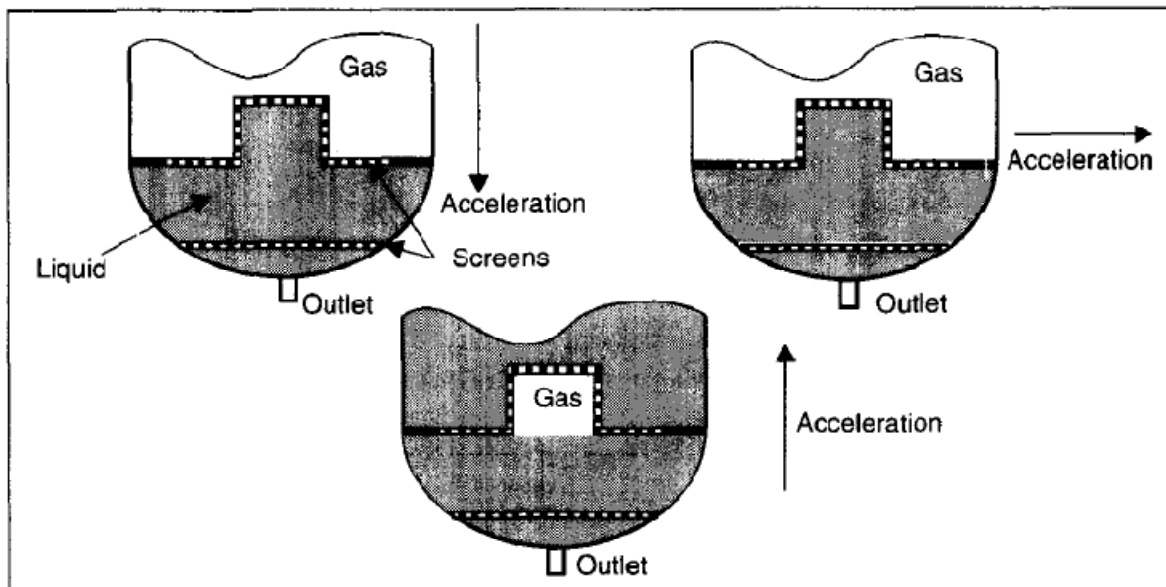
این شتاب‌ها می‌توانند در هر جهت قرار گیرند زیرا سیستم کنترل وضعیت باید بتواند اغتشاشات تصادفی را تصحیح کند. وسایل دفع مثبت می‌توانند پیشران را در شتاب‌های عرضی چند دهم شتاب گرانش زمین نگاهدارند. با آنکه این روش‌ها احتمال رسیدن گاز به موتور را کاهش می‌دهند، اما وزن و پیچیدگی بالاتری دارند. وسایل پیستونی اجزای زیادی داشته و وزن را افزایش می‌دهند. بادکنک‌ها باید بتوانند به دیواره مخزن پیوند بخورند و مواد سازنده آن‌ها باید خواص خود را در طول مأموریت و در برابر پیشران خورنده نگاهدارد. وزن، پیچیدگی و طول عمر سیستم با توجه به هزینه آن‌ها از مواردی است که یک مهندس پیشران باید در سبک و سنگین کردن‌هایش مدنظر قرار دهد.

وسایل غیرفعال دفع پیشران از اثر کشش سطحی برای کنترل محل سطوح بدون مایع استفاده می‌کنند. شکل ۴-۶۱ اثر کشش سطحی را نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که چگونه می‌توان با استفاده از اثر کشش سطحی در حضور یک شعاع انحنا که توسط هندسه مرزها ایجاد می‌شود، یک اختلاف فشار را پشتیبانی کرد.



شکل ۴-۶۱: آزمایشی برای نمایش اثر کشش سطحی برای استفاده در وسایل دفع سوخت غیرفعال. با آنکه شتاب موجود است، اما باز هم کشش سطحی امکان ایجاد یک اختلاف فشار را می‌دهد. فشار نقطه ۱ کمتر از ۲ است (۳).

در طراحی وسایل دفع غیرفعال از این مفهوم به صورت عکس استفاده می‌شود. با ایجاد یک شعاع انحنا در مرز سیال با استفاده از پره‌ها یا صفحات، می‌توان یک اختلاف فشار بین مایع و گاز ایجاد کرد. این باعث جداسازی گاز فشارگذار از پیشران شده و حباب گاز را از بخش‌های خاصی از مخزن، من جمله خروجی، جدا می‌کند. حتی می‌توان از سخت افزارهایی استفاده کرد که در برابر مقدار خاصی شتاب عرضی یا منفی ایستاده و در برابر مقادیر دیگر حرکت کنند. شکل ۴-۶۲ این ایده‌ها را نشان می‌دهد. شتاب‌های عرضی که وسایل غیرفعال می‌توانند تحمل کنند بسیار پایین‌تر از روش‌های مثبت است. می‌توان از پره‌ها برای $0/001$ شتاب گرانش، از ورق‌های پرزدار برای $0/01$ شتاب گرانش و از پرده‌ها برای چند برابر شتاب گرانش زمین، شتاب عرضی استفاده کرد. البته استفاده از پرده‌ها به معنی افزایش وزن سیستم است. یک روش این است که از پرده‌ها در نزدیکی خروج مخزن به عنوان یک سبد شروع^۱ استفاده می‌کنند و پیشران را از باقی روش‌ها مثل پره‌ها به این سبد می‌رسانند.



شکل ۴-۶۲: طراحی وسایل دفع غیرفعال برای ایستادن یا حرکت کردن در شتاب‌های خاص (۳).

^۱ Start basket

۵-۴. سیستم فشارگذاری

با توجه به اینکه پیشران باید از مخازن شروع به حرکت کنند، فشار مخازن باید به حدی باشد که بتواند بر نیروهای مقاومتی حاصل از شیرها، فیلترها و لوله‌کشی‌ها گذشته و به موتور یا پمپ برسد.

در سیستم‌های پمپ‌دار، هد فشاری مثبت خالص تنظیم شده به این معنی است که یک مخزن با گاز پرفشار، فشار مخازن پیشران را ثابت و بالاتر از حداقل فشار ورودی پمپ (که ناشی از قید عدم کاویتاسیون است) نگاه می‌دارد. در سیستم اتوجنس از مواد حاصل از احتراق برای تثبیت فشار مخازن پیشران استفاده می‌شود. در این حالت یا یک مسیر جداگانه از محفظه احتراق به مخازن می‌رود و یا از یک پیش‌سوزاننده^۱ استفاده می‌شود. حتی می‌توان از محصولات یک مولد گاز بدین منظور استفاده کرد. راه حل دیگر ترکیب مقدار کمی سوخت با یک اکسیدکننده هایپرگولیک^۲ به منظور ایجاد محصولات احتراقی جهت فشارگذاری است که البته این روش معمولاً مورد استفاده قرار نمی‌گیرد. جهت انتخاب باید بین سادگی و وزن اضافه سیستم هد فشاری تنظیم شده و سبکی و پیچیدگی در مسیرهای جریان و مدیریت انتقال حرارت فشارگذاری اتوجنس یکی را انتخاب کنیم.

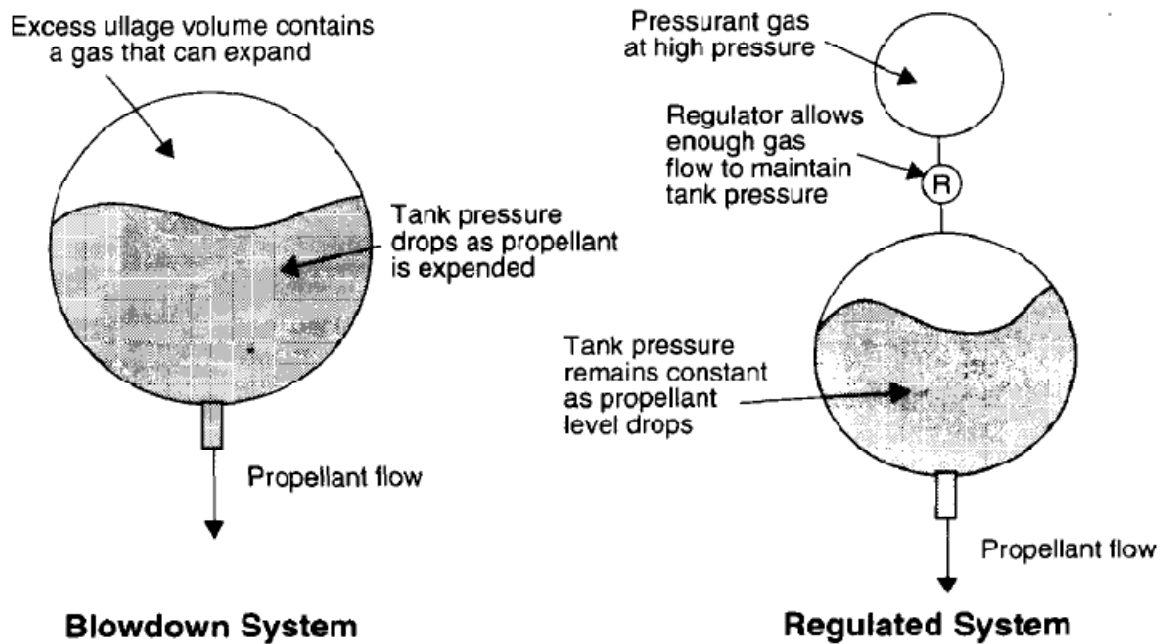
در سیستم‌های سوخت‌رسانی فشاری نیز همین مسائل مطرح است. باید بین سیستم فشارگذاری تنظیم شونده (فشارگذاری سرد) و یا دمیدنی^۳ انتخاب کنیم. معمولاً این انتخاب بر مبنای مأموریت صورت می‌گیرد. در سیستم‌های تنظیم شونده فشار مخزن تقریباً ثابت است و در نتیجه فشار موتور در طول زمان کار آن ثابت می‌ماند. در سیستم‌های دمیدنی، فشار مخزن و نیروی پیشران با گذشت زمان افت می‌کند. سیستم دمیدنی ساده‌تر بوده، اجزای کمتری داشته و معمولاً وزن کمتری دارد اما تقریباً در سامانه‌های ماهواره‌بر استفاده نمی‌شود.

^۱ Preburner

^۲ Hypergolic

مواد هایپرگولیک موادی هستند که در اثر ارتباط با هم بدون نیاز به جرقه و گرما واکنش می‌دهند.

^۳ Blow down



شکل ۴-۶۳: نمایی از سیستم‌های فشارگذاری تنظیم شونده و دمیدنی (۳)

۱-۵-۴. فشارگذاری با استفاده از گاز ذخیره شده

از گاز ذخیره شده در یک مخزن می‌توان برای فشارگذاری در حالت دمیدنی و یا فشار تنظیم شونده استفاده کرد. بهترین گاز برای فشارگذاری هلیوم است که بی اثر بوده و جرم کمی هم دارد. اما هزینه آن بیشتر است. دیگر گازهای مورد استفاده، نیتروژن، هیدروژن (برای هیدروژن مایع) و اکسیژن (برای فشارگذاری اکسید کننده ها) می باشند. تازه‌ترین روش که در مراحل آزمایشی قرار دارد استفاده از یک گاز حل شده در نوع خاصی از پیشران مایع است. جدول ۲۲-۴ خواص تعدادی از گازهای به کار رفته جهت فشارگذاری را نشان می‌دهد.

جدول ۲۲-۴: خواص تعدادی از گازهای به کار رفته در فشارگذاری

واحد	جرم مولی kg/kmol	نسبت گرماهای	گرمای ویژه در فشار kJ/kg.K	چگالی kg/m ³	ویسکوزیته 10 ⁻⁶ Pa.s	ضریب 10 ⁻³ W/m.K	هزینه (۲۰۰۴) \$/kg
H ₂	۲/۰۱۶	۱/۴۱	۱۴/۳	۰/۰۹۰	۸/۴	۱۷۴	-
He	۴/۰۰۲۶	۱/۶۶	۵/۱	۰/۱۷۹	۱۸/۶	۱۴۴	۲۳/۵
NH ₃	۱۷/۰۳۱	۱/۳۲	۲/۰۶	۰/۷۷	۹/۲	۲۲	-
N ₂	۲۸/۰۱۳۴	۱/۴۲	۱/۰۴	۱/۲۵	۱۷	۲۴	۰/۱۱
CO ₂	۴۴/۰۰۹	۱/۳۱	۰/۸۲	۱/۹۸۶	۱۳/۹	۱۴	-
Ar	۳۹/۹۴۸	۱/۶۶	۰/۵۲	۱/۷۸	۲۱	۱۶	۰/۶۴
Xe	۱۳۱/۵	۱/۶۶	۰/۱۶	۵/۹	۲۱	۵/۲	۲۹/۵-۳۳/۵

۱ در صفر درجه سلسیوس

۲ در یک بار و صفر درجه سلسیوس

معمولاً فشار اولیه و نهایی سیستم فشارگذاری را می‌دانیم. فشار اولیه معمولاً ۲۱ مگاپاسکال است ولی تا ۶۰ مگاپاسکال نیز دیده شده است. فشار نهایی حدوداً فشار خود مخزن سوخت یا اکسید کننده است. دمای اولیه نیز معمولاً دمای وسیله نقلیه است. در سیستم‌های کنترل وضعیت، مواد پیشران به کندی تخلیه شده و انتقال حرارت باعث ثابت ماندن دما می‌شود. برای نیروهای پیشران با زمان طولانی تر، زمان برای انتقال حرارت کوتاه است. برای این سیستم‌ها ما تغییرات دما را آیزنتروپیک در نظر می‌گیریم. داریم:

$$T_f = T_i \left(\frac{P_f}{P_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (۴-۱۱۸)$$

که در آن T_f دما در پایان سوزش، T_i دمای اولیه گاز، P_f فشار نهایی گاز، P_i فشار اولیه گاز و γ پارامتر آیزنتروپیک گاز فشارگذاری است.

با استفاده از قانون گازهای کامل می‌توان جرم گاز را بدست آورد:

$$m_{press} = \frac{V_{press} P_f}{RT_f} \quad (۴-۱۱۹)$$

که در آن V_{press} حجم نهایی مورد نیاز از گاز فشارگذار، m_{press} جرم مورد نیاز از ماده فشار گذاری و R ثابت گاز $(R = \frac{8314}{M})$ به ژول بر کیلوگرم درجه کلوین که M جرم مولی گاز بر حسب کیلوگرم بر کیلومول است). معمولاً حجم نهایی ماده فشار گذار برابر حجم مخازن مواد پیشران به علاوه حجم مخزن نگهداری ماده فشار گذار است. با توجه به ندانستن حجم اخیر نیاز به سعی و خطاست. یک سعی و خطای پیشنهادی به صورت زیر است:

۱. فرض می کنیم حجم مخزن ماده فشار گذار صفر است.
 ۲. حجم ماده فشارگذار را برابر جمع حجم مخازن مواد پیشران و حجم مخزن ماده فشار گذار می گیریم.
 ۳. جرم ماده فشارگذار را بدست می آوریم.
 ۴. حجم مخزن لازم برای نگهداری این جرم گاز را از قانون گاز های کامل بدست می آوریم.
 ۵. مرحله ۲ را ادامه می دهیم تا به یک جواب همگرا شود.
- معمولاً برای مخزن گاز فشارگذار از ماده تیتانیوم استفاده می شود، که دارای ضریب جرم مخزن ۶۳۵۰ متر (با احتساب ضریب اطمینان) می باشند. هندسه این مخازن همانند هندسه مخازن عادی محاسبه می شود. در برخی موارد از یک مخزن برای فشارگذاری هر دوی سوخت و اکسید کننده (در صورت یکسان بودن فشار مخازن آنها) استفاده می شود.
- می توان از روش زیر نیز به منظور تعیین ابعاد سیستم فشارگذار استفاده کرد:

$$P_{g,0}V_g^\gamma = P_{g,f}V_g^\gamma + P_lV_l^\gamma \quad (4-120)$$

که در آن $P_{g,0}$ فشار اولیه گاز فشارگذار، $P_{g,f}$ فشار نهایی گاز فشارگذار، P_1 فشارکاری مخازن سوخت، V_L حجم مخازن سوخت و V_g حجم گاز مورد نیاز است. با حل این معادلات می‌توان حجم گاز مورد نیاز را بدست آورد.

۲-۵-۴. فشارگذاری اتوجنس (دمش شیمیایی)

برای فشارگذاری اتوجنس، باید به اندازه کافی محصولات احتراق تولید کنیم تا حجم مخزن را پر کرده و آن را به فشار و دمای مورد نظر برسانیم. نوع گازهای حاصل را بررسی‌های ترموشیمیایی تعیین می‌کند. وقتی خواص این گازها را داشته باشیم، می‌توانیم به روشی مانند روش بالا بررسی‌ها را انجام دهیم.

۶-۴. سیستم سوخت‌رسانی

سیستم سوخت‌رسانی شامل تمامی اجزایی است که بین مخازن و محفظه احتراق قرار می‌گیرند. در اینجا تنها به بررسی مسیرهای سوخت‌رسانی و شیرها و عملگرهای مورد نیاز می‌پردازیم.

ابعاد مسیر سوخت‌رسانی با توجه به افت فشار و با فرض سرعت ۱۰ متر بر ثانیه برای جریان، با استفاده از معادله پیوستگی و فرض مقطع دایروی قابل محاسبه است.

$$A_c = \frac{\dot{m}}{\rho v} \quad (4-121)$$

$$D_c = 2 \sqrt{\frac{A_c}{\pi}} \quad (4-122)$$

اجزای سیستم سوخت‌رسانی عبارتند از:

- لوله‌ها

لوله‌ها انتقال‌دهنده پیشران هستند. ما همیشه به دنبال کوتاه‌ترین و کم حجم‌ترین لوله‌ها هستیم.

اما لوله‌ها باید به اندازه کافی طویل و انعطاف‌پذیر باشند که بتوانند در برابر ارتعاشات، انبساط و

انقباض دمایی و حرکات از پیش تعیین شده مقاومت کنند. همچنین باید تحمل فشار و خوردگی را داشته باشند.

- شیرهای پر و خالی کردن مخازن

- شیرهای روشن و خاموش کننده

این شیرها جهت کنترل سیستم به کار می‌روند. در سیستم‌هایی که گازخور نیستند، این شامل یک شیر ساده است که می‌تواند جریان را متوقف یا آغاز کند. در سیستم‌های گازخور این شیرها ممکن است با شیرهای کنترلی ترکیب شده و یا جداگانه به کار روند. در تراسترهای با پیشران تک مؤلفه-ای معمولاً این شیرها جزئی از خود تراستر هستند.

- شیرهای کنترلی

این شیرها با تغییر توزیع فشار در سیستم سوخت‌رسانی با استفاده از یک محدود کننده دبی جرمی پیشران را تغییر می‌دهند. در حقیقت محدودکننده یک افت فشار برگشت‌ناپذیر ایجاد می‌کند که منجر به کاهش دبی جرمی می‌شود.

- شیرهای جداکننده^۱

این شیرها برای اتصال، جداسازی و یا رد کردن اجزای اضافی به کار می‌روند. مثلاً در صورت آسیب دیدگی یک مخزن، با استفاده از چنین شیری، آن مخزن از کل سیستم جدا می‌شود تا سیستم بتواند به مأموریت خود ادامه دهد.

- شیرهای یک طرفه^۲

^۱ Isolation valves

^۲ Check valves

این شیرها تنها اجازه می‌دهند که جریان در یک جهت عبور کند و در جهت مخالف اجازه عبور به جریان نمی‌دهند.

- تنظیم‌کننده فشار

این اجزا فشار مخازن را در حد خاصی نگاه می‌دارند. ممکن است این اجزا به صورت مکانیکی فعال شوند و یا با کامپیوتر کنترل شوند. از این طریق در حقیقت جریان را نیز می‌توان کنترل کرد.

- فیلترها

- سنسورها

سنسورهای فشار و دما به منظور نظارت بر عملکرد سیستم استفاده می‌شوند. معمولاً سنسورهای دمایی نصب می‌شوند تا قبل از پرواز از دمای مناسب مواد پیشران و سایر اجزا اطمینان حاصل شود. سنسورهای فشاری به منظور عیب‌یابی استفاده می‌شوند.

- گرمکن‌ها

بسیاری از اجزا نمی‌توانند در محیط سرد فضا فعالیت کنند. مواد پیشران ممکن است یخ بزنند و از طرفی بسیاری از مواد به دما حساسند. معمولاً گرمکن‌ها به همراه سنسورهای دمایی نصب می‌شوند. وزن لوله‌کشی یعنی وزن لوله‌ها و شیرها را می‌توان با استفاده از روابط زیر تخمین زد.

- در سامانه‌های فضایی با وزن مخزن بین ۱۲۵-۳ کیلوگرم

$$M_{plumbing} = 0.148M_{tank} + 2.03 \quad (4-123)$$

که در آن وزن مخزن بر حسب کیلوگرم می‌باشد.

- در سیستم‌های کنترل نیروی پیشران

$$M_{plumbing} = 7 - 17.5 \times M_{RCS} \quad (۴-۱۲۴)$$

۴-۷. تخمین وزن سیستم کنترل بردار نیروی پیشرانش و وضعیت

در زمینه این سیستمها در فصل ۶ توضیحات مفصل داده خواهد شد. جرم وسائل تنظیم برداری نیروی پیشرانش پس از تخمین وزن اجزای سازه‌ای و به صورت زیر تخمین زده می‌شود. W_E در رابطه زیر وزن تخمین زده شده از طریق رابطه آماری است.

$$W_{TVC} = W_E - W_{chamber} - W_{nozzle} - W_{turbopump} \quad (۴-۱۲۵)$$

۴-۸. رام‌های موتور

تعیین وزن و پیکربندی اجزایی که برای اتصال و نگاهداری موتور و اجزای آن به کار می‌روند در طراحی اولیه بسیار سخت است و نیاز به بررسی‌های دقیق سازه‌ای دارد. معمولاً جرم رام‌ها (پایه‌های سازه‌ای) برابر ۱۰ درصد کل جرم خشک تخمین زده شده برای مرحله (وزن مرحله منهای وزن سوخت و مواد فشارگذار) در نظر گرفته می‌شود. معمولاً اجزای سازه‌ای به صورت خرپا و یا پوسته تنشی/استرینگر^۱ ساخته می‌شوند. تعیین چگونگی اتصال در طراحی اولیه پیچیده است.

۴-۹. موتورهای سوخت جامد

طراحی موتورهای سوخت جامد پیچیدگی‌های خاص خود را دارد. با توجه به کاربرد کمتر این موتورها در ماهواره‌برها و عملکرد پایین‌تر آن‌ها، در این پروژه به آن‌ها پرداخته نخواهد شد. این موتورها معمولاً به عنوان یک مرحله برای یک سامانه طراحی شده و بعد و سامانه‌های دیگر در صورت امکان استفاده می‌شوند. در نتیجه در اینجا تنها می‌توانیم فرض کنیم که موتور انتخاب شده قابلیت تحمل بارهای وارده را دارد. برای اطلاع بیشتر در رابطه با این موتورها می‌توان به (۲) و (۳) مراجعه کرد.

¹ Stressed skin/stringer

۴-۱۰. بررسی‌های سازه‌ای دیگر

در قسمت‌های قبلی بخش‌های سازه‌ای اصلی ماهواره‌بر توضیح داده شدند. در این قسمت به توضیح اجزای سازه‌ای جانبی خواهیم پرداخت. با توجه به آن‌که به بررسی اتصالات و سازه بین مراحل و برخی دیگر از اجزای سازه‌ای نپرداختیم، بهتر است که درصدی (۵ تا ۱۰ درصد) به وزن تخمین زده شده از روش بالا بیفزاییم و یا حداقل پوسته با ضخامت محفظه را تا انتهای موتور ادامه دهیم.

۴-۱۰-۱. قفسه دم

به قسمتی که موتور در آن نصب می‌شود، قفسه دم می‌گویند. وظیفه آن محافظت از اجزای سیستم پیش‌ران، تحمل وزن در لحظه استارت برای مرحله اول، دربرگیری اجزای سیستم کنترلی شامل المان‌ها و عملگرها و ایجاد امکان عملکرد صحیح برای آن‌ها است. برای این قسمت از نظر شکل هندسی ممکن است از افزایش قطر استفاده شود. چنین افزایش قطری که به آن flare می‌گویند منجر به افزایش پایداری ماهواره‌بر می‌شود. در طمینه flare در مرجع (۱۰) اطلاعات تکمیلی ارائه شده است.

۴-۱۰-۳. جدایش و تجهیزات آن

به منظور جدایش اجزا از یک ماهواره‌بر باید اتصالات آن اجزا به سامانه اصلی به طریقی قطع شود. روش‌های متداول عبارتند از:

- پیچ‌های انفجاری

این پیچ‌ها ساده و ارزان هستند. اما با توجه به انفجاری بودنشان قابلیت اطمینان پایینی دارند.

- سیستم‌های فنی

در این روش از فنرهای فشرده شده استفاده می‌شود. دستور جدایش باعث قطع فشردگی بر فنر می‌شود که این به نوبه خود باعث رها شدن فنر و قطع اتصال می‌شود. معمولاً تجهیزات فنی به صورت بلوکی تهیه شده و دارای پیچی با قابلیت کنترل نیروی جدایش هستند. مشکل این وسائل ایجاد فضای خالی بین دو مرحله است.

- استفاده از عملگرهای پنوماتیکی

در این روش یک عملگر پنوماتیکی جدایش را انجام می‌دهد. در این حالت بین دو مرحله فضای خالی به وجود نیامده و همچنین نیروی جدایش به صورت تدریجی بر سیستم وارد می‌شود. مشکل این روش تنظیم چند عملگر این چینی برای اعمال همزمان یک نیروی یکسان به منظور جدایش است.

• تجهیزات جدایش مرکزی

از این روش به منظور کاهش نیروی خارج از مرکز جدایش (که منجر به اغتشاش می‌شود) استفاده می‌شود. در این روش یک سامانه نزدیک به محور بدنی عملیات جدایش را انجام می‌دهد. در واقع از یک عضو داخلی به منظور اتصال و جدایش استفاده می‌کنیم. این روش می‌تواند به منظور جدایش محموله مد نظر قرار گیرد. این روش قابلیت اطمینان بالایی دارد، اما فضای زیادی را اشغال کرده و نصب و تنظیمش ساده نیست.

روش‌های جدایش را به دو نوع گرم و سرد تقسیم می‌کنند. در روش جدایش سرد، در حین جدایش موتور هر دو مرحله خاموش هستند. در جدایش گرم، موتور مرحله اصلی که قرار است به مسیر ادامه دهد و یا موتورهای ترمزی مرحله جدا شده روشن می‌شوند.

معمولاً سازه بین مراحل به صورت جدا از دو مرحله ساخته شده و از نظر سازه‌ای مقاوم‌تر است. همچنین بسته به روش جدایش نیز نوع طراحی آن تغییر می‌کند. در بررسی‌های فعلی این سازه را در نظر نمی‌گیریم.

۴-۱۰-۴. پوشش محموله^۱

پوشش‌های محموله به منظور حمایت از محموله در برابر نیروهای آیرودینامیکی و گرمایش استفاده می‌شوند. به همین دلیل پس از خروج از ناحیه اتمسفر غلیظ (حدود ۱۰۰ کیلومتری) پوشش محموله جدا می‌شود. البته در واقع معیار اصلی جدایش پوشش محموله کاهش مقدار فشار دینامیکی از حدی معین و همچنین کاهش گرمایش آیرودینامیکی از حدی معین است. پوشش محموله‌ها را از پنل‌های ساندویچی^۲

^۱ Fairing

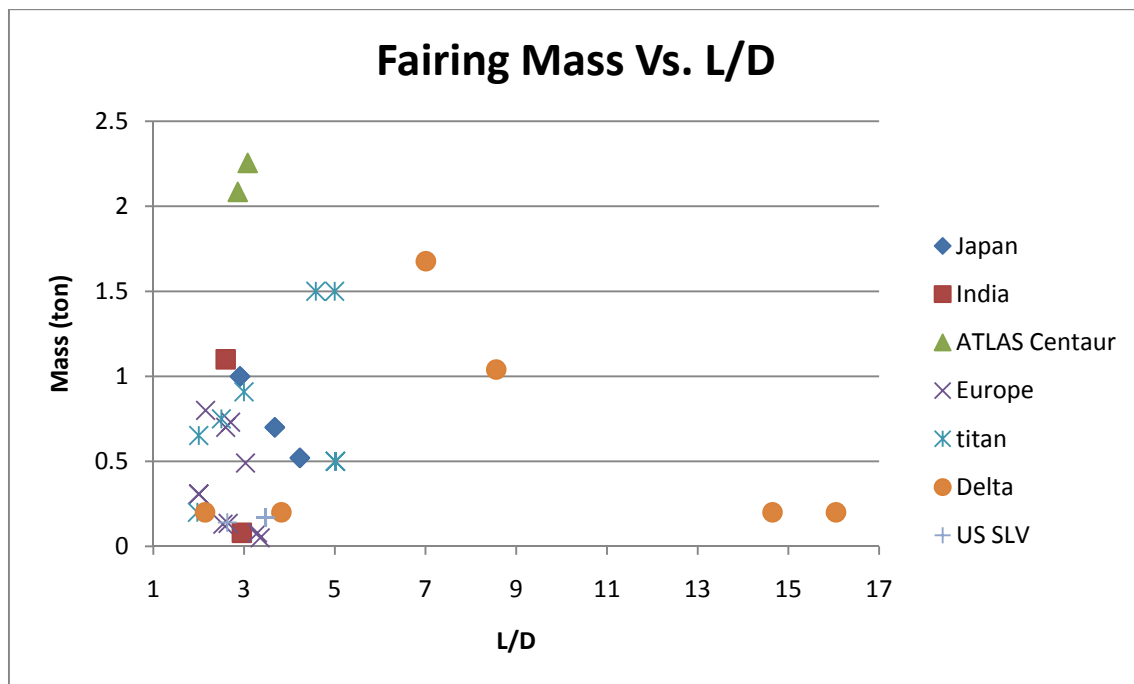
^۲ Sandwich Panel

کامپوزیتی، پنل‌های کندوی عسلی^۱ و فلزاتی نظیر آلومینیوم می‌سازند. در مراحل طراحی گرمایش و اختلاف فشار بیرون و درون پوشش محموله از اهمیت برخوردارند. معمولاً در نوک پوشش محموله یک محافظ حرارتی قرار می‌گیرد.

نسبت طول به قطر پوشش محموله بر عملکرد آیرودینامیکی آن تأثیر می‌گذارد. هرچه این نسبت بیشتر باشد، از نظر آیرودینامیکی مناسب‌تر است.

محموله در قسمت حفره‌ای شکل داخل پوشش محموله قرار می‌گیرد که آن را قسمت قابل استفاده پوشش محموله می‌گویند. این قسمت دارای معمولاً دارای مقطع یک دوزنقه به علاوه یک مستطیل است. به منظور محاسبات آیرودینامیکی نیاز داریم که طول دماغه را (که بخشی از پوشش محموله است) بدانیم. این طول بر مبنای نیازمندی‌های آیرودینامیکی، سازه‌ای و گرمایشی تعیین می‌شود. جدول ۲۳-۴ نتایج مطالعات آماری بر روی تعدادی از پوشش‌های محموله را نشان می‌دهد. سعی شد که مقایسه‌ای بین نسبت طول به قطر و وزن انجام شود، ولی این مسئله نتیجه‌ای در بر نداشت. شکل ۶۴-۴ نتیجه این مقایسه را برای برخی از ماهواره‌برها نشان می‌دهد. می‌توان نتیجه گرفت که نسبت طول به قطر ۲-۴ بسیار پر طرفدار است. بدیهی است که طول و قطر پوشش محموله بر مبنای ابعاد محموله انتخاب می‌شود. توجه شود که نتایج جدول نسبت به نمودار برای تعداد بیشتری پوشش محموله است.

^۱ Honeycomb panels



شکل ۴-۶۴: مقایسه تغییر وزن با نسبت طول به قطر پوشش محموله

جدول ۴-۲۳: نتایج مطالعات آماری تعدادی از پوشش محموله‌ها

متوسط	مینیمم	ماکزیمم	
۲۹۷/۸	۲۰	۶۰۰	اختلاف بین قطر خارجی و داخلی (میلی‌متر)
۰/۴	۰/۲۱	۰/۵۵	نسبت طول دماغه به طول پوشش محموله
۰/۶۸	۰/۵	۰/۸۳	نسبت طول قابل استفاده به طول پوشش
۴/۰۹۱	۱/۹۵۷	۱۶/۰۵	نسبت طول به قطر
۰/۰۰۵	۰/۰۰۱۱	۰/۰۱۳۴	نسبت وزن پوشش محموله به وزن کل

۴-۱۱. نکات تکمیلی در مورد طول و قطر ماهواره‌بر

قطر کمتر ماهواره‌بر منجر به نیروی پسای کمتر می‌شود در حالی که افزایش قطر باعث افزایش فرکانس طبیعی بدنی و چیدمان راحت‌تر زیرسیستم‌ها می‌شود. از طرفی با توجه به حجم ثابت پیشران، قطر و طول ماهواره‌بر با هم نسبت عکس دارند. موشک‌ها نسبت طول به قطر ۵ تا ۲۵ دارند. مطالعات آماری بر ماهواره-برهای با پیکربندی سری نشان می‌دهند که نسبت طول به قطر بین ۲/۳ تا ۱۶/۱۴ با میانگین ۸/۲ تغییر می‌کند.

با فرض ماهواره‌بری با شکل استوانه‌ای، پوسته نازک، نسبت طول به قطر بالا، توزیع وزت متقارن، حرکت آزاد و صرف نظر از صلیبیت ابتدا و انتهای مخازن، می‌توان رابطه زیر را برای فرکانس طبیعی مود اول خمشی سیستم ارائه داد:

$$\omega_{BB} = 18.75 \sqrt{\frac{Et}{W \frac{l}{d}}} \quad (۵-۲۳)$$

که در آن E مدول الاستیسیته به پوند بر اینچ مربع، t ضخامت به اینچ، W وزن به پوند و l/d نسبت طول به قطر است.

۴-۱۲. منابع انرژی جانبی

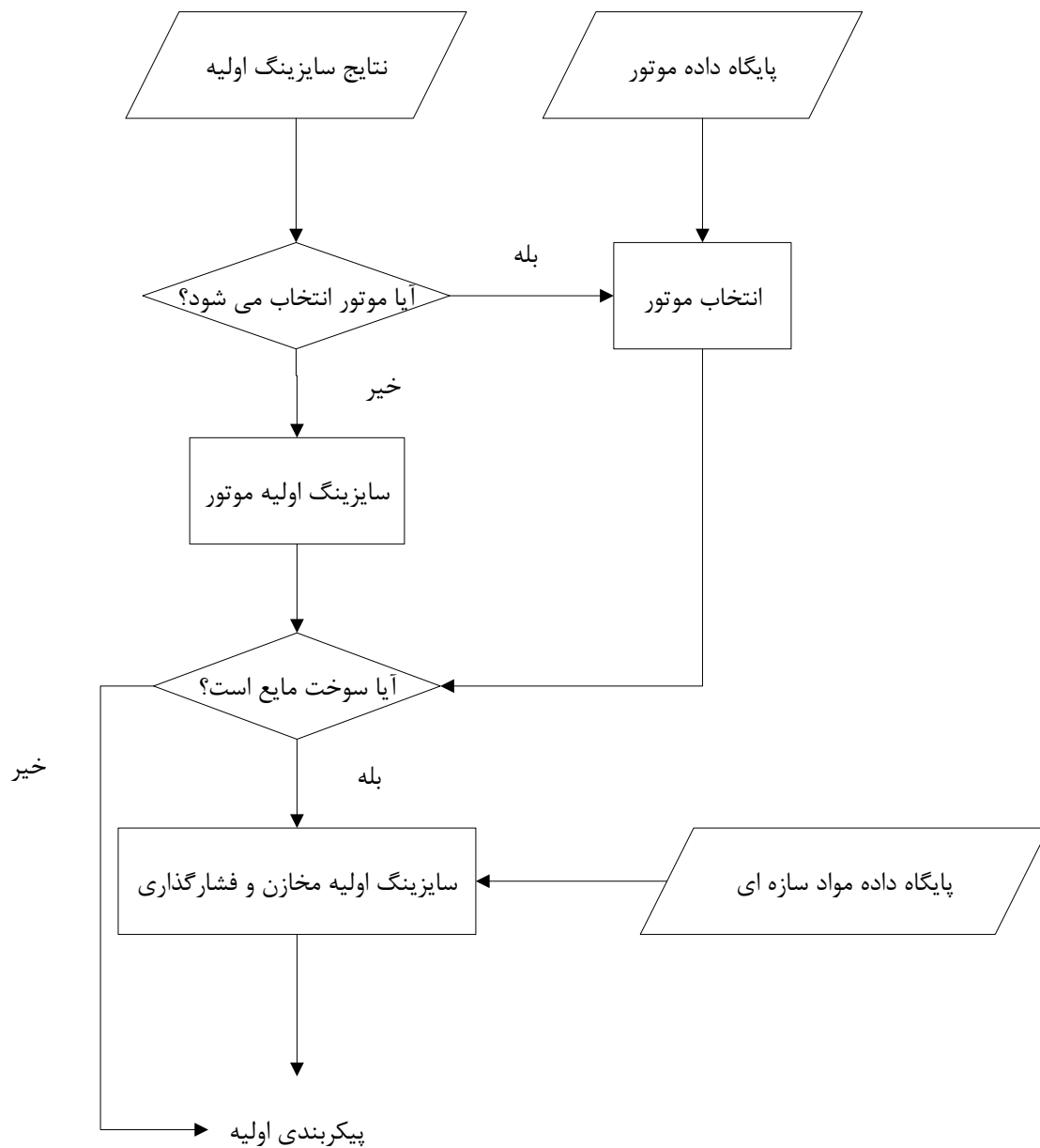
همان‌گونه که در توضیح زیر سیستم‌های ماهواره‌بر گفته شد، عملگرهای سامانه باید انرژی خود را از منبع دیگری اخذ کنند. انرژی‌های مورد نیاز می‌توانند به فرم الکتریکی، هیدرولیکی و پنوماتیکی باشند. انتخاب عملگرها و سیستم هدایت رابطه مستقیم با نوع انرژی‌های موجود دارد. در کل موارد زیر را باید رعایت کرد:

- در موشک‌های بزرگ و با برد زیاد از منابع انرژی هیدرولیکی یا الکتریکی استفاده می‌شود.
- در موشک‌های کوچک از انرژی پنوماتیکی و انرژی ذخیره شده در باتری استفاده می‌شود.
- در موشک‌های متوسط ترکیبی از روش‌ها استفاده می‌شود.

ژنراتورهای الکتریکی یا پمپ‌های هیدرولیکی و پنوماتیکی در سیستم‌های سوخت مایع انرژی خود را از توربوپمپ موتور می‌گیرند. در سیستم‌های بدون توربوپمپ منابع انرژی جانبی باید در نظر گرفته شود و یا تدبیری برای گرفتن انرژی از گازهای خروجی باید اندیشیده شود.

۴-۱۳. خلاصه تعیین پیکربندی

با توجه به آنچه در این فصل ارائه شد، پیکربندی سامانه ماهواره‌بر تعیین می‌شود. می‌توان روند ارائه شده را در فلوچارت داده شده در شکل ۴-۶۵ خلاصه کرد.



شکل ۶۵-۴: فلوچارت تعیین پیکربندی

۴-۱۴. مراجع

1. **European Space Agency.** *Launch Vehicle Catalogue*. European Space Agency, 2004.
2. **Sutton, George P., Biblarz, Oscar.** *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*. John Wiley & Sons, 2001.
3. **Humble, Ronald W., Henry, Fary N. and Larson, Wiley J.** *Space Propulsion Analysis and Design*. Mc-Graw Hill, 1995.
4. **Zandbergen, B. T. C.** *Space Systems Design 2*. TU Delft, 2009.

5. **Huzel, Dieter K., Huang, David H.** *Modern Engineering for the Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
6. **Barrere, Marcel.** *rocket Propulsion*. Elsevier Publishing Company, 1959.
7. *Regenerative Cooling for Liquid Rocket Engines*. **Feng, Qi.** 1995, Journal of Thermal Science, Vol. 4, No.1, pp. 54-58.
8. **Stengel, Robert.** Space Systems Design Lecture Notes (MAE 342). Princeton University.
9. **Akin, Dave.** *Lecture Slides for Launch and Entry Vehicle Design*. University of Maryland, 2010.
10. **Fleeman, Eugene L.** *Tactical Missile Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.

فصل پنجم

نیروهای وارد بر ماهواره‌بر و شبیه‌سازی پرواز

با توجه به اینکه پیکربندی وسیله در مرحله قبلی تعیین شد، نیاز است که به بررسی پرواز این پیکربندی و نیروی‌های وارده بر آن در طول پرواز بپردازیم. سپس بررسی کنیم که سامانه طراحی شده قابلیت رساندن محموله به مدار را دارد یا نه. همچنین باید مسیری برای رسیدن به مدار تعیین شود.

۵-۱. مدل اتمسفر

با توجه به آن که یک ماهواره‌بر بخشی از مسیر خود را در اتمسفر طی می‌کند، نیاز به یک مدل‌سازی مناسب از خواص اتمسفر دیده می‌شود.

با وجود آن که تغییر دما در اتمسفر با ارتفاع حالتی غیر خطی دارد، اما به منظور مدل‌سازی، تغییرات این پارامتر را به صورت خطی تخمین می‌زنند. البته مدل‌های اتمسفر دیگری نیز وجود دارند که در آن‌ها تغییرات چگالی معیار واقع می‌شود. این تغییرات با یک تابع نمایی تخمین زده می‌شود. در این قسمت اتمسفر استاندارد آمریکا به عنوان یک مدل ارائه می‌شود. این مدل بر مبنای ترکیب دو اتمسفر استاندارد ۱۹۶۷ و ۱۹۶۸ آمریکا است که در مرجع (۱) آمده است.

این مدل بر مبنای خطی سازی دما در اتمسفر قرار داده شده است. پس داریم:

$$T = T_i + a(h - h_i) \quad (۵-۱)$$

که در آن T_i دما در ارتفاع معیار، a شیب تغییرات دما، h_i ارتفاع معیار، h ارتفاع مورد نظر و T دما در ارتفاع مورد نظر است.

با فرض گاز کامل، تقریب جاذبه به صورت

$$g = g_0 \left(\frac{r_0}{r_0 + h} \right)^2 \approx g_0 \left(1 - \frac{2h}{r_0} \right) \quad (۵-۲)$$

و استفاده از محاسبات ساده ترمودینامیکی، به فرمول‌زیر برای تغییرات فشار در لایه‌های غیرایزوترم می‌-

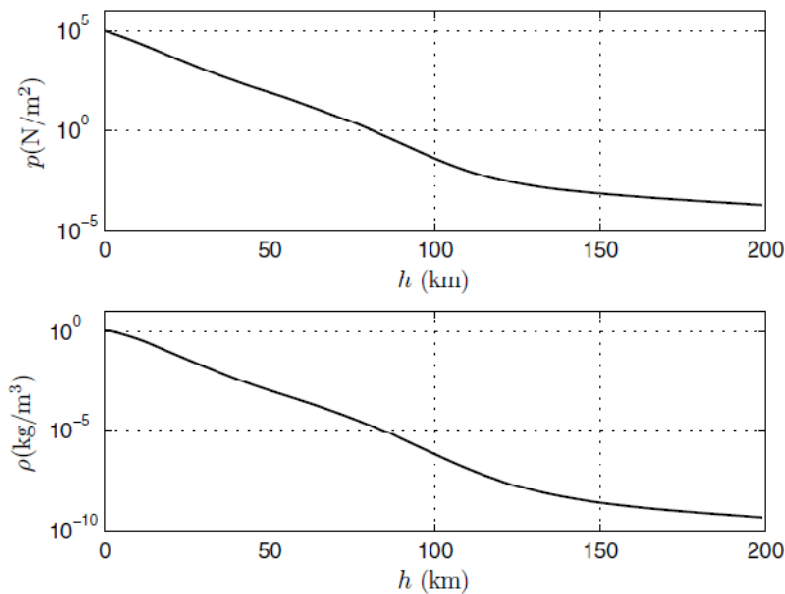
رسیم:

$$P = P_i \left[1 + \frac{a(h - h_0)}{T_i} \right]^{-\frac{g}{aR} \left[1 + \frac{2(T_i - h_i)}{R_e} \right]} e^{\frac{2g}{aRR_e}(h - h_i)} \quad (۵-۳)$$

و در لایه‌های هم دما داریم:

$$P = P_i e^{-\left[\frac{g(h - h_i)}{RT_i} \right] \left[1 - \frac{h - h_i}{R_e} \right]} \quad (۵-۴)$$

که در آن فشار در ارتفاع معیار، r_0 شعاع زمین، R ثابت گازی هوا در لایه مورد نظر و P فشار در ارتفاع مورد نظر است. به منظور محاسبه چگالی می‌توان از فرمول گاز کامل استفاده کرد. جدول ۵-۱ مقادیر استفاده شده در محاسبات اتمسفری را نشان می‌دهد.



شکل ۵-۱: تغییرات فشار و چگالی با ارتفاع (۱). واضح است که با توجه به کوچک بودن اثرات فشار و چگالی از ارتفاع ۱۰۰ کیلومتری به بعد، می‌توان از اثر آیرودینامیک بر پرواز وسیله پرنده صرف نظر کرد.

جدول ۱-۵: ثابت‌های استفاده شده در محاسبات اتمسفر (۱)

a	R	T _i	h _i	i	لایه	مدل به کار رفته
K/Km	J/kg.K	K	km		واحد	
-۶/۵	۲۸۷	۲۸۸/۱۵	۰	۱	تروپوسفر	اتم‌سفر استاندارد آمریکا ۱۹۷۶
۰		۲۱۶/۶۵	۱۱/۰۱۹۱	۲	استراتوسفر	
۱			۲۰/۰۶۳۱	۳		
۲/۸		۲۸۸/۶۵	۳۲/۱۶۱۹	۴	م‌زوسفر	
۰		۲۷۰/۶۵	۴۷/۳۵۰۱	۵		
-۲/۸			۵۱/۴۱۲۵	۶		
-۲	۲۸۷/۰.۲	۲۱۴/۶۵	۷۱/۸۰۲۰	۷	ترموسفر	اتم‌سفر استاندارد آمریکا ۱۹۶۲
۱/۶۹۳		۱۸۶/۹۴۶	۸۶	۸		
۵	۲۸۷/۸۴	۲۱۰/۰.۲	۱۰۰	۹		
۱۰	۲۹۱/۰.۶	۲۵۷	۱۱۰	۱۰		
۲۰	۳۰۸/۷۹	۳۴۹/۴۹	۱۲۰	۱۱		
۱۵	۳۱۱/۸	۸۹۲/۷۹	۱۵۰	۱۲		
۱۰	۳۱۳/۶۹	۱۰۲۲/۲	۱۶۰	۱۳		
۷	۳۲۱/۵۷	۱۱۰.۳/۴	۱۷۰	۱۴		
۵	۳۳۶/۶۸	۱۲۰.۵/۴	۱۹۰	۱۵		
۴	۳۶۶/۸۴	۱۳۲۲/۳	۲۳۰	۱۶		
۳/۳	۴۱۶/۸۸	۱۴۳۲/۱	۳۰۰	۱۷		
۲/۶	۴۶۳/۳۶	۱۴۸۷/۴	۴۰۰	۱۸		
۱/۷	۴۹۳/۶۳	۱۵۰.۶/۱	۵۰۰	۱۹	اگزوسفر	
۱/۱	۵۱۴/۰.۸	۱۵۰.۶/۱	۶۰۰	۲۰		
۰		۱۵۰.۷/۶	۷۰۰	۲۱		

عملاً محدوده اتمسفر را ۱۰۰۰۰ کیلومتر در نظر می‌گیرند اما مدل ارائه شده تنها تا ۲۰۰۰ کیلومتری قابل استفاده است. در محاسبات مربوط به ماهواره‌برها، با توجه با افت شدید چگالی از ۱۰۰ کیلومتری به بعد، دیگر بعد از این ارتفاع عملاً محاسبات اتمسفری تأثیر چندانی بر معادلات پروازی ندارند. اگر پرواز بدون نیروی پیشران باشد (فاز موتور خاموش^{۱۷۲})، می‌توان اثر آیرودینامیک را در نظر گرفت یا حذف کرد.

¹⁷² Coast

به غیر از خواص ترمودینامیکی، خواص دیگری از شرایط محیطی نیز در طراحی و آنالیز وسائل پرنده به کار می‌روند. این پارامترها در جدول ۲-۵ خلاصه شده‌اند.

در کل مدل‌های بیشتری نیز برای اتمسفر وجود دارند. مرجع (۲) مدل‌های بیشتری را در دسترس قرار می‌دهد.

جدول ۲-۵: برخی خواص جانبی که از شرایط اتمسفری و محیطی قابل محاسبه‌اند. (۱)

نام پارامتر	فرمول	فرض	کاربرد
سرعت صوت	$a = \sqrt{\gamma RT}$	گاز کامل	تعیین عدد ماخ
عدد ماخ	$M = \frac{v}{a}$	-	تعیین رژیم پروازی
ضریب ویسکوزیته	$\mu = 1.456 \times 10^{-6} \frac{T^{3/2}}{T + 110.4}$	فرمول ساترلند	
گرمای ویژه در فشار ثابت	$C_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R$	گاز کامل	
گرمای ویژه در حجم ثابت	$C_v = \frac{1}{\gamma - 1} R$		
رسانایی گرمایی (J/m.s.K)	$K_T = \frac{2.64638 \times 10^{-3} T^{3/2}}{T + 245.4 \times 10^{-\frac{12}{T}}}$		محاسبات انتقال حرارت
عدد پرانتل	$Pr = \frac{\mu C_p}{K_T}$	-	محاسبات انتقال حرارت
عدد نودسن	$Kn = \frac{\lambda}{l_c} = \frac{m}{\sqrt{2\pi\sigma^2\rho N_a l_c}}$	گاز کامل	تعیین استفاده از مکانیک محیط‌های
پارامتر رژیم جریان	$\begin{cases} d = 2, & Kn \leq 0.01 \\ d = 1, & Kn > 0.01 \\ d = 3 & \text{transition} \end{cases}$	-	تعیین استفاده از مکانیک محیط‌های پیوسته یا جریان آزاد ملکولی
عدد رینولدز	$Re = \frac{\rho v l_c}{\mu}$	-	محاسبات جریان

علائم به کار رفته در جدول: T دما، R ثابت گاز، γ نسبت آیزنتروپیک گاز، v سرعت، a سرعت صوت، M عدد ماخ، μ ویسکوزیته، C_p گرمای ویژه در فشار ثابت، C_v گرمای ویژه در حجم ثابت، K_T رسانایی گرمایی، Pr عدد پرانتل، Kn عدد نودسن، d پارامتر رژیم جریان، Re عدد رینولدز، l_c طول معیار

۵-۲. تخمین خواص آیرودینامیکی

اینکه نیاز به چه ضرایب آیرودینامیکی داریم بستگی به نوع شبیه‌سازی دارد. دقت ضرایب آیرودینامیکی بر نتایج بررسی‌ها تأثیر زیادی می‌گذارد. معمولاً دقت ضرایب آیرودینامیکی نیرو، ممان و فشار در حدود ۴ تا ۱۰ درصد است. توجه شود که ماهواره‌برها با توجه به سازه نازک تحت فشارشان نمی‌توانند بارهای برشی زیاد تحمل کنند. به همین دلیل در داخل اتمسفر در زوایای حمله پایین تا ماکزیمم ۵ درجه پرواز می‌کنند. در کل دو نیروی آیرودینامیکی برآ و پسا بر ماهواره‌بر وارد می‌شود.

۵-۲-۱. نیروی پسا

نیروی پسا نیرویی است که در راستای سرعت و خلاف جهت حرکت بر وسیله پرنده وارد می‌شود. تعریف نیروی پسا به صورت زیر است.

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \quad (۵-۵)$$

در این رابطه ρ چگالی، v سرعت جریان، C_D ضریب پسا، D نیروی پسا و S یک سطح معیار است. در سیستم‌های موشکی، از حداکثر سطح مقطع موشک به عنوان سطح معیار استفاده می‌کنند^{۱۷۳}. پس می‌توان رابطه زیر را برای سطح معیار نوشت.

$$S = \frac{\pi D_{max}^2}{4} \quad (۵-۶)$$

که در این رابطه D_{max} ماکزیمم قطر ماهواره‌بر است.

ضریب پسا در کل وابسته به شکل هندسی، زاویه حمله، صافی سطح و رژیم پروازی است. جدول ۵-۳ تغییرات ضریب پسا با عدد ماخ را برای موشک تایتان ۲^{۱۷۴} نشان می‌دهد.

^{۱۷۳} توجه شود که در برخی از سامانه‌های موشکی، سطح جانبی موشک به عنوان سطح معیار استفاده می‌شود و لی این استاندارد خیلی کم به کار می‌رود.

^{۱۷۴} Titan II

جدول ۳-۵: ضرایب پسای موشک تایتان ۲ (۲)

محدوده عدد ماخ	ضریب پسا
۰-۰/۸	۰/۰۲۹
۰/۸ - ۱/۰۶۸	M-۰/۵۱
بیش از ۱/۰۶۸	۰/۰۹۱ + ۰/۵ M ^{-۱}

M: عدد ماخ

۲-۲-۵. ضریب برآ

نیروی برآ نیرویی است که عمود بر جهت سرعت پرواز بر پرنده وارد می‌شود. تعریف ضریب برآ به صورت زیر است:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (۵-۷)$$

در این رابطه C_L ضریب برآ و L نیروی برآ است. معمولاً معادله ضریب برآ به صورت زیر است.

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha + C_{L0} \quad (۵-۸)$$

که در آن α زاویه حمله، $C_{L\alpha}$ شیب نمودار برآ و C_{L0} ضریب برآ در زاویه صفر است. به دلیل تقارن سیستم-های موشکی، مقدار ضریب برآ در زاویه صفر برابر صفر است. ضریب برآ نیز وابسته به شکل هندسی، زاویه حمله و رژیم پروازی است. جدول ۴-۵ ضریب برآی موشک تایتان ۲ را نشان می‌دهد.

جدول ۴-۵: ضریب برآی موشک تایتان ۲ (۲)

محدوده عدد ماخ	ضریب پسا
۰-۰/۲۵	۲/۸
۰/۲۵ - ۱/۱	۲/۸ + ۰/۴۴۷ (M - ۰/۲۵)
۱/۱ - ۱/۶	۳/۱۸ + ۰/۶۶ (M - ۱/۱)
۱/۶ - ۳/۶	۲/۸۵ + ۰/۳۵ (M - ۱/۶)
بیش از ۳/۶	۳/۵۵

۵-۲-۳. ضریب ممان

در بررسی‌های پایداری و کنترل دو درجه آزادی از ضریب ممان نیز استفاده می‌شود که تعریف آن به صورت زیر است.

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v^2 S l} \quad (۵-۹)$$

که در آن l یک طول معیار است. در موشک‌ها و ماهواره‌برها معمولاً طول معیار را برابر طول وسیله در نظر می‌گیرند. برای سایر ممان‌های وارده بر وسیله نیز ضرایبی قابل تعریف است.

۵-۲-۴. نیروهای آیرودینامیکی در شبیه‌سازی دو درجه آزادی

در شبیه‌سازی دو درجه آزادی، با توجه به اینکه شبیه‌سازی در صفحه صورت می‌گیرد، نیاز به داشتن نیروی برآ و پسای ماهواره‌بر و ضریب ممان زاویه فراز داریم.

۵-۲-۵. شبیه‌سازی‌های سه و شش درجه آزادی

در حل ۳ درجه آزادی و ۶ درجه آزادی معمولاً نیروهای آیرودینامیکی روی محورهای بدنی داده می‌شوند. این در واقع از تجزیه نیروی برآ و پسا روی محورهای بدنی بر مبنای زوایای حمله و زاویه باد جانبی^{۱۷۵} صورت می‌گیرد. ضرایب ممان نیز حول هر ۳ کانال داده می‌شوند.

۵-۲-۶. محاسبه نیروهای آیرودینامیکی

روش‌های مختلفی برای تخمین خواص آیرودینامیکی وجود دارند. در مراحل بسیار ابتدایی طراحی می‌توان از نیروهای آیرودینامیکی بدست آمده از طرح‌های مشابه بهره برد. روش‌هایی دیگر در زیر آمده‌اند.

۱-۵-۲-۶. تخمین با استفاده از روابط ساده آماری

روابط ساده‌ای برای تخمین خواص آیرودینامیکی موشک‌های تاکتیکی وجود دارند که می‌توان از این روابط (با توجه به شباهت آیرودینامیکی این موشک‌ها به ماهواره‌برها) استفاده کرد. این روابط از مرجع (۳) استخراج شده‌اند.

¹⁷⁵ Sideslip angle

باید توجه داشت که در جریان مادون صوت نیروی پسای غالب پسای اصطکاکی و حاصل از سطح خیس است در حالی که در جریان مافوق صوت، بیشتر نیروی پسا، پسای موج است که حاصل از ایجاد امواج ضربه‌ای است. از روابط زیر می‌توان برای تخمین اولیه این خواص استفاده کرد:

$$C_{D0_{body,friction}} = 0.053 \frac{l}{d} \left[\frac{M}{ql} \right]^{0.2} \quad (5-10)$$

این رابطه نیروی پسای حاصل از اصطکاک را برای یک بدنه استوانه‌ای به دست می‌دهد. در این رابطه q فشار دینامیکی بر حسب پوند بر اینچ مربع و l طول بر حسب فوت است. d قطر بر حسب فوت و M عدد ماخ است.

$$C_{D0_{base,coast}} = \begin{cases} \frac{0.25}{M} & M > 1 \\ 0.12 + 0.13M^2 & M < 1 \end{cases} \quad (5-11)$$

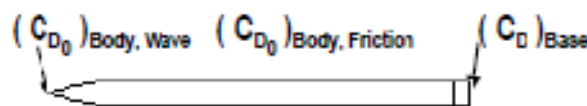
این رابطه نیروی پسای انتهای وسیله^{۱۷۶} را در حالت پرواز موتور خاموش به دست می‌دهد.

$$C_{D0_{base,powered}} = \begin{cases} \frac{0.25}{M} \left(1 - \frac{A_e}{S_{ref}} \right) & M > 1 \\ (0.12 + 0.13M^2) \left(1 - \frac{A_e}{S_{ref}} \right) & M < 1 \end{cases} \quad (5-12)$$

روابط ۵-۱۲ نیروی پسای انتهای وسیله را در حالت موتور روشن نشان می‌دهند. در این روابط، A_e سطح خروجی نازل و S_{ref} سطح معیار وسیله است.

$$C_{D0_{body,wave}} = \left(1.59 + \frac{1.89}{M^2} \right) \left[\tan^{-1} \frac{0.5d}{l_n} \right]^{1.69} \quad M > 1 \quad (5-13)$$

این رابطه نیروی پسای موج را بدست می‌دهد. در این رابطه، d قطر معیار و l_n طول ناحیه سری (نوک) موشک است.



شکل ۵-۲: خاستگاه نیروهای پسا (3)

نیروی پسای کل از جمع این نیروهای پسا پدید می‌آید، یعنی:

$$C_{D0} = C_{D0_{body,friction}} + C_{D0_{base}} + C_{D0_{body,wave}} \quad (5-14)$$

¹⁷⁶ Base drag

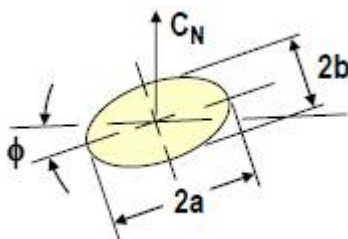
واضح است که نیروی پسای حساب شده به این روش تنها نیروی پسای برآ صفر است. از آن‌جا که ماهواره-برها در زاویه حمله پایین پرواز کرده و همچنین شکل استوانه ضریب برآی کمی دارد، اثر ضریب برآ در ضریب پسا (پسای القایی) را می‌توانیم در نیروی پسا در نظر نگیریم.

در صورتی که از سطح مقطع بیضوی استفاده کنیم، نیروی عمودی بیشتری توسط ماهواره‌بر ایجاد می‌شود. این نیرو را می‌توان از رابطه زیر بدست آورد:

$$|C_N| = \left[\left| \frac{a}{b} \cos^2 \phi + \frac{b}{a} \sin^2 \phi \right| \right] \left[|\sin 2\alpha \cos 2\alpha| + 2 \frac{l}{d} \sin^2 \alpha \right] \quad (5-15)$$

$$d = 2\sqrt{ab}$$

این رابطه برای نسبت طول به قطر بیش از ۵ برقرار است. در صورتی که زاویه حمله (α) منفی باشد، ضریب بدست آمده نیز منفی خواهد بود.



شکل ۵-۳: هندسه فرمول نیروی عمودی (۳)

میزان نیروی برآ به نیروی پسا را می‌توان به صورت زیر بدست آورد:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_N \cos \alpha + C_{D_0} \sin \alpha}{C_N \sin \alpha + C_{D_0} \cos \alpha} \quad (5-16)$$

محل مرکز آیرودینامیکی را می‌توان به روش زیر بدست آورد:

$$\frac{x_{a.c.body}}{l_n} = 0.63(1 - \sin^2 \alpha) + 0.5 \frac{l_b}{l_n} \sin^2 \alpha \quad (5-17)$$

که در آن l_b طول کل، l_n طول دماغه و $x_{a.c.body}$ محل مرکز آیرودینامیکی است.

۲-۶-۵. استفاده از کدهای آیرودینامیکی

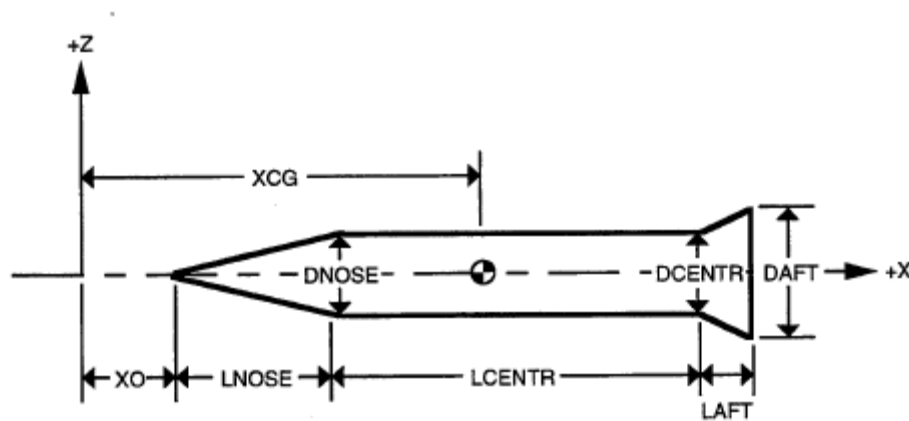
کدهایی وجود دارند که با استفاده ترکیبی از داده‌های تجربی و روش‌های حل جریان، ضرایب آیرودینامیکی را تخمین می‌زنند. این کدها به کدهای نیمه تجربی مرسوم هستند. دو نمونه از این کدها Aeroprediction

و Missile DATCOM هستند. مشکل استفاده از چنین کدهایی تعداد زیاد ورودی‌های آن‌هاست به گونه‌ای که مرجع (۳) آن‌ها را برای طراحی اولیه مناسب می‌داند و نه طراحی مفهومی.

کد Aeroprediction برای عدد ماخ ۰ تا ۲۰ و و زوایای حمله ۰ تا ۹۰ درجه قابل استفاده است. این کد قابلیت شبیه‌سازی پرواز بر مبنای ضرایب آیرودینامیکی تخمین زده شده توسط خود را دارد و خواص استاتیکی و دینامیکی جریان، مرکز فشار و حاشیه پایداری استاتیکی را تعیین می‌کند.

کد Missile DATCOM نیز یک کد جا افتاده برای محاسبات آیرودینامیکی است. با توجه به دسترسی به این کد، در اینجا به توضیح برخی خواص آن می‌پردازیم.

نرم‌افزار Missile DATCOM ضرایب را در دستگاه مختصات بدنی راستگرد ارائه می‌دهد. دستگاه مختصات استفاده شده توسط این نرم‌افزار در شکل ۴-۵ نشان داده شده است. در استفاده از این ضرایب باید تبدیل مناسب با توجه به دستگاه مختصات به کار رفته در شبیه‌سازی انجام گیرد. کد فوق‌الذکر قابلیت محاسبات تعادل برای شکل‌های مختلف بالک را نیز دارد.



شکل ۴-۵: دستگاه مختصات استفاده شده در Missile DATCOM (۴)

این کد تعدادی شرایط پروازی مورد نیاز را گرفته و خروجی را در این شرایط پروازی می‌دهد. در نتیجه نیاز به میانمایی این داده‌ها در شبیه‌سازی پرواز است که این مسئله خود بر زمان‌بری استفاده از چنین کدهایی می‌افزاید. برای اطلاع بیشتر از چگونگی استفاده از این کد می‌توان به مرجع (۴) مراجعه کرد.

۵-۳. شرایط محیطی مؤثر بر ماهواره‌بر

به غیر از اتمسفر و پرواز، در حین جابجایی یک ماهواره‌بر برای آماده‌سازی پرتاب و همچنین وقتی سامانه روی سکوی پرتاب قرار دارد، بارهای محیطی بر آن وارد می‌شوند. در این قسمت اثرات این بارها را بررسی می‌کنیم.

۵-۳-۱. تابش آفتاب

با توجه به زیاد تابش آفتاب، این تابش می‌تواند اثرات مخربی بر موارد زیر داشته باشد:

- پوشش ضدخوردگی
- عایق‌ها
- چسب
- لاستیک و پلاستیک
- پارچه

در نتیجه نیاز است در حین طراحی اثر تابش مدنظر قرار گیرد.

۵-۳-۲. سرعت باد

وقتی سامانه بر روی سکوی پرتاب قرار دارد باید بتواند در برابر باد پایدار باشد. با وجود آنکه تا قبل از پرتاب سامانه توسط سکو پایدارسازی می‌شود، درست قبل از پرتاب بازوهای سکو جدا شده و سامانه برای مدت محدود در معرض باد جانبی قرار می‌گیرد. باد جانبی نیروی پسایی ایجاد می‌کند که به مرکز فشار وارد می‌شود. به منظور بررسی پایداری بر روی سکو، سرعت باد بحرانی تعیین می‌شود. اگر پیش‌بینی‌های هواشناسی نشان دهند که سرعت باد بیش از این مقدار خواهد بود، پرتاب باید لغو شود. سرعت‌های معمول باد در جدول ۵-۵ داده شده است.

جدول ۵-۵: سرعت باد بیشینه (کیلومتر بر ساعت) (۲)

بیابان	شرایط معمولی	
۹۱/۵	۶۴/۵	باد پایدار
۱۴۴/۸	۹۶/۵	گرد و غبار

محاسبات پایداری در باد وابسته به پیکربندی و تکیه‌گاه‌های سامانه است. اگر فرض کنیم سامانه ۴ تکیه‌گاه داشته باشد، بدترین حالت آن است که باد با زاویه ۴۵ درجه نسبت به این پایه‌ها بوزد. در این صورت داریم:

$$M_{wind} = Z(l_r - x_{c.p})$$

$$Z = \frac{1}{2} \rho v_{cr}^2 S C_D \quad (5-18)$$

$$M_{stable} = mg d \cos(45)$$

در این روابط Z نیروی حاصل از باد، l_r طول ماهواره‌بر، $x_{c.p}$ محل مرکز فشار، M_{wind} ممان حاصل از باد، ρ چگالی، v_{cr} سرعت باد بحرانی، S سطح معیار ماهواره‌بر، C_D ضریب پسا (در جهت باد)، m جرم ماهواره‌بر، g شتاب گرانش زمین، d قطر ماهواره‌بر و M_{stable} ممان پایدار کننده است. برای پایداری باید دو ممان حاصل از باد و پایدارکننده با هم برابر باشند. در نتیجه سرعت بحرانی قابل تعیین است.

۵-۳-۳. گرد و غبار و مواد خارجی

به منظور عدم اثر مواد خارجی بر سامانه باید از پوشش ضد گرد و غبار، ضد آب و محافظ در برابر شرایط خاص جوی مانند تگرگ استفاده کرد. در صورت عدم استفاده از این موارد، باید شرایط محیطی دقیقی که سامانه برای کار در آن طراحی شده را به کاربر اطلاع داد و همواره مد نظر داشت.

۵-۳-۴. بارهای حمل و نقل

در حین حمل و نقل سامانه بارهای مختلفی بر اثر ارتعاشات و بستن آن به آن وارد می‌شود. از آن‌جا که این بارها بستگی دقیقی به پیش‌بینی‌های ساخت تعیین شده در مراحل بعدی طراحی دارند، در این مرحله قابل بررسی نیستند.

۴-۵. شبیه‌سازی پرواز

شبیه‌سازی با دقت‌های مختلف و به منظور بهینه‌سازی پارامترهای مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرد. در کل در چهارمورد از شبیه‌سازی پرواز استفاده می‌شود:

- برای بدست آوردن نیازمندی‌های عملکردی برای راکت
 - جهت طراحی و بهینه‌سازی راکت
 - برای بررسی عملکرد راکت
 - برای بررسی هر مأموریت خاص و طراحی مسیر برای آن مأموریت
- معمولاً در مراحل ابتدایی طراحی از شبیه‌سازی با مدل‌های خطی شده استفاده می‌کنند و به مرور زمان و با جلو رفتن طراحی و بدست آمدن اطلاعات دقیق‌تر، مدل‌ها را دقیق می‌کنند.

۱-۴-۵. دستگاه‌های مختصات به کار رفته

در شبیه‌سازی از دستگاه‌های مختصات مختلفی استفاده می‌شود. دلیل استفاده از سیستم‌های مختصات مختلف، راحتی حل در یک دستگاه و از طرفی نیاز به اطلاعات در دستگاه دیگر است. مثلاً دستگاهی که در جهت سرعت وسیله قرار گیرد، محاسبات آیرودینامیکی را ساده می‌کند اما با توجه به چرخان بودن، مقادیر مطلق شتاب و سرعت را به ما نمی‌دهد.

با توجه به اهمیت یکسان بودن دستگاه‌های مختصات به کار رفته در درست بودن محاسبات، دستگاه‌های مختصات انتخابی در این گزارش در زیر آمده‌اند.

- دستگاه مختصات باد
- جهت سرعت بدون احتساب اغتشاشات مماس بر مسیر حرکت موشک است. مبدأ دستگاه باد در مرکز جرم جسم قرار دارد. در این دستگاه، x در جهت سرعت، z عمود بر سرعت به سمت بالا می‌-

باشد. جهت y با استفاده از قانون دست راست بدست می‌آید. در این دستگاه نیروی پسا در جهت محور x و نیروی برآ در جهت محور z قرار می‌گیرد.

- دستگاه مختصات بدنی

مبدأ این دستگاه مختصات در مرکز جرم جسم قرار دارد. جهت x آن منطبق بر محور طولی موشک است. جهت z عمود بر x و به سمت پایین است و جهت y به سمت راست در نظر گرفته می‌شود. این دستگاه راست گرد نیست. در برخی موارد جهت z را به سمت بالا در نظر گرفته و دستگاه راستگرد می‌شود.

- دستگاه مختصات پرتاب

دستگاه‌های مختلفی را می‌توان به عنوان دستگاه پرتاب در نظر گرفته. یک نمونه می‌تواند دستگاهی موازی دستگاه اینرسی مستقر در مرکز زمین باشد. دستگاه دیگر می‌تواند دستگاه شمال-شرق-پایین^{۱۷۷} باشد. در این دستگاه جهت x به سمت شمال کره زمین، جهت y به سمت شرق و جهت z رو به سوی مرکز زمین است.

- دستگاه مختصات اینرسی متصل به زمین (دستگاه زمین مرکز، زمین ثابت^{۱۷۸} (ECEF))

مبدأ این دستگاه در مرکز زمین قرار دارد. جهت x آن از نصف‌النهار گرینویچ گذشته و بر استوا منطبق است. جهت z عمود بر صفحه استوا بوده و از قطب شمال می‌گذرد. جهت y از قانون دست راست بدست می‌آید. طول و عرض جغرافیایی در این دستگاه داده می‌شوند. این دستگاه فرض می‌کند که زمین کروی است.

^{۱۷۷} North-East-Down (NED)

^{۱۷۸} Earth Centered, Earth Fixed

۵-۴-۲. معادلات پرواز ماهواره‌بر

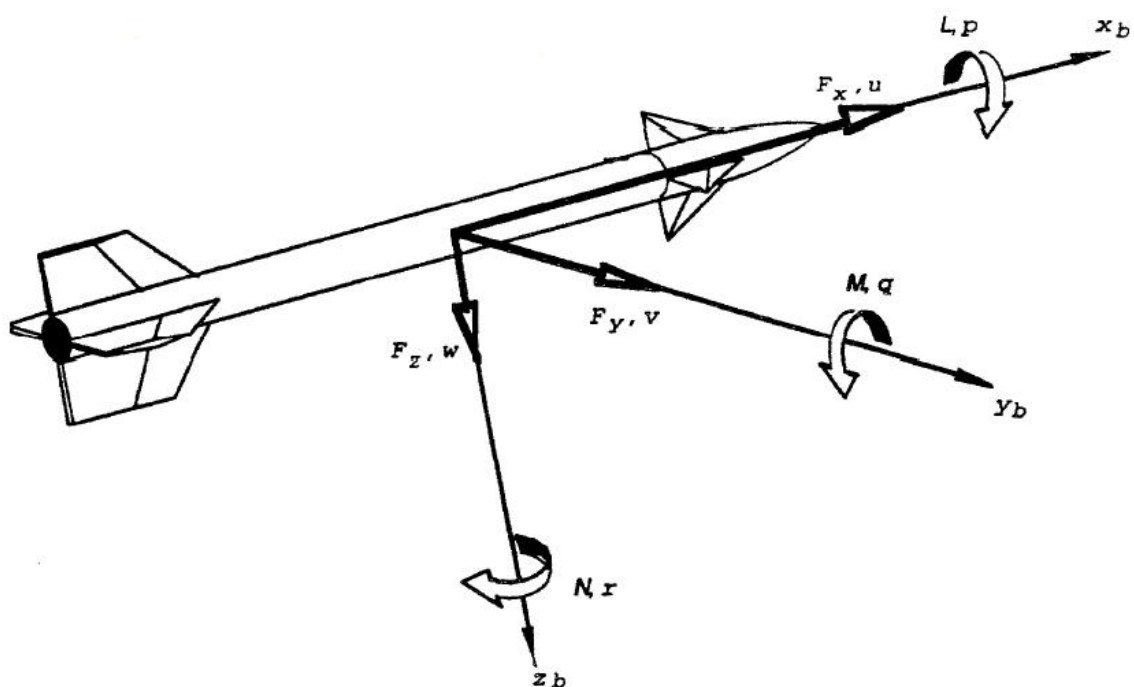
معادلات پرواز یک موشک یا ماهواره‌بر را می‌توان در دستگاه‌های مختلف مختصات و با دقت‌های متفاوت نوشت. در این قسمت معادلات کلی را در دستگاه بدنی خواهیم نوشت.

۵-۴-۲-۱. علائم

ابتدا استاندارد علائم به کار رفته در دستگاه مختصات بدنی را نیاز داریم. شکل ۵-۵ و جدول ۵-۶ این استاندارد را نشان می‌دهند.

جدول ۵-۶: علائم به کار رفته در دستگاه مختصات بدنی

محور	نیرو در جهت محور	ممان حول محور	سرعت خطی	جابجایی زاویه‌ای	سرعت زاویه‌ای	ممان اینرسی
X	F_x	L	u	φ	p	I_x
Y	F_y	M	v	θ	q	I_y
Z	F_z	N	w	ψ	r	I_z



شکل ۵-۵: علائم به کار رفته در دستگاه مختصات بدنی (۵)

موشک یک سیستم با دینامیک بسیار پیچیده است. در بررسی حال حاضر، فرض می‌کنیم که موشک یک جسم صلب است. با وجود آنکه موشک‌ها درجه‌ای از الاستیسیته سازه‌ای را نشان می‌دهند (خصوصاً در زمان اعمال فرمان‌های کنترلی) این فرض برای بیشتر سیستم‌ها صدق می‌کند.

۲-۲-۴-۵. دوران‌های مورد نیاز

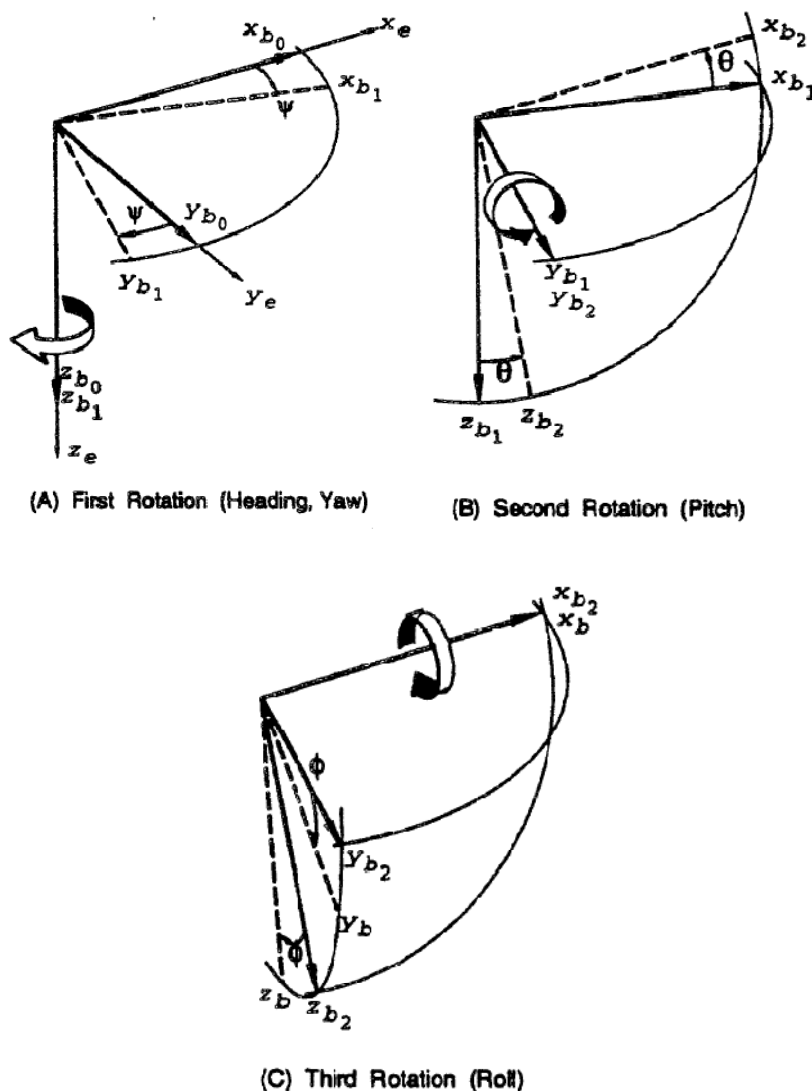
به منظور تعیین وضعیت سیستم نسبت به یک دستگاه اینرسی می‌توان از زوایای اوایلر استفاده کرد. یک مجموعه زاویه اوایلر شامل ۳ زاویه و یک ترتیب دوران می‌شود. به بیان دیگر برای رسیدن به هر وضعیت دلخواه می‌توان ابتدا ماهواره‌بر را بر دستگاه اینرسی منطبق کرد و سپس با توجه به ترتیب داده شده از دوران استفاده کرد. دوران‌های معمول در سیستم‌های هوافضایی به صورت زیر است:

۱. دوران به اندازه ψ حول z بدنی

۲. دوران به اندازه θ حول y بدنی

۳. دوران به اندازه ϕ حول x بدنی

شکل ۵-۶ این دوران‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۵-۶: دوران‌های لازم از دستگاه زمین به بدنی (۵)

با استفاده از معادل ریاضی این دوران‌ها، می‌توان محاسبات انجام شده در یک دستگاه را به دستگاه دیگر تبدیل کرد. از نظر ریاضی، هر دوران معادل یک ماتریس دوران است. با توجه به این مسئله داریم:

$$T_{b/i} = T_{\psi} T_{\theta} T_{\phi} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (5-19)$$

$$= \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

در روابط بالا c بیانگر تابع کسینوس و s بیانگر تابع سینوس است.

به منظور تبدیل از دستگاه اینرسی به بدنی باید از عکس ماتریس بالا استفاده کنیم. با توجه به متعامد بودن این ماتریس، عکس آن برابر ترانپوز آن است. پس:

$$T_{i/b} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (5-20)$$

در شبیه‌سازی‌های مد نظر ما مسیر بر پرنده دیکته می‌شود. در نتیجه نیاز است که با استفاده از زوایای اولیه داده شده بتوانیم سرعت‌های زاویه‌ای پرنده را حساب کنیم. روابط زیر که به روابط هدایت معروف هستند این مشکل را رفع می‌کنند:

$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q &= \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{aligned} \quad (5-21)$$

۵-۴-۲-۳. قوانین نیوتن

در بدست آوردن معادلات از قوانین نیوتن استفاده می‌کنیم. این قوانین بر این فرض استوارند که دستگاه مختصات شتاب ندارد. دستگاه مختصات بدنی در طول پرواز می‌چرخد، پس باید فرم خاصی از قوانین نیوتن را برای دستگاه مختصات چرخان استفاده کنیم.

قوانین نیوتن برای یک دستگاه مختصات ثابت اینرسی به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\sum F = \frac{dp}{dt} \quad (5-22)$$

$$\sum M = \frac{dh}{dt} \quad (5-23)$$

از آن‌جا که دستگاه بدنی و باد دستگاه‌های چرخان هستند، نیاز است که روش استفاده از این روابط را در دستگاه‌های چرخان بدانیم. اثبات چگونگی استفاده از این روابط در دستگاه‌های چرخان در مراجع دینامیک نظیر مرجع (۶) آمده است. در این‌جا تنها نتایج این اثبات‌ها را می‌آوریم. اگر برداری در دستگاه مختصات چرخان باشد که ما می‌خواهیم مشتقات آن را بدست آوریم، داریم:

$$\dot{r} = \dot{r}_r + \omega \times r \quad (5-24)$$

که در این رابطه ω سرعت چرخش دستگاه مختصات، $\dot{r}_r$ مشتق بردار r نسبت به ناظر چرخان و $\dot{r}$ مشتق r در دستگاه اینرسی است.

$$\dot{r} = \dot{r}_r + \dot{\omega} \times r + 2\omega \times r_r + \omega \times \omega \times r \quad (5-25)$$

۵-۴-۲-۴. نیروهای وارده بر یک ماهواره‌بر

۵-۴-۲-۴-۱. نیروهای آیرودینامیکی

نیروهای آیرودینامیکی نیروهایی هستند که به دلیل اثر هوا و جو بر ماهواره‌بر پدید می‌آیند. در قسمت مربوط به آیرودینامیک توضیحات مفصل در این زمینه داده شده است.

۵-۴-۲-۴-۲. نیروی جاذبه

با توجه به وزن ماهواره‌بر، نیروی جاذبه بر آن تأثیر می‌گذارد. ما نیاز داریم که شتاب جاذبه را تخمین بزنیم. به این منظور از رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$g = g_{sl} \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2} \quad (5-26)$$

که در آن R_e شعاع کره زمین (با فرض کروی بودن)، h ارتفاع از سطح زمین، g_{sl} شتاب گرانش سطح زمین و g شتاب گرانش در ارتفاع مورد نظر است. با ضرب شتاب گرانشی بدست آمده در جرم وسیله می‌توان نیروی وزن وارده بر آن را تعیین کرد. این نیرو در راستای مرکز زمین به جرم وارد می‌شود. در برخی منابع، اثر گردش زمین و شتاب گرانش آن را با هم وارد مسئله می‌کنند یعنی یک شتاب گرانش معادل شامل اثر چرخش زمین و اثر تغییرات شتاب گرانش را در نظر می‌گیرند.

۵-۴-۲-۴-۳. نیروی پیشران

نیروی پیشران نیرویی است که سامانه از آن برای جلوگیری خود استفاده می‌کند. این نیرو معمولاً در راستای محور طولی در نظر گرفته می‌شود امداد شبیه‌سازی‌هایی که سامانه کنترلی در حال تست باشد، زاویه نیروی پیشران با محورهای بدنی سامانه اهمیت پیدا می‌کند.

۴-۴-۲-۵. معادلات پرواز ۶ درجه آزادی موشک در دستگاه بدنی

با استفاده از مطالب پیش گفته، می‌توان معادلات پرواز ۶ درجه آزادی موشک شامل ۳ درجه حرکت انتقالی و ۳ درجه حرکت چرخشی در دستگاه مختصات بدنی با احتساب چرخش زمین کروی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= \frac{F_{A_xb} + F_{p_{xb}}}{m} + g_x - (\omega_y^2 + \omega_z^2)x_i + pqy_i + prz_i - 2 \times (qw - rv) \\ \dot{v} &= \frac{F_{A_yb} + F_{p_{yb}}}{m} + g_y - (\omega_x^2 + \omega_z^2)y_i + pqx_i + qrz_i - 2 \times (ru - pw) \\ \dot{w} &= \frac{F_{A_zb} + F_{p_{zb}}}{m} + g_z - (\omega_x^2 + \omega_y^2)z_i + prx_i + qry_i - 2 \times (pv - qu) \\ \dot{p} &= \frac{L_A + L_P - qr(I_z - I_y)}{I_x} \\ \dot{q} &= \frac{M_A + M_P - rp(I_x - I_z)}{I_y} \\ \dot{r} &= \frac{N_A + N_P - pq(I_y - I_x)}{I_z}\end{aligned}\quad (5-27)$$

در این معادلات اندیس A به معنای آیرودینامیکی، اندیس P به معنای پیش‌رانشی و g شتاب گرانش، ω سرعت‌های زاویه‌ای زمین و اندیس‌های i به معنای مربوط به دستگاه اینرسی است. روش محاسبه ترم‌های داده شده در قسمت قبلی توضیح داده شد. برای اطلاع بیشتر از این معادلات و شکل‌های دیگر آن می‌توان به مراجع (۵) و (۷) مراجعه کرد.

۴-۴-۲-۵. انواع مختلف شبیه‌سازی و کاربردهای آن

شبیه‌سازی‌های مختلف بر مبنای دقت‌های مختلف و برای مقاصد مختلف نوشته می‌شوند. عمومی‌ترین روش طبقه‌بندی شبیه‌سازی‌ها بر مبنای درجه‌های آزادی در نظر گرفته شده و به صورت زیر است:

• شبیه‌سازی شش درجه آزادی

در این نوع شبیه‌سازی حرکات جابجایی و زاویه‌ای توأمان مورد بررسی قرار می‌گیرند. این دقیق‌ترین نوع شبیه‌سازی است. با توجه به استفاده از روابط حرکت زاویه‌ای، این بررسی حرکت جسم

صلب را بررسی می‌کند و به شکل و پیکربندی وابسته است. در بسیاری از موارد، مواردی مانند سخت‌افزار در حلقه نیز با این شبیه‌سازی کوپل می‌شوند. از این شبیه‌ساز به منظور بررسی صحت کاری سخت‌افزارها، بررسی صحت عملکردی سیستم و بسیاری موارد دیگر در مراحل دقیق‌تر طراحی استفاده می‌شود. همچنین طراحی مأموریت جدید برای یک ماهواره‌بر موجود نیز به وسیله این نوع شبیه‌سازی انجام می‌شود. این نوع شبیه‌سازی امکان بررسی شکست مأموریت را دارد. در این نوع شبیه‌سازی امکان مدل‌سازی هر نوع اغتشاشات وجود دارد.

- شبیه‌سازی پنج درجه آزادی

در بسیاری از سیستم‌ها رول وجود ندارد. با حذف معادله دیفرانسیل رول از حرکات زاویه‌ای به معادلات پنج درجه آزادی می‌رسیم.

- شبیه‌سازی سه درجه آزادی

در این شبیه‌سازی تنها از معادلات حرکت جابجایی و یا دو معادله حرکت جابجایی و یک معادله حرکت ممان استفاده می‌شود. از این شبیه‌سازی در مراحل اولیه طراحی برای تعیین مسیر بهینه با توجه به قیود شکست مأموریت و پارامترهای سه بعدی مدار استفاده می‌شود. همواره اگر ماهواره‌بر در طی مسیر مانور خارج از صفحه داشته باشد باید از این نوع شبیه‌سازی باید استفاده شود. در این نوع شبیه‌سازی امکان مدل‌سازی اغتشاشات تا حدی وجود دارد.

- شبیه‌سازی دو درجه آزادی

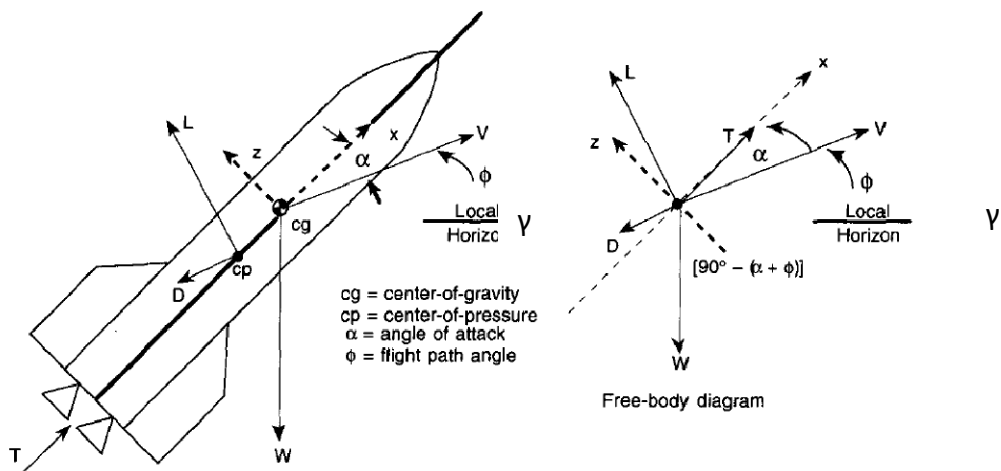
از شبیه‌سازی دو درجه آزادی در مراحل اولیه طراحی برای اثبات صحت طرح و قابلیت آن در انجام مأموریت استفاده می‌شود. این شبیه‌سازی حرکت را در صفحه $x-z$ مختصات پرتاب بررسی می‌کند و بر مبنای سرعت و ارتفاع کسب شده، تخمینی از قابلیت انجام مأموریت را به ما می‌دهد. از این

شبیه‌سازی همچنین می‌توان برای بررسی مسیرها و طرح‌های متفاوت و همچنین سیستم‌های پیش‌رانش متفاوت استفاده کرد.

در کل در مراحل طراحی مفهومی معمولاً ابتدا از شبیه‌سازی دو درجه آزادی بر روی پیکربندی ابتدایی برای اطمینان از قابلیت رسیدن به مدار استفاده می‌شود و پس از بازنگری پیکربندی اولیه بر مبنای اطلاعات حاصل از شبیه‌سازی دو درجه آزادی، با استفاده از شبیه‌سازی سه درجه آزادی مسیری بهینه برای مأموریت مورد نظر طراحی می‌شود به گونه‌ای که شکست مأموریت کمترین خطرات را ایجاد کند. از شبیه‌سازی شش درجه در طراحی اولیه استفاده می‌شود. بهینه‌سازی مسیر بر مبنای پارامترهای زیادی از قبیل اختلافات سرعت و ارتفاع می‌تواند صورت بگیرد. پس از تعیین مسیر بهینه، قابلیت سامانه با محموله‌های مختلف بررسی شده و یک نمودار عملکردی برای ماهواره‌بر ارائه می‌شود که مشخصات مدار قابل دسترس با هر محموله را برای مسیر پرواز طراحی شده ارائه می‌دهد. در مرحله طراحی مفهومی، مسیر پرواز بر سامانه دیکته می‌شود و مدل‌های سیستم‌های کنترلی در مسیر پرواز وارد نمی‌شوند.

۴-۴-۲-۴-۵. روابط ساده‌تر به منظور شبیه‌سازی دو درجه آزادی

در صورتیکه فرض کنیم زمین نمی‌چرخد و زمین کروی است، می‌توانیم محاسبات را ساده‌تر کنیم. این فرضیات معمولاً در شبیه‌سازی دو درجه استفاده می‌شوند. دلیل آن هم دقت پایین اطلاعات در زمان استفاده از این نوع شبیه‌سازی است.



شکل ۷-۵: دیاگرام آزاد یک ماهواره‌بر (۸)

با توجه به شکل ۵-۷، معادلات پرواز دو درجه آزادی را در دستگاه بدنی بدون احتساب چرخش زمین و اثر سرعت‌های زاویه‌ای می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned} a_x &= \frac{T}{m} - g \sin(\gamma + \alpha) - \frac{D}{m} \cos \alpha + \frac{L}{m} \sin \alpha = \frac{T}{m} - g \sin(\gamma + \alpha) + \frac{X}{m} \\ a_z &= g \cos(\gamma + \alpha) + \frac{D}{m} \sin \alpha + \frac{L}{m} \cos \alpha = g \cos(\gamma + \alpha) + \frac{Z}{m} \end{aligned} \quad (5-28)$$

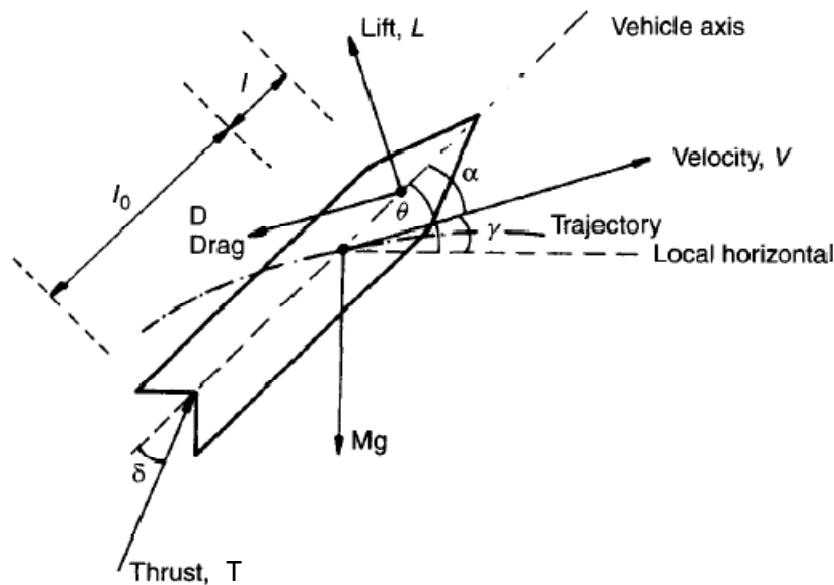
در این روابط T نیروی پیشران، m جرم لحظه‌ای، γ زاویه مسیر، D نیروی پسا، L نیروی برآ، X کل نیروهای آیرودینامیکی در راستای x ، Z کل نیروهای آیرودینامیکی در راستای z ، α زاویه حمله، a_x شتاب در راستای x و a_z شتاب در راستای z است. توجه کنید که با توجه به اینکه از معادلات ممان استفاده نکردیم، این معادلات به صورت جرم نقطه‌ای ماهواره‌بر را بررسی می‌کنند. همچنین زاویه θ که به عنوان دستور به سیستم می‌دهیم به صورت جمع زاویه حمله و زاویه مسیر است. دستگاه مختصات اینرسی در این حالت دستگاه پرتاب است که روی سطح زمین در محل پرتاب قرار دارد.

حل معادلات پرواز دو درجه در مختصات قطبی با مرکزیت زمین ساده‌تر به نظر می‌رسند. همچنین در این حالت می‌توان اثر کروی بودن زمین را نیز در نظر گرفت. در این حالت لازم است که ارتفاع درست در معادلات پرواز دو در نظر گرفته شود. در این معادلات فرض می‌کنیم نیروی پیشران با محور بدنی هم جهت هستند. آزادی در مختصات قطبی زمین مرکز را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned} a_r &= \left(\frac{T}{m} + X \right) \cos(\varphi - \theta) + \frac{Z}{m} \sin(\varphi - \theta) - g = \ddot{r} - r\dot{\varphi}^2 \\ a_\varphi &= - \left(\frac{T}{m} + X \right) \sin(\varphi - \theta) + \frac{Z}{m} \cos(\varphi - \theta) = r\ddot{\varphi} - 2\dot{r}\dot{\varphi} \end{aligned} \quad (5-29)$$

در روابط بالا θ زاویه فراز، مختصات قطبی در نظر گرفته شده φ - r ، X نیروهای آیرودینامیکی در جهت X دستگاه بدنی، Z نیروهای آیرودینامیکی در جهت z دستگاه بدنی و T نیروی پیشران است. قابلیت این روش اعمال کروی بودن زمین است.

۷-۴-۲-۵. معادلات ۳ درجه آزادی ساده شده



شکل ۸-۵: دیاگرام آزاد یک ماهواره‌بر (۹)

با توجه به شکل ۸-۵، می‌توانیم معادلات را به صورت زیر با احتساب عدم محور بودن بردار نیروی پیشران با محور بدنی بنویسیم:

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos(\alpha + \delta) - mg \sin \gamma - D$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin(\alpha + \delta) - mg \cos \gamma + L + \frac{mV^2}{r} \cos \gamma \quad (۵-۳۰)$$

$$I_p \frac{d^2\theta}{dt^2} = (L \cos \alpha + D \sin \alpha) l - T l_0 \sin \delta$$

که در این روابط I_p بیانگر ممان اینرسی در کانال فراز است. r نیز شعاع موقعیت ماهواره‌بر نسبت به مرکز زمین است. معادله آخر معادله ممان حول مرکز جرم است. در این معادله اثر سیستم‌های کنترلی را نیز می‌توان با افزودن ممان‌های آن‌ها لحاظ کرد. معادله دوم در این معادلات برای کنترل موقعیت ماهواره‌بر استفاده می‌شود.

۸-۴-۲-۵. اثبات رابطه راکت

در فصل ۳ از رابطه راکت استفاده کردیم. این رابطه به سادگی با انتگرال‌گیری از روابط دینامیک دو درجه آزادی موشک بدست می‌آید. داریم:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T}{m} \cos(\alpha + \delta) - g \sin \gamma - \frac{D}{m} \quad (5-31)$$

$$\Delta V = \int \frac{T}{m} \cos(\alpha + \delta) - \int g \sin \gamma - \int \frac{D}{m} \quad (5-32)$$

با فرض ثابت بودن نیروی پیشران و زوایای حمله پایین و عدم انحراف نیروی پیشران داریم:

$$\Delta V = T \int \frac{dt}{m} - \int g \sin \gamma dt - \int \frac{D}{m} dt = \frac{T}{\dot{m}} \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) - \int g \sin \gamma dt - \int \frac{D}{m} dt \quad (5-33)$$

با توجه به تعریف ایمپالس ویژه می‌توان نیروی پیشران را بر حسب ایمپالس ویژه جایگزین کرد. پس داریم:

$$\Delta V = I_{sp} g \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right) - \int_0^t g \sin \gamma dt - \int_0^t \frac{D}{m} dt = \Delta V_{ideal} + \Delta V_g + \Delta V_D \quad (5-34)$$

که همان رابطه استفاده شده در سائزینگ است.

۵-۲-۲-۴-۹ نکات جانبی

۵-۲-۲-۴-۹-۱ موتورهای ورنیه

در صورت استفاده از موتورهای ورنیه، بخشی از نیروی پیشران این موتورها به پیشران سیستم کمک می‌کند. این مؤلفه به صورت زیر است:

$$F_{V,E}^p = n F_{V,E} \cos \delta \quad (5-35)$$

در این رابطه δ زاویه انحراف موتور ورنیه، n تعداد موتورهای ورنیه و $F_{V,E}$ نیروی پیشران موتور ورنیه است.

۵-۲-۲-۴-۹-۲ اثر بالک‌های درونی

در صورت استفاده از بالک‌های درون جریانی، بخشی از نیروی پیشران تلف می‌شود. این بخش تلف شده را می‌توان بر حسب نیروی پسای بالک‌ها بدست آورد.

۵-۴-۳ هدایت و مسیریابی

در واقع این وظیفه المان‌های کنترلی ماهواره‌بر است که مسیر را ایجاد کنند. این المان‌ها در پاسخ به اغتشاشات وارده در مسیر عمل کرده و سعی می‌کنند که مسیر را به مسیر مورد نظر نزدیک کنند. در شبیه-

سازی‌های پنج و شش درجه آزادی، تأثیر این المان‌ها بر معادلات ممان و زاویه حمله وسیله محاسبه می‌شود.

در شبیه‌سازی‌های دو درجه آزادی و سه درجه آزادی جسم نقطه‌ای، سیستم به صورت پیش‌فرض زاویه حمله و در نتیجه زاویه فراز مورد نظر را فرض می‌کند. یعنی فرض می‌کند که دستور رسیده از سیستم هدایت کاملاً برقرار است. در نتیجه در این حالت بررسی حرکت گذرا انجام نمی‌شود.

اما مسیر اصلی مورد نظر چگونه بدست می‌آید؟ به عنوان بخشی از طراحی ماهواره‌بر، باید یک مسیر بهینه برای رسیدن به مدار مورد نظر طراحی شود. در مرحله طراحی مفهومی مسیر به سامانه دیکته می‌شود و اغتشاشات در نظر گرفته نمی‌شوند. حال مسئله به یافتن مسیر مناسب تبدیل می‌شود.

سیستم هدایت یک وسیله پرنده مسیر پرواز را مشخص کرده و با استفاده از سیستم‌های کنترلی سامانه، سعی می‌کند که اغتشاشات را تصحیح کند.

۱-۳-۴-۵. مسیر پرواز یک ماهواره‌بر

مسیر پرواز یک ماهواره‌بر در واقع وضعیت^{۱۷۹} ماهواره‌بر را در هر لحظه تعیین می‌کند. برای اعمال موقعیت از زوایای اوایلر استفاده می‌شود. مسیر پرواز ایده‌آل مجموعه زوایای اوایلر مورد نیاز در هر لحظه را تعیین می‌کند که باعث عملکرد بهینه ماهواره‌بر در رساندن محموله به مدار می‌شود.

در طی پرواز ماهواره‌بر، سیستم‌های کنترلی ماهواره‌بر با سنجش اختلاف بین مسیر ایده‌آل و مسیر فعلی (یعنی خطای زوایای اوایلر) به تصحیح مسیر اقدام می‌کند.

همانگونه که قبلاً اشاره شد، ۳ زاویه اوایلر پیچ، یاو و رول هستند. بسته به دقت شبیه‌سازی و تعداد درجات آزادی، تعداد زوایای اوایلر مورد نیاز تعیین می‌شوند. در شبیه‌سازی دو درجه آزادی (حرکت در صفحه) تنها زاویه پیچ وارد می‌شود. در شبیه‌ساز ۳ و ۶ درجه آزادی به هر ۳ زاویه نیاز است. البته در بسیاری مراحل ماهواره‌برها زاویه رول ممکن است وجود نداشته باشد.

¹⁷⁹ Attitude

۲-۳-۴-۵. بررسی کلی مسیر پرواز ماهواره‌بر

یک مسیر عادی ماهواره‌بر به صورت زیر است:

۱. ابتدا ماهواره‌بر به صورت عمودی قرار دارد. همچنین ماهواره‌بر بخشی از مسیر خود را، تا زمان t_v ، به صورت عمودی طی می‌کند. در انتهای این بخش سیستم‌های کنترل پرواز مسیر را تغییر می‌دهند.
۲. سپس ماهواره‌بر تا زمان $t_{b,1}$ یعنی اتمام سوزش مرحله اول مسیر خود را طی می‌کند. در پایان این زمان ماهواره‌بر مرحله ۱ را جدا می‌کند. معیار جدایش را می‌توان ایجاد اختلاف سرعت مورد نیاز در نظر گرفت.

۳. پس از تمام هر مرحله دو راه پیش رو داریم. یک راه ادامه مسیر به اندازه $t_{c,i}$ یعنی زمان سیر مرحله مورد نظر است. در این حالت ماهواره‌بر بدون نیروی پیشران به حرکت خود ادامه می‌دهد. پس از اتمام سیر ماهواره‌بر موتور مرحله بعدی را روشن می‌کند.

روش دیگر حذف زمان سیر از مسیر است. معمولاً زمان سیر با توجه به مأموریت خاص مورد نظر به مسیر پرواز اضافه می‌شود. در نتیجه در مراحل طراحی ماهواره‌بر می‌توان از زمان سیر صرف نظر کرد.

۴. به همین ترتیب هر مرحله تا مرحله نهایی روشن می‌شوند. اگر پس از سوزش مرحله نهایی ماهواره‌بر به سرعت و ارتفاع مداری رسیده باشد، می‌تواند محموله خود را به مدار تزریق کند. در غیر این صورت یا در مدار دیگری قرار می‌گیرد و یا سقوط می‌کند.

توجه شود که در زمان جدایش مراحل در فاز درون اتمسفری، به دلیل پیشگیری از خطرات ناشی از ناپایداری‌هایی که در زاویه رخ می‌دهد، سعی می‌شود که جدایش در حالتی با زاویه حمله نزدیک به صفر اتفاق بیفتد و تغییرات زاویه فراز نیز در این حالت تقریباً صفر باشد. همچنین باید در زمان طی کردن فشار دینامیکی ماکزیمم زاویه حمله صفر باشد و در فاز پرواز اتمسفریک زاویه حمله از ۵ درجه تجاوز نکند. زاویه

فراز در زمان تزریق صفر بوده و مسیر تقریباً تغییرات سرعت از پیش تعیین شده برای مراحل را ایجاد می‌کند.

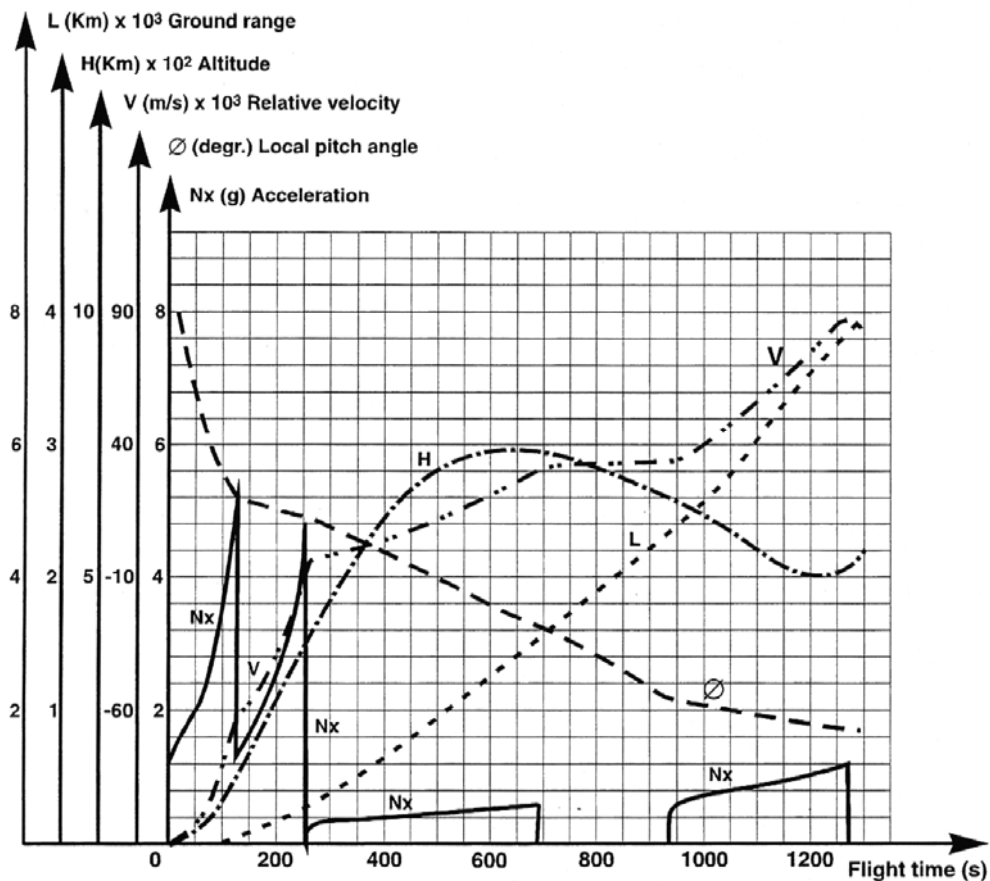
اگر در طول مسیر جهت نیروی پیشران با جهت سرعت یکسان نگاه‌داشته شود، به مسیر چرخش جاذبه‌ای می‌گویند. چنین مسیری تابع ۳ پارامتر زمان پرواز عمودی، زاویه فراز انتهای مراحل، زمان سوزش مراحل و نسبت نیروی پیشران به وزن لحظه‌ای است.

طراحی مسیر پرواز بر مبنای آزمون و خطا صورت می‌گیرد. به این معنی که مسیری ابتدایی در نظر گرفته شده و عملکرد ماهواره بر در آن بررسی می‌شود. سپس با تغییر پارامترها سعی می‌شود که مسیر را تقویت کرد. این مرحله را می‌توان تا حدی انجام داد که یک مسیر ممکن ایجاد شود و یا تا آنجا که به یک مسیر بهینه برسیم.

۳-۴-۵. مسیر پرواز دو درجه آزادی

همانگونه که پیش‌تر گفته شد، در پرواز دو درجه آزادی تنها زاویه فراز برای مسیر تعیین می‌شود. شکل ۹-۵ فرمان پیچ یک ماهواره بر چند مرحله‌ای را به همراه سایر پارامترهای آن نشان می‌دهد.

با توجه به آن که پیش‌تر توزیع وزن مراحل تعیین شد، پس سرعت آخر هر مرحله نیز تعیین شده است. پارامترهای باقی مانده تعیین مسیر زمان سوزش و وضعیت در ابتدا و انتهای مراحل است. بررسی‌های پارامتریک روی تأثیر این پارامترها بر عملکرد سیستم در مرجع (۲) آمده است. معمولاً از سرعت آخر مرحله به عنوان قیدی برای عوض شدن مراحل استفاده می‌شود.



شکل ۹-۵: شکل فرمان پیچ و برخی دیگر از پارامترهای مسیر یک ماهواره‌بر چند مرحله‌ای (ماهواره‌بر CZ-3)

با استفاده از وزن سوخت تخمین زده شده و دبی جرمی موتور، می‌توان تخمینی از زمان سوزش بدست آورد. این تخمین به عنوان مقدار اولیه در طراحی قابل استفاده است.

۱-۳-۳-۴-۵. مسیرهای درجه دو

یکی از روند تغییرات پیشنهادی که منجر به مسیرهای به نسبت بهینه‌ای می‌شود مسیر درجه دو است. در این روش تغییرات زاویه فراز با زمان از روندی درجه دو پیروی می‌کند. در این روش برای قسمت‌های مختلف مسیر روندی عمودی در نظر گرفته می‌شود. مادامی که ماهواره‌بر مسیر عمودی را طی می‌کند، داریم:

$$\theta = \frac{\pi}{2} \quad t < t_v \quad (5-36)$$

پس از آن با استفاده از روند درجه دو نسبت به زمان داریم:

$$\theta = (\theta_{i-1} - \theta_i) \left[\frac{1 - \frac{t}{t_{bi}}}{1 - \frac{t_{bi-1}}{t_{bi}}} \right] + \theta_i \quad t_{bi} < t < t_{bi} \quad (5-37)$$

در روابط فوق، اندیس i بیانگر مرحله مورد محاسبه و $i-1$ بیانگر قسمت قبلی مسیر هستند. برای مرحله اول پس از زمان پرواز عمودی در روابط فوق برای زاویه فراز مرحله قبلی باید 90° درجه و برای زمان سوخت مرحله قبلی باید زمان پرواز عمودی را قرار داد. Θ_i ها زوایای ورودی برای بدست آوردن بهترین مسیر پرواز هستند (زوایای انتهای مراحل). واضح است که با تغییر زمان سوزش و زوایای انتهایی هر مرحله مسیر نیز تغییر می‌کند. زاویه مرحله آخر با توجه به روش تزریق تعیین می‌شود.

از آنجا که جرم سامانه با زمان متناسب است، می‌توان روابط فوق را بر مبنای جرم نیز نوشت. اگر نسبت جرم لحظه‌ای ماهواره بر به جرم کل آن مرحله را با μ_i نشان دهیم، با توجه به نمودار درجه دوی زاویه فراز داریم:

$$\theta_i = A\mu^2 + B\mu + C \quad (5-38)$$

ضرایب A و B و C را باید بر مبنای شرایط مرزی مسیر بدست آورد. یعنی:

$$\begin{aligned} \theta(\mu_i)_{start} &= \theta(\mu_{i-1})_{end} \\ \frac{d\theta}{d\mu}(\mu_i) &= 0 = 2A\mu_i + B \end{aligned} \quad (5-39)$$

که در آن‌ها اندیس i بیانگر شماره مرحله است. برای مرحله اول همچنین باید قسمت عمودی پرواز را نیز در معادلات وارد کرد.

با توجه به دانستن سرعت آخر هر مرحله، این قید نیز بر مسیر پرواز وارد می‌شود. مسیر باید بتواند توزیع سرعت مورد نیاز را ایجاد کند. از طرفی توجه شود که زمان سوزش خود بر مقدار سوخت و در نتیجه وزن سامانه تأثیر می‌گذارد.

۲-۳-۴-۵. مسیر تانژانتی

در صورتی که در بررسی مسیر پرواز از نیروهای آیرودینامیکی صرف نظر کنیم، مسیر بهینه‌ای برای یک مرحله به فرم زیر بدست می‌آید:

$$\tan \theta = \left(1 - \frac{t}{t_{b,i}}\right) \tan (\theta_i) \quad (5-40)$$

که در آن θ_i زاویه فراز ابتدای مرحله و $t_{b,i}$ زمان سوزش مرحله است. این مسیر برای ماهواره‌برهای یک مرحله‌ای مناسب است.

۳-۳-۴-۵. روشی بر مبنای زاویه حمله

مرجع (۱۰) یک رابطه برای تغییرات زاویه حمله به فرم زیر ارائه می‌دهد:

$$\alpha = -4\alpha_{max} e^{a(t_1-t)} [1 - e^{a(t_1-t)}] \quad (5-41)$$

که در آن a سرعت میرایی را تعیین کرده و به گونه‌ای انتخاب می‌شود که زاویه حمله در اعداد ماخ 0.8 - 0.7 بسیار کوچک شود. پارامتر دیگر زاویه حمله حداکثر است که با تغییر آن برنامه‌های متفاوت بدست می‌آید.

۴-۳-۴-۵. بهینه‌سازی مسیر

فرمول‌های داده شده در بالا دو نمونه از نتایج استفاده از روش‌های ریاضی به منظور بهینه‌سازی مسیر بود. به منظور رسیدن به عملکرد بهینه سیستم، نیاز است که مسیر بهینه انتخاب شود. بهینه‌سازی مسیر می‌تواند بر مبنای دو روش انجام شود:

- حساب دیفرانسیل تغییرات^{۱۸۰}

- کنترل بهینه^{۱۸۱}

مسئله بهینه‌سازی مسیر یک مسئله مقید است. در این قسمت این مسئله را برای حالت دو درجه آزادی بیان می‌کنیم.

¹⁸⁰ Calculus of Variations

¹⁸¹ Optimal Control

در حالت دو درجه آزادی، با توجه به اینکه در زمان تزریق زاویه فراز صفر می‌شود، پس سرعت افقی خواهد بود. پس تابع هدف ماکزیمم کردن سرعت افقی در انتهای مسیر است. منتها این باید در حالتی اتفاق بیفتد که شرایط مرزی و اولیه مورد نیاز را ارضا کند.

در اینجا به بررسی بهینه‌سازی مسیر نخواهیم پرداخت اما پایان‌نامه‌ها، مقالات و کتب زیادی با محتوای مورد نیاز موجود هستند.

۵-۴-۴. سخت افزار هدایت و ناوبری

۵-۴-۴-۱. سیستم‌های ناوبری

سیستم ناوبری مختلفی در سامانه‌های ماهواره‌بر استفاده می‌شوند که در زیر توضیح مختصری از آن‌ها می‌آید:

- ناوبری با استفاده از اطلاعات ماهواره‌ای
حداقل در بخشی از مسیر، می‌توان از سیستم‌های موقعیت یاب برای هدایت سیستم ماهواره‌بر و یا تصحیح خطاهای ایجاد شده استفاده کرد.
- ناوبری اینرسی
در این حالت، سنسورهای سنجش وضعیت و سایر پارامترهای پروازی بر روی خود سامانه نصب می‌شوند. معمولاً در طول پرواز، خطای این سنسورهای زیاد می‌شود و در نتیجه نیاز است که به طریقی بتوان آن‌ها را تصحیح کرد.
- ناوبری ستاره‌ای
در این حالت با استفاده از اطلاعات ستارگان و پردازش تصویر نقطه‌ای از آسمان، مختصات فضایی سامانه تخمین زده شده و تصحیح می‌گردد.

۵-۴-۴-۲. سیستم‌های هدایت

سیستم هدایت دو وظیفه اصلی دارد:

- هدایت مسیر مرکز جرم بر روی مسیر پرواز تعیین شده
- کنترل وضعیت پرنده حول مرکز جرم

یکی از روش‌های هدایت، هدایت از پیش برنامه ریزی شده است. در این حالت کامپیوتر پرواز به صورت بر خط دستوراتی را بر مبنای برنامه‌ریزی قبلی اجرا می‌کند. در فاز پرواز اتمسفریک با توجه به تغییرات سریع اغتشاشات و نیروها باید از این نوع هدایت استفاده کرد. با خروج از اتمسفر غلیظ، می‌توان هدایت را به صورت on-board و یا به واسطه دستوراتی از زمین انجام داد.

۳-۴-۵. قفسه هدایت

قفسه هدایت که در برخی مواقع به آن قفسه تجهیزات نیز می‌گویند، جزئی از سامانه ماهواره‌بر است که تجهیزات هدایت و ناوبری در آن قرار گرفته‌اند. وظیفه این قفسه نگاهداری این اجزا و تأمین شرایط ایمن و مناسب برای کارکرد آن‌هاست. برای تخمین وزن این جزء می‌توان از داده‌های آماری استفاده کرد.

محل قرارگیری این جزء نیز از اهمیت بسیار برخوردار است. محل قرارگیری بر مبنای طراحی سیستم هدایت و ناوبری صورت می‌گیرد. در کل در سیستم‌های سوخت مایع می‌توان قفسه هدایت را در نوک، در وسط مخازن یا در پشت اولین مخزن قرار داد.

قرار دادن قفسه هدایت در نوک ماهواره‌بر باعث می‌شود که ارتعاشات (خصوصاً موتور) بر آن تأثیری نگذارند. اما در این حالت طول کابل‌های انتقال سیگنال بلند شده، بازرسی‌های فنی قبل از پرتاب سخت می‌شود.

قرار دادن قفسه هدایت بعد از موتور یکی از مراحل باعث می‌شود که مسائل ارتعاش و حرارت جدی باشند اما طول کابل‌های مورد نیاز را کاهش می‌دهد و بازرسی آن راحت‌تر است.

در صورتی که قفسه هدایت در بین مخازن قرار گیرد، ارتعاشات کمترین اثر را بر سیستم می‌گذارند. در نتیجه اگر حساسیت سیستم ناوبری به ارتعاشات زیاد باشد باید از این محل استفاده کرد.

در برخی سیستم‌ها، هدایت و ناوبری برخط تنها در فاز اتمسفریک پرواز صورت می‌گیرد و بعد از آن هدایت و کنترل از طریق مرکز زمینی انجام می‌شود. این به دلیل کم شدن اغتشاشات پس از پرواز اتمسفریک است. در این صورت می‌توان با گذاشتن قفسه هدایت در مرحله آخر فاز اتمسفریک، آن را در پایان فاز اتمسفریک جدا کرد. مشکلی که پیش می‌آید این است که به دلیل عدم صلبیت سازه ماهواره‌بر، انحرافات و ارتعاشات در مرکز آن بیشتر بوده و می‌توانند با وارد شدن به قفسه هدایت دقت سیستم هدایت و ناوبری را کاهش دهند. روش دیگر در نظر گرفتن هدایت برخط برای کل یا بیشتر مراحل است. در این صورت قفسه هدایت را در مرحله آخر یا یکی مانده به آخر قرار می‌دهند. نکته مثبت در این حالت این است که کمترین اغتشاشات به سیستم هدایت وارد می‌شود.

بر مبنای مطالعات آماری انجام شده بر روی وزن قفسه تجهیزات، قفسه تجهیزات در ماهواره‌برهایی کوچک جرمی در حدود ۱۰۰ تا ۲۰۰ کیلوگرم، در ماهواره‌برهای متوسط وزنی در حدود ۳۰۰ تا ۶۰۰ کیلوگرم و در ماهواره‌برهای سنگین، وزنی در حدود ۱۰۰۰ تا ۱۵۰۰ کیلوگرم دارد.

۵-۵. محاسبات مداری

برای بررسی رسیدن به مدار لازم است که اطلاعاتی از مدارات داشته باشیم. همچنین در طول پرواز موتور خاموش خارج از جو، ماهواره‌بر بر روی مدارها قرار می‌گیرد. در این قسمت به بیات خواص مدارات پرداخته می‌شود.

۵-۵-۱. مروری بر مدارات در صفحه

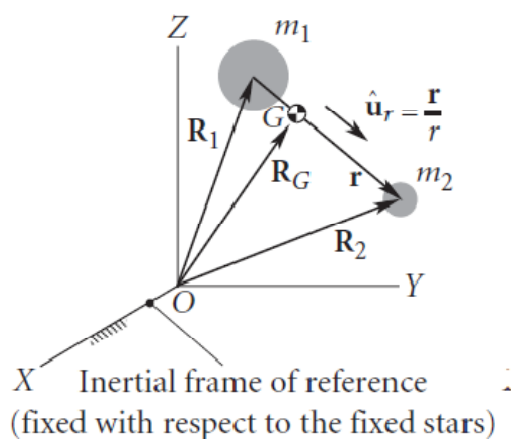
مدارهای مورد بررسی ما، مدارهایی هستند که از قوانین دو جسم پیروی می‌کنند یعنی به دلیل جاذبه بین دو جسم به وجود آمده‌اند. اثبات شده است که مدارات دارای شکل مقاطع مخروطی هستند. رابطه برداری کلی حرکت نسبی دو جسم تحت تأثیر جاذبه به صورت زیر است:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{-\mu}{r^3} \mathbf{r} \quad (5-42)$$

$$\mu = G(m_1 + m_2)$$

$$G = 6.673 \times 10^{-11} \text{ m}^3/(\text{kg.s}^2)$$

شکل ۵-۱۰ دستگاه مختصات به کار رفته را نشان می‌دهد. در این روابط μ پارامتر جاذبه نامیده می‌شود. در صورتی که یکی از دو جرم خیلی بزرگتر از دیگری باشد، می‌توان از جرم جسم کوچکتر صرف نظر کرد. G ثابت جهانی گرانش است که مقدار آن در بالا داده شده است.



شکل ۵-۱۰: دستگاه مختصات به کار رفته در مسئله دو جسم (۱۱)

با توجه به تعریف مومنتوم زاویه‌ای برای جسم ۲

$$H_{2/1} = r \times m_2 \dot{r} \quad (5-43)$$

می‌توان مومنتوم ویژه زاویه‌ای را به صورت زیر تعریف کرد:

$$h = r \times \dot{r} \quad (5-44)$$

با جاگذاری در فرمول اصلی به فرم زیر می‌رسیم:

$$r = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e \cos \theta} \quad (5-45)$$

در این رابطه e کشیدگی^{۱۸۲} مدار، θ آنومالی حقیقی و r شعاع مرتبط با آنومالی حقیقی است. این رابطه حرکت جسم m_2 را حول m_1 نشان می‌دهد. برای هر مدار خاص، μ و h و e ثابتند.

¹⁸² Eccentricity

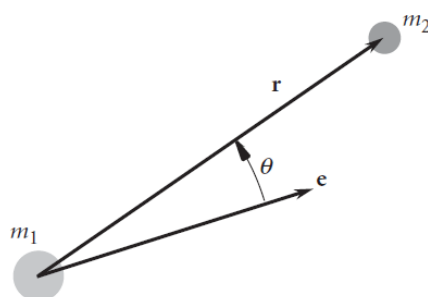
e یک بردار است که بر محور مدار (گذرنده از کانون‌های مقطع مخروطی) منطبق است. e شکل مدار را تعیین می‌کند به این صورت که :

• $e=0$ بیانگر مدار دایروی است.

• $0 < e < 1$ بیانگر مدار بیضوی است.

• $e = 1$ مدار سهموی است.

• $e > 1$ مدار هذلولی است.



شکل ۵-۱۱: تعریف آنومالی حقیقی (۱۱)

معادله انرژی برای یک مدار به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{v^2}{2} + \frac{\mu}{r} = \varepsilon \quad (۵-۴۶)$$

که در آن ε انرژی ویژه مدار و v سرعت جسم در مدار است.

روابط مداری برای مدارات دایروی و بیضوی در صفحه که در طول پروژه استفاده شدند، در جدول ۵-۷ خلاصه شده‌اند. برای توضیحات بیشتر و باقی مدارات می‌توان به مرجع (۱۱) مراجعه کرد. تعاریفات هندسی مورد نیاز در شکل‌های ۵-۱۲ تا ۵-۱۴ آمده است.

جدول ۵-۷: روابط مداری مورد نیاز

مدارات سهموی		مدار دایروی	
$r = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + \cos\theta}$	شعاع مدار	$r = \frac{h^2}{\mu}$	شعاع مدار
$v = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$	سرعت مدار	$v_{circ} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$	سرعت مدار
این مدار تا بی‌نهایت ادامی می‌یابد، پس دوره تناوب ندارد.		$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r^{\frac{3}{2}}$	دوره تناوب مدار
بنا به تعریف انرژی ویژه این مدار صفر است زیرا شعاع آن تا بی‌نهایت می‌رود.		$\varepsilon = -\frac{\mu}{2r}$	انرژی ویژه مدار
مدار هذلولی		مدار بیضوی	
$r_p = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e}$	شعاع حضیض	$r_p = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 + e}$	شعاع حضیض
$r_a = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 - e}$	شعاع اوج	$r_a = \frac{h^2}{\mu} \frac{1}{1 - e}$	شعاع اوج
$a = -\frac{r_p + r_a}{2}$	نیم قطر بزرگ هذلولی	$a = \frac{r_p + r_a}{2}$	نیم قطر بزرگ بیضی
$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$	کشیدگی مدار	$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p}$	کشیدگی مدار
$b = a\sqrt{e^2 - 1} = \Delta$	نیم قطر کوچک مدار	$b = a\sqrt{1 - e^2}$	نیم قطر کوچک مدار
$\varepsilon = \frac{\mu}{2a}$	انرژی مدار	$\varepsilon = -\frac{\mu}{2a}$	انرژی مدار
$v = \sqrt{2\frac{\mu}{r} + \frac{\mu}{a}}$	سرعت مداری	$v = \sqrt{2\frac{\mu}{r} - \frac{\mu}{a}}$	سرعت مداری
$\theta_\infty = \cos^{-1}\left(-\frac{1}{e}\right) = \beta$	زاویه مجانب‌های هذلولی با محور کانونی	$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{\frac{3}{2}}$	دوره تناوب مدار

سرعت فرار حداقل سرعتی است که یک جسم باید داشته باشد تا بتواند از جاذبه زمین فرار کند. از آنجا که مدارات سهموی از دسته مداراتی هستند که زمین را ترک می‌کنند به آن‌ها مدار فرار نیز می‌گویند. سرعت فرار به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$v_{esc} = \sqrt{\frac{2\mu}{r}} \quad (5-47)$$

این رابطه در واقع بیانگر سرعت در یک مدار سهموی است.

سرعتی دیگری به نام سرعت اضافی هذلولی نیز تعریف می‌شود که سرعتی است که جسمی بر روی یک مدار هذلولوی در شعاع بی‌نهایت به آن می‌رسد.

$$v_{\infty} = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad (5-48)$$

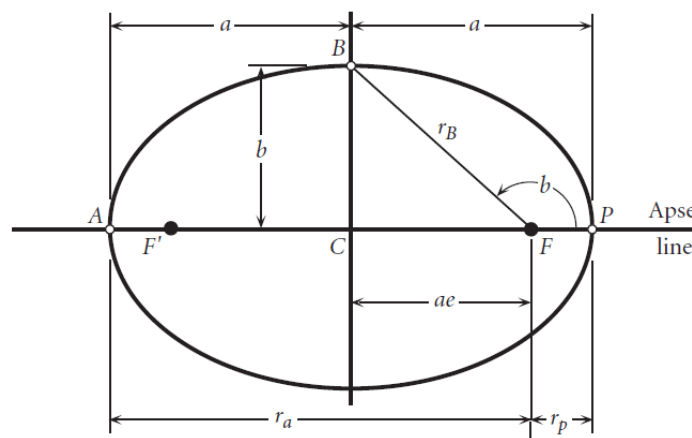
واضح است که داریم:

$$v = v_{esc} + v_{\infty} \quad (5-49)$$

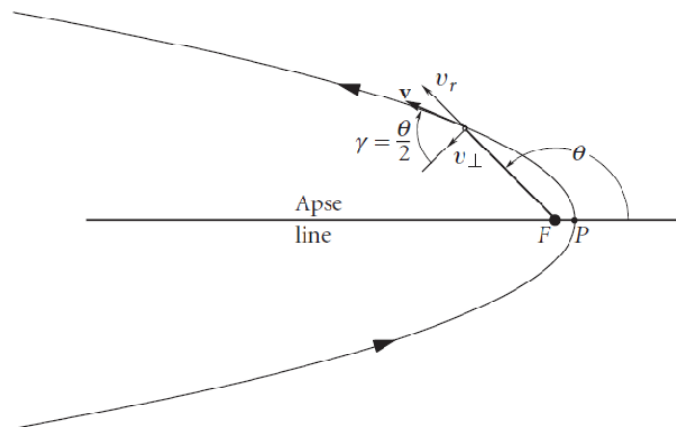
از این رابطه می‌بینیم که سرعت اضافی هذلولی در واقع نشان می‌دهد که چه مقدار سرعت نیاز است تا از مرکز جاذبه فرار کرد. معیاری به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$C_3 = v_{\infty}^2 \quad (5-50)$$

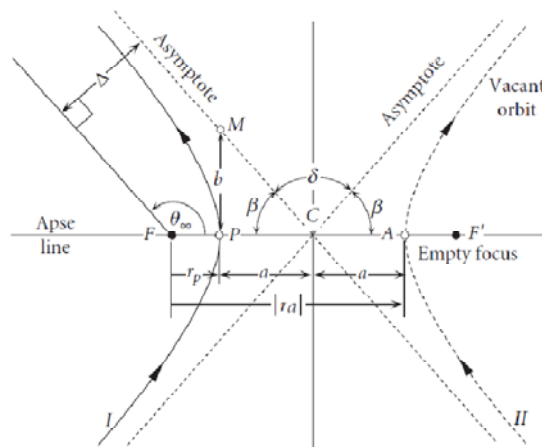
معمولاً در مأموریت‌های بین سیاره‌ای نیازمندی مأموریت بر مبنای C_3 تعیین می‌شود. این معیار همچنین ماکزیمم انرژی را نشان می‌دهد که ماهواره‌بر می‌تواند به سامانه فضایی با جرم معین بدهد. همواره C_3 ماهواره‌بر باید بیش از مأموریت باشد.



شکل ۵-۱۲: هندسه مدار بیضوی (۱۱)



شکل ۱۳-۵: هندسه مدار سهموی (۱۱)



شکل ۱۴-۵: هندسه مدار هذلولی (۱۱)

۲-۵-۵. مدارها در سه بعد

در قسمت قبلی مدار را در صفحه مداری بررسی کردیم. در این قسمت به بررسی جهت‌گیری مدار در فضا می‌پردازیم.

در فضای ۳ بعدی مختصات مداری نسبت به دستگاه مختصات اینرسی استاندارد بیان می‌شود. به این دستگاه، دستگاه زمین مرکز عروج-سقوط^{۱۸۳} می‌گویند. این دستگاه هر ۵۰ سال به روزرسانی می‌شود. به طور خلاصه، در این دستگاه یک محور به سمت صورت فلکی قوچ، محور دیگر از شمال قطبی می‌گذرد و محور سوم بر مبنای قانون دست راست تعیین می‌شود. در واقع صفحه استوا یکی از صفحات این سیستم را

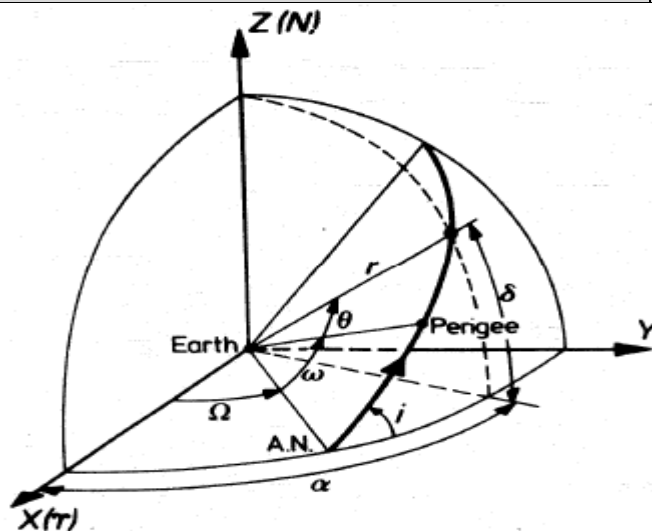
¹⁸³ Geocentric Right Ascension-Declination Frame

تشکیل می‌دهد. زوایای حاصل از حرکت در صفحه استوا را right ascension و زوایای حاصل از حرکت به سمت شمال را declination می‌گویند.

پارامترهای کلی وضعیت مدارات در فضای سه بعدی در جدول ۵-۸ تعریف شده‌اند. به ۴ مورد آخر جدول به اضافه آنومالی حقیقی و مومتوم زاویه‌ای ویژه المان‌های مداری نیز می‌گویند. شکل ۵-۱۶ تعریف هندسی این پارامترها را نشان می‌دهد.

جدول ۵-۸: پارامترهای وضعیت مدار

تعریف	علامت	صفحه معیار
صفحه استوا	-	محور معیار
جهت صورت فلکی قوچ	γ	گره اوج ^{۱۸۴}
موقعیتی در صفحه استوا که جسم در آن نقطه از نیمکره جنوبی به نیمکره شمالی می‌آید	A.N	شیب ^{۱۸۵}
زاویه بین صفحه مدار و صفحه استوا	i	موقعیت گره اوج ^{۱۸۶}
زاویه بین موقعیت گره اوج و محور معیار	Ω	آرگومان حضیض ^{۱۸۷}
زاویه بین خطوط گذرنده از گره اوج و نقطه حضیض	ω	



شکل ۵-۱۶: پارامترهای مداری در ۳ بعد

به منظور تعیین سه بعدی مدار، مراحل زیر را طی می‌کنیم:

¹⁸⁴ Ascending Node

¹⁸⁵ Inclination

¹⁸⁶ Right Ascension of the Ascending Node

¹⁸⁷ Argument of Perigee

۱. تعیین فاصله

$$r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} \quad (5-50)$$

۲. تعیین سرعت

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (5-51)$$

۳. تعیین سرعت شعاعی

$$v_r = \frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}}{r} = \frac{Xv_x + Yv_y + Zv_z}{r} \quad (5-52)$$

از حضيض دور می‌شود. $V_r > 0 \Rightarrow$

به سمت حضيض حرکت می‌کند. $V_r < 0 \Rightarrow$

۴. تعیین مومنوم زاویه‌ای ویژه

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v} = \begin{vmatrix} \hat{\mathbf{i}} & \hat{\mathbf{j}} & \hat{\mathbf{k}} \\ X & Y & Z \\ v_x & v_y & v_z \end{vmatrix} \quad (5-53)$$

۵. تعیین اندازه مومنوم زاویه‌ای ویژه

$$h = \sqrt{\mathbf{h} \cdot \mathbf{h}} \quad (5-54)$$

۶. تعیین شیب مدار

$$i = \cos^{-1} \left(\frac{h_z}{h} \right) \quad (5-55)$$

مدار عکس گرد است. $90 < i < 180 \Rightarrow$

۷. تعیین بردار گذرنده از نقطه اوج و مرکز مختصات

$$\mathbf{N} = \hat{\mathbf{K}} \times \mathbf{h} = \begin{vmatrix} \hat{\mathbf{i}} & \hat{\mathbf{j}} & \hat{\mathbf{k}} \\ 0 & 0 & 1 \\ h_x & h_y & h_z \end{vmatrix} \quad (5-56)$$

۸. تعیین اندازه بردار قبلی

$$N = \sqrt{\mathbf{N} \cdot \mathbf{N}} \quad (5-57)$$

۹. تعیین موقعیت زاویه‌ای گره اوج

$$\Omega = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{N_x}{N}\right) & N_y \geq 0 \\ 2\pi - \cos^{-1}\left(\frac{N_x}{N}\right) & N_y < 0 \end{cases} \quad (5-58)$$

۱۰. تعیین بردار کشیدگی

$$\mathbf{e} = \frac{1}{\mu} \left[\left(v^2 - \frac{\mu}{r} \right) \mathbf{r} - r v_r \mathbf{v} \right] \quad (5-59)$$

۱۱. تعیین اندازه کشیدگی مدار

$$e = \sqrt{\mathbf{e} \cdot \mathbf{e}} \quad (5-60)$$

۱۲. تعیین آرگومان حضیض

$$\omega = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{Ne}\right) & e_z \geq 0 \\ 2\pi - \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{N} \cdot \mathbf{e}}{Ne}\right) & e_z < 0 \end{cases} \quad (5-61)$$

۱۳. تعیین آنومالی حقیقی

$$\theta = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{e} \cdot \mathbf{r}}{er}\right) & v_r \geq 0 \\ 2\pi - \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{e} \cdot \mathbf{r}}{er}\right) & v_r < 0 \end{cases} \quad (5-62)$$

به وسیله این روش می‌توان موقعیت مداری یک جسم را تشخیص داد. از این روش می‌توان برای بررسی رسیدن به مدار در فضای ۳ بعدی استفاده کرد.

۳-۵-۵. روش‌های تزریق مداری

۳ روش اصلی برای تزریق یک محموله به مدار استفاده می‌شوند. (۲)

۱-۳-۵. تزریق مستقیم

در این روش موتورها به صورت از پیش تعیین شده سوخته و در پایان ماهواره‌بر به سرعت مداری رسیده و ماهواره را در مدار رها می‌کند. گاهی اوقات حتی یکی از مراحل در داخل مدار روشن شده و سرعت مداری را ایجاد می‌کند. در طراحی مفهومی ماهواره‌بر در نظر گرفتن این حالت کافی است. باقی حالات با توجه به مأموریت‌های خاص استفاده می‌شوند.

۲-۳-۵. تزریق با یک بخش بالستیک میانی

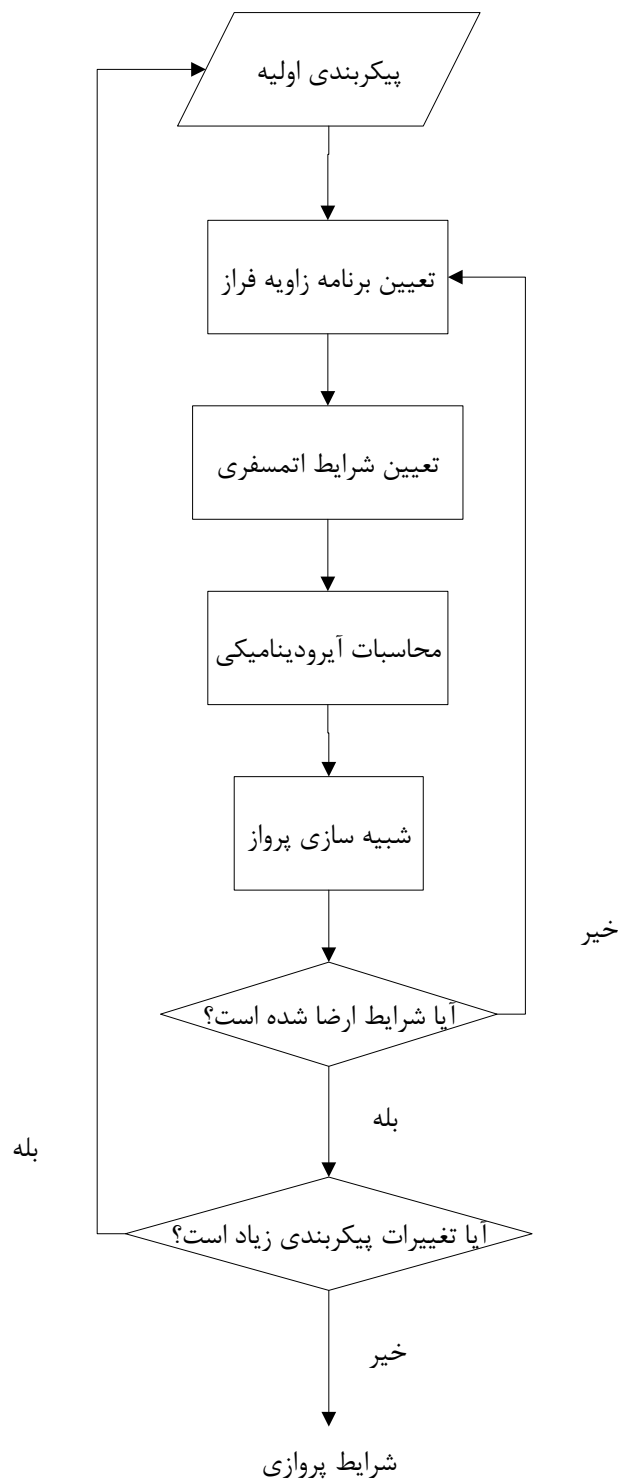
در این روش موتور ماهواره‌بر در بخشی از مسیر خاموش می‌شود و در واقع در این بخش از انرژی جنبشی کاسته شده و بر انرژی پتانسیل ماهواره‌بر (ارتفاع) افزودی می‌شود. معمولاً در پایان بخش موتور خاموش نیاز به شتاب دادن محموله تا سرعت مداری است.

۳-۳-۵. تزریق با استفاده از مدارات واسط

در این روش، محموله ابتدا بر روی یک مدار میانی قرار می‌گیرد و سپس با استفاده از مانورهای مداری (مثلاً مانور هوهمن) به مدار مقصد می‌رسد. نیروی پیشران لازم برای مانور را یا خود محموله از طریق سیستم پیشران خود ایجاد می‌کند و یا مرحله نهایی ماهواره‌بر (در این حالت مرحله نهایی ماهواره‌بر تا مدار مقصد محموله را همراهی کرده و سپس جدا می‌شود).

۷-۵. خلاصه روند شبیه‌سازی پرواز

با توجه به آنچه آمد، می‌توان روند شبیه‌سازی پرواز یک ماهواره‌بر را به صورت داده شده در فلوچارت شکل ۱۷-۵ خلاصه کرد. شرایطی که در این شبیه‌سازی باید ارضا شود شرایط رسیدن به مدار و شرایط زاویه حمله و فراز هستند.



شکل ۱۷-۵: فلوچارت شبیه‌سازی پرواز

۸-۵. مراجع

1. **Tewari, Ashish.** *Atmospheric & Space Flight Dynamics*. Boston : Birkhauser, 2007.
۲. **هی، لینشو، طراحی موشک (بالستیک و حامل ماهواره)، مترجمان: دکتر حسن کریمی مزرعه‌شاهی، مهندس سید مجتبی هاشمی دولابی، جهاد دانشگاهی دانشکده فنی دانشگاه تهران، ۱۳۸۴**
3. **Fleeman, Eugene L.** *Tactical Missile Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
4. **Blake, William B.** *MISSILE DATCOM User's Manual*. Air Force Research Laboratory, 1998. AFRL-VA-WP-TR-1998-3009.
5. *Missile Flight Simulation Part one: Surface-to-Air Missiles*. Department of Defence, United States of America, 1995. MIL-HDBK-1211.
6. **Meriam, J. L. and Kraige, L. G.** *Engineering Mechanics: Dynamics*.
7. **Jenkins, Philip N.** *Missile Dynamics Equations for Guidance and Control Modelling and Analysis*. Alabama : U.S. Army Missile Command, 1984. AD-A151 529.
8. **Larson, Wiley J. and Wertz, James R.** *Space Mission Analysis and design*. Kluwer Academic Publishers, 1992. 1-881883-01-9.
9. **Fortescue, Peter, stark, John and Swinerd, Graham.** *Spacecraft systems Engineering*. John Wiley & Sons, 2005. 0-470-85102-3.
۱۰. **و-ای-فنونودوسف طراحی موشک، مترجمان: جعفر روشنیان، حسن کریمی مزرعه‌شاهی، مهران میرشمس، انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۷۸**
11. **Curtis, Howard.** *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Elsevier, 2009.
12. Model Web: Geophysical Models. *National Air and Space Administration (NASA)*. [Online] <http://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/>.

فصل ششم

تحلیل سازه و بررسی‌های پایداری و کنترل

۶-۱. تخمین وزن اجزا، تعیین مرکز جرم و تعیین ممان اینرسی‌ها

به منظور بررسی‌های سازه و پایداری، ابتدا باید وزن اجزا را تخمین زده و محل مرکز جرم سامانه را پیدا کنیم. این مرحله پس از تعیین پیکربندی قابل انجام است، اما بهتر از پس از بررسی مسیر و اطمینان از موفقیت پیکربندی مورد نظر در رسیدن به مدار تعیین شود.

۶-۱-۱. تخمین وزن اجزا

تخمین وزن اجزا به طرق مختلف امکان‌پذیر است. وزن برخی اجزا (نظیر سامانه پیشران و مواد سوختی) قبلاً تعیین شده‌اند. وزن سایر اجزا را در این مرحله می‌توان با استفاده از داده‌ها آماری تخمین زد. معمولاً بهتر است که از توزیع وزن ماهواره‌برهای هم کلاس خود استفاده کرد تا دقت محاسبات بالاتر برود. برخی مقادیر آماری مورد نیاز در فصول قبلی ارائه شده‌اند. از آنجا که در این مرحله اطلاع دقیقی از اجزای دقیق مورد نیاز نداریم، می‌توانیم اختلاف بین وزن تخمین زده برای کل سامانه و وزن اجزایی که داریم را بین اجزا پخش کنیم.

۶-۱-۲. مرکز جرم و جابجایی آن

به منظور تعیین محل مرکز جرم، می‌توانیم محل مرکز جرم اجزا را تعیین کرده و سپس با استفاده از روابط زیر مرکز جرم کلی را تعیین کنیم:

$$\begin{aligned} x_{cg} &= \frac{\sum M_c x_{c.gc}}{\sum M_c} \\ y_{cg} &= \frac{\sum M_c y_{c.gc}}{\sum M_c} \\ z_{cg} &= \frac{\sum M_c z_{c.gc}}{\sum M_c} \end{aligned} \quad (۶-۱)$$

که در آن‌ها اندیس C بیانگر جزء است. همچنین باید محورهایی برای بررسی مرکز جرم و فواصل مورد نظر در نظر بگیریم. این محورها باید به گونه‌ای قرار گیرند که هیچ یک از اجزا دارای فاصله منفی نباشند.

مرکز جرم اجزایی نظیر موتور را باید از سازنده بگیریم. اما در مورد مواردی نظیر مخازن، محل مرکز جرم با توجه به شکل هندسی آن‌ها معلوم است. معمولاً مرکز جرم موادی سوختی و مخزن تقریباً در یک جا واقعند.

برای تخمین مرکز جرم برخی اجزا می‌توان از روابط داده شده در جدول ۶-۱ استفاده کرد. در این جدول مرکز جرم برخی اجزا با توجه به منطق و شباهات بین این اجزا در ماهواره‌بر و هواپیما تخمین زده شده است.

جدول ۶-۱: مرکز جرم تقریبی برخی اجزا (محاسبات از نوک جزء در نظر گرفته شده، محور بدنی محور تقارن)

نام جزء	$X_{c.g}$	$Y_{c.g}$	$Z_{c.g}$	نکات
مخازن	$L/2$	0	0	مخازن معمولاً متقارنند.
موتورهای سوخت مایع	$0.3-0.4 L$	0	0	مرکز جرم متمایل به سر موتور است. چگونگی نصب توربوپمپ بر آن مؤثر است.
بالک‌ها	$0.3 MAC$	$\frac{b(1+2\lambda)}{6(1+\lambda)}$	0	B دهانه کامل است.

محل مرکز جرم با مصرف سوخت تغییر می‌کند. ما نیاز داریم که عقب‌ترین و جلوترین محل مرکز جرم را بدانیم. اگر تنها متغیر در وزن مصرف سوخت باشد، برای بررسی جابجایی مرکز جرم هر مرحله می‌توان از مرکز جرم وقتی مخازن پر هستند و مرکز جرم وقتی مخازن خالی هستند استفاده کرد. از آن‌جا که تغییر میزان محموله نیز بر پایداری مؤثر است، باید انواع مختلف بارگذاری سیستم را به منظور بررسی تغییرات مرکز جرم در نظر بگیریم. در کل ترکیبات زیر وجود دارند:

- ماهواره‌بر خالی، بدون سوخت
- ماهواره‌بر و سوخت
- ماهواره‌بر و محموله
- ماهواره‌بر و سوخت و محموله

با ترکیب انواع بارگذاری حاصل از این بارها می‌توانیم نمودار تغییرات مرکز جرم را رسم کرده و عقب‌ترین و جلوترین مرکز جرم را برای هر حالت پروازی بیابیم.

۶-۱-۳. تعیین ممان اینرسی‌ها

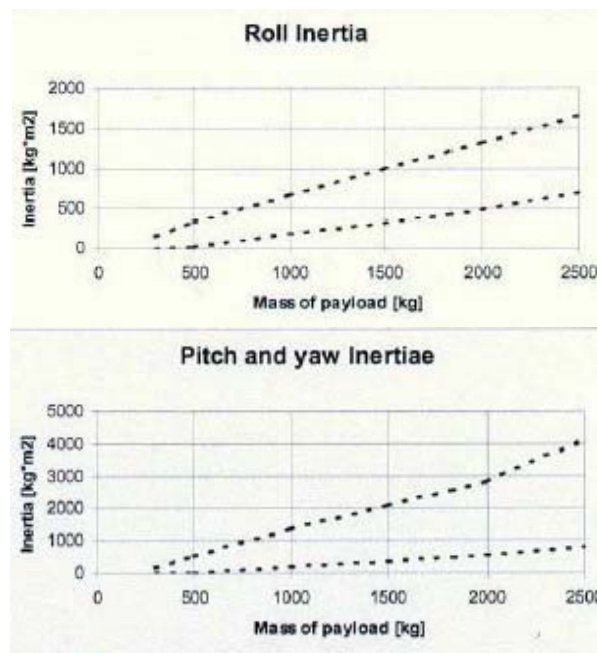
ممان اینرسی‌های مختلف یک سیستم به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= \int (y^2 + z^2) dw \\
 I_{yy} &= \int (x^2 + z^2) dw \\
 I_{zz} &= \int (x^2 + y^2) dw \\
 I_{xy} &= I_{yx} = \int xy dw \\
 I_{xz} &= I_{zx} = \int xz dw \\
 I_{yz} &= I_{zy} = \int yz dw
 \end{aligned}
 \tag{۶-۲}$$

از طریق این فرمول‌های تانسور ممان اینرسی‌ها به فرم زیر ایجاد می‌شود:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (۶-۳)$$

در صورتی که ممان اینرسی را حول محورهای اصلی حساب کنیم، با توجه به تقارن‌های موجود ماتریس ممان اینرسی‌ها تبدیل به یک ماتریس قطری می‌شود یعنی ممان اینرسی‌های ضربی صفر می‌شوند. محور-های اصلی محورهای مختصات کارتزینی هستند که مبدأ آن‌ها در مرکز جرم وسیله است. پس در واقع این-ها همان محورهای بدنی هستند. واضح است که با توجه به تغییر جرم ماهواره‌بر با زمان، ممان اینرسی‌ها نیز با زمان تغییر می‌کنند.



شکل ۶-۱: تغییرات ممان اینرسی برای ماهواره‌بر VEGA (۱)

برای انتقال ممان اینرسی‌ها به محورهای مختلف از تئوری محورهای موازی استفاده می‌شود. فرم ریاضی این تئوری به صورت زیر است:

$$I_A = I_{A'} + md^2 \quad (۶-۴)$$

که در آن محور A محور مقصد، محور A' محور اولیه و d فاصله بین دو محور است.

همچنین شعاع ژیراسیون به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$R_g = \sqrt{\frac{I}{A}} \quad (۶-۵)$$

که در آن A مساحت سطح مقطع، I ممان اینرسی مورد نظر و R_g شعاع ژیراسیون است.

در صورتی که ممان اینرسی چند جرم متمرکز را حول یک محور داشته باشیم، می‌توان ممان اینرسی کل آن اجرام را حول آن محور به روش زیر بدست آورد:

$$I_{A_{tot}} = \sum I_{A_i} \quad (۶-۶)$$

با توجه به تعریف‌های بالا با داشتن ممان اینرسی اجزای سامانه می‌توانیم ممان اینرسی کل سامانه را حساب کنیم. ممان اینرسی اجزا به ۳ روش قابل تخمین است:

- استفاده از فرمول‌های ساده هندسی
 - برخی فرمول‌های ساده هندسی که قابل استفاده هستند در جدول ۲-۶ خلاصه شده‌اند.
 - استفاده از اطلاعات آماری
- معمولاً به منظور تخمین آماری از یک شعاع ژیراسیون بی‌بعد شده استفاده می‌شود. به صورت زیر:

$$\begin{aligned} \bar{R}_x &= \frac{2R_x}{d} \\ \bar{R}_y &= \frac{2R_y}{L} \\ \bar{R}_z &= \frac{2R_x}{e} \end{aligned} \quad (۶-۷)$$

در این روابط d قطر ماهواره‌بر، L طول ماهواره‌بر و e برابر نصف حاصل جمع d و L است. با انجام مطالعات آماری می‌توان مقدار این شعاع ژیراسیون بی‌بعد را بدست آورد و از آن برای سیستم جدید استفاده کرد.

- در این روش با توجه به دانستن محل مرکز جرم سامانه و مرکز جرم و جرم زیرسیستم‌ها، می‌توانیم از روابط زیر که در واقع رابطه انتقال محور برای ممان‌های اینرسی هستند به منظور تخمین ممان اینرسی استفاده کنیم:

$$\begin{aligned} I_{xx} &= \sum_{i=1}^n m_i [(y_i - y_{c.g})^2 + (z_i - z_{c.g})^2] \\ I_{yy} &= \sum_{i=1}^n m_i [(x_i - x_{c.g})^2 + (z_i - z_{c.g})^2] \\ I_{zz} &= \sum_{i=1}^n m_i [(x_i - x_{c.g})^2 + (y_i - y_{c.g})^2] \\ I_{xy} &= I_{yx} = \sum_{i=1}^n m_i (x_i - x_{c.g})(y_i - y_{c.g}) \\ I_{yz} &= I_{zy} = \sum_{i=1}^n m_i (y_i - y_{c.g})(z_i - z_{c.g}) \end{aligned} \quad (۶-۸)$$

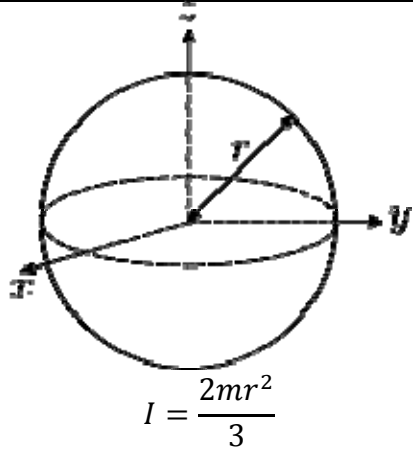
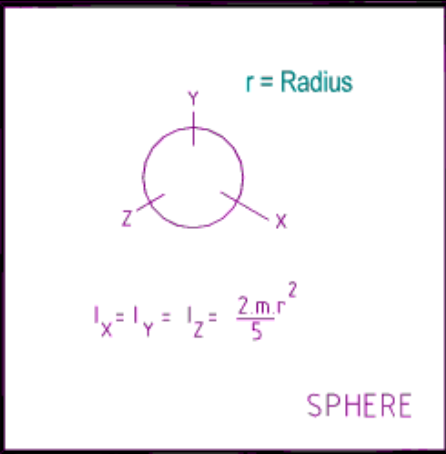
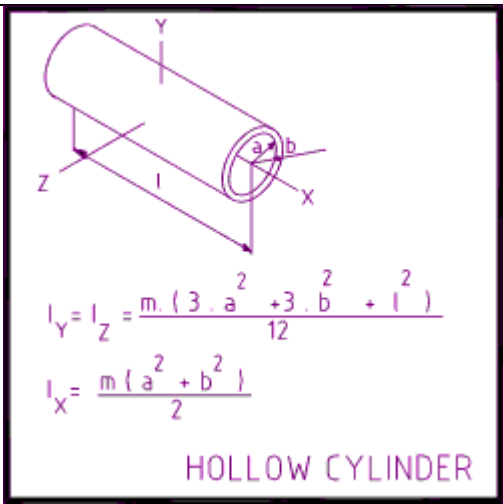
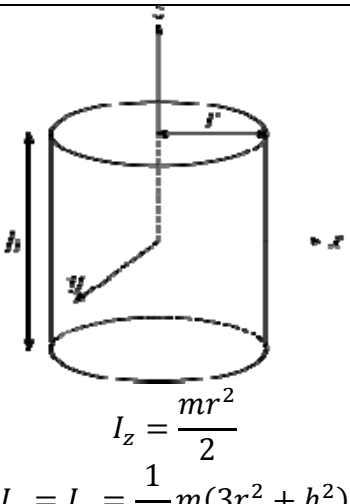
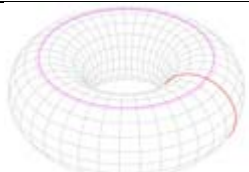
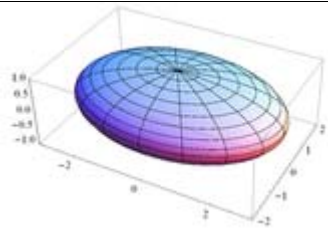
$$I_{xz} = I_{zx} = \sum_{i=1}^n m_i (x_i - x_{c.g.})(z_i - z_{c.g.})$$

در این روابط، اندیس i بیانگر جزء مورد نظر است. x_i و y_i و z_i ها بیانگر مختصات مرکز جرم شیء مورد نظر است. در این فرمول‌ها فرض شده که تعداد اجزا آنقدر زیاد است که ممان اینرسی جسم حول مرکز جرم خودش ناچیز است. در صورتی که این فرض برقرار نباشد، باید ممان اینرسی هر جسم را حول محورهای خودش به مقادیر بالا اضافه کرد. به عنوان مثال برای محور x خواهیم داشت:

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^n m_i [(y_i - y_{c.g.})^2 + (z_i - z_{c.g.})^2] + I_{xx_i} \quad (۹-۶)$$

ممان اینرسی اجزا حول خود را می‌توان به سادگی با فرض توزیع یکنواخت جرمی بدست آورد. (واضح است که روابط بالا همان روابط انتقال محورها هستند.)

جدول ۲-۶: ممان اینرسی شکل‌های متداول (1)، (2)، (3)

 $I = \frac{2mr^2}{3}$	 $I_x = I_y = I_z = \frac{2mr^2}{5}$ SPHERE
استوانه تو خالی به شعاع r	کره تو پر به شعاع r
 $I_y = I_z = \frac{m(3a^2 + 3b^2 + l^2)}{12}$ $I_x = \frac{m(a^2 + b^2)}{2}$ HOLLOW CYLINDER	 $I_z = \frac{mr^2}{2}$ $I_x = I_y = \frac{1}{12} m(3r^2 + h^2)$
استوانه تو خالی با شعاع داخلی a و شعاع خارجی b و طول l	استوانه تو پر به شعاع r و ارتفاع h
 $I_{diameter} = \frac{m}{8} (4a^2 + 5b^2)$ $I_{vertical\ axis} = m(a^2 + \frac{3}{4} b^2)$	 $I_a = \frac{m(b^2 + c^2)}{5}$ $I_b = \frac{m(a^2 + c^2)}{5}$ $I_c = \frac{m(a^2 + b^2)}{5}$
حلقه با شعاع حلقه a و شعاع مقطع b	بیضی گون جامد با نیم قطرهای a و b و c

۴-۱-۶. تعیین مرکز فشار

مرکز فشار سامانه با تغییر شرایط پروازی تغییر می‌کند. این مرکز بر مبنای شرایط آیرودینامیکی قابل تعیین است. کدهای آیرودینامیکی معمولاً این مقدار را ارائه می‌دهند. روشی برای محاسبه مرکز آیرودینامیکی و در نتیجه مرکز فشار در فصل ۵ آمده است.

۲-۶. آنالیز سازه‌ای

با توجه به بارهای بدست‌آمده در حین پرواز و همچنین بارهای جرمی، می‌توانیم به طراحی مجدد سامانه برای مقابله با این بارها پردازیم.

ابتدا باید بحرانی‌ترین حالت‌ها را پیدا کنیم. در حالتی که زاویه حمله صفر باشد ما کمترین نیروهای آیرودینامیکی را داریم و در حالتی که ماکزیمم زاویه حمله را داریم، ماکزیمم نیروهای آیرودینامیکی را. در نتیجه، به نظر می‌رسد که این دو حالت بحرانی‌ترین حالت برای بررسی سازه باشند.

بارهای مهمی که در سیستم‌های ماهواره‌بر باید مد نظر قرار گیرند عبارتند از:

- ماکزیمم فشار دینامیکی
از آن‌جا که ماکزیمم فشار دینامیکی در ضرایب آیرودینامیکی ضرب می‌شود تا نیروها را بسازد، یکی از حالات بحرانی ماکزیمم فشار دینامیکی است. این حالت منجر به ماکزیمم نیروهای فشاری و ماکزیمم خمش می‌شود.
- ماکزیمم شتاب
این شتاب معمولاً در پایان مرحله اتفاق می‌افتد و منجر به ماکزیمم نیروی محوری بر ماهواره‌بر می‌شود.
- تغییرات محیطی و همچنین تغییر در داخل سامانه
تغییرات فشار و دمای داخلی و خارجی منجر به ایجاد بار در سازه می‌شوند.
- بارهای حاصل از مرحله‌بندی و جدایش
- ارتعاشات اتفاقی و اثرات آکوستیک

اجزای سازه‌ای مختلفی برای مقابله با این بارها به کار می‌روند. این اجزا عبارتند از:

- اعضای محوری
این اعضا ممان اینرسی محور بدنی مخازن را افزایش می‌دهند و در نتیجه مقاومت در مقابل بارهای خمشی ایجاد می‌کنند.

- اعضای دایروی

این اعضا در مقابل کماتش مقاومت می‌کنند.

- اعضای لانه‌زنبوری و سطوح وافل^{۱۸۸}

این اجزا نیز ممان اینرسی محور طولی را افزایش می‌دهند. اما در کنار این امر منجر به کاهش وزن می‌شوند.

برخی اغتشاشات نیز بر سازه مؤثرند. اثر پوگو که در واقع به دلیل ناپایداری احتراق در موتورهای سوخت مایع ایجاد می‌شود، می‌تواند باعث کم و زیاد شدن نیروی پیشران و در نتیجه قرار دادن سازه تحت بار و ارتعاشات شود. این اثر معمولاً با مطالعات ارتعاشی قابل کنترل است. همچنین حرکت مواد سوختی نیز بر روی سازه بار ایجاد می‌کند که از طریق موج‌گیرها تحت کنترل در می‌آید.

در اینجا قصد داریم با توجه به بارهایی که بر ماهواره‌بر وارد می‌شود، طراحی اولیه سازه انجام شده را بررسی کرده و تغییرات لازم را در آن اعمال کنیم. همچنین قصد داریم که فواصل مورد نیاز برای قرار دادن اجزای سازه‌ای را تعیین کنیم. (در طراحی اولیه سازه این اعضا را مد نظر قرار ندادیم). در مرحله طراحی مفهومی از دو روش عمده برای طراحی سازه استفاده می‌شود.

یکی از روش‌های ساده تحلیل سازه، بررسی ضریب بار محوری است. در یک ماهواره‌بر، ضریب بار محور بدنی غالب است. قبلاً حد مقاومت در برابر نیروهای بدنی را برای مخازن تعیین کردیم. با مقایسه آن مقادیر با مقادیری که در طول پرواز باید تحمل شود، می‌توان بررسی کرد که سازه قابلیت تحمل یارها را دارد یا نه. ضریب بار محوری در راستای محور طولی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$n_{xb} = \frac{T - D}{m_0 g_0} \quad (۶-۱۰)$$

که در آن D بیانگر نیروی پسا، T نیروی پیشران، m_0 جرم ابتدایی ماهواره‌بر و g_0 شتاب گرانش در سطح زمین است. ضرایب بار در راستای باقی محورها نیز قابل تعریف هستند.

در بخش پرواز داخل جو ماهواره‌برها، گرمایش آیرودینامیکی اهمیت می‌یابد. بیشترین گرمایش در نوک فیرینگ و باقی نقاط سکون اتفاق می‌افتد. دمای ایجاد شده بر روی سطح از طریق رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$T_r = T_\infty (1 + 0.2 R_{ec} M^2) \quad (۶-۱۱)$$

¹⁸⁸ Waffle

که در آن M عدد مآخ، T_{inf} دمای جریان آزاد، R_{ec} ضریب دمای دیواره $(0/85)$ برای جریان آرام و $0/88$ برای جریان مغشوش) و T_r دمای دیواره آدیاباتیک (در واقع دمای ایجاد شده در لایه مرزی) است. با استفاده از این دما می‌توان میزان انتقال حرارت را بدست آورد:

$$q = h(T_r - T_w) \quad (۱۲-۶)$$

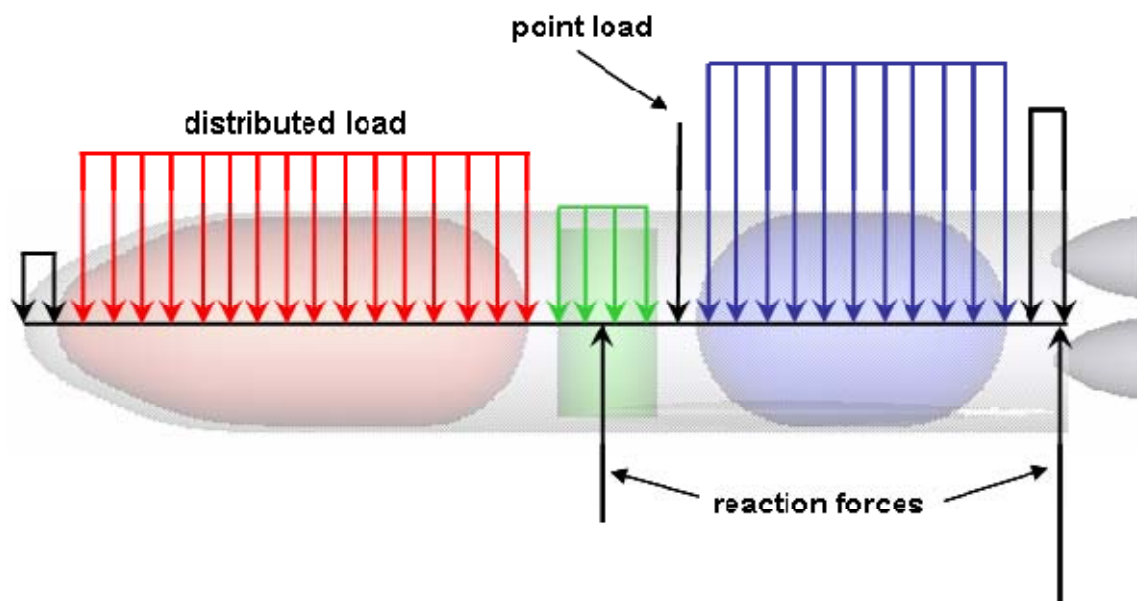
به غیر از روش ساده تحلیل سازه ارائه شده در بالا روش‌های دیگری هم وجود دارند. یک روش استفاده از روابط تجربی بر مبنای مطالعات آماری است. مزیت این روش سرعت بالای آن است و مشکل آن دقت پایینش. این دقت پایین خصوصاً در استفاده از این روش برای طراحی با توجه به فناوری‌های جدید نمایان می‌شود. در این روش فواصل قرارگیری اعضای سازه‌ای بر مبنای سامانه‌های مشابه تعیین می‌شود. مثلاً برای چنین فاصله گذاری می‌توان به کتاب چهارم مجموعه مرجع (۵) مراجعه کرد و از فواصل داده شده برای بدنه هواپیما استفاده کرد. همچنین وزن زیرسیستم‌ها را می‌توان بر مبنای مطالعات آماری تخمین زد.

روش دیگر استفاده از کدهای المان محدود است. با وجود دقت بالای این کدها، باید هر پیکربندی به صورت جداگانه برای حل شبکه بندی شود که این منجر به عدم امکان اتوماسیون روش می‌شود. همچنین با تغییرات جزئی در پیکربندی باید مدل را دوباره به صورت جداگانه تغییر داد. همچنین، کدهای المان محدود بسیار زمان‌بر هستند و زمان در طراحی مفهومی اهمیت خاصی دارد.

یکی دیگر از روش‌ها استفاده از توزیع بار روی ماهواره‌بر در حالت‌های مختلف پروازی است. معمولاً این روش در ماهواره‌برها چندان مورد استفاده قرار نمی‌گیرد زیرا شرایط پروازی ماهواره‌بر به صورت مداوم در حال تغییر است.

در اینجا از روشی استفاده می‌شود که در مراجع (۶) و (۷) ارائه شده است. با توجه به اینکه قبلاً طراحی سازه را با تخمینات اولیه زیاد انجام دادیم، به نظر می‌رسد که استفاده از نتایج مقاله فوق الذکر برای تصحیح خطاها مناسب به نظر می‌رسد.

ابتدا نیاز است که هندسه ماهواره‌بر تعیین شود. این مرحله قبلاً در طراحی اولیه سازه انجام شد. حال با توجه به طراحی انجام شده، باید بارگذاری را انجام داد. جرم‌های خشک و جرم مواد سوختی را می‌توان بابار-های متمرکز یا توزیع بار گسترده مدل کرد. در این روش فرض می‌کنیم که مخازن به صورت بخشی از دیواره ماهواره‌بر ساخته شده‌اند. همچنین در این روش به جای مدلسازی تاج مخازن، از یک طول معادل استفاده شده و کل مخازن به شکل استوانه فرض می‌شود. طول معادل ذکر شده برای مخزن استوانه‌ای با تاج‌های بیضوی و نیمکره برابر طول استوانه بعلاوه یک سوم ارتفاع تاج‌هاست.



شکل ۲-۶: بارگذاری سامانه (۶)

حال باید بارگذاری‌های مختلف را در شرایط مختلف بارگذاری را اعمال کنیم. معمولاً چند شرایط به عنوان شرایط بررسی تعیین می‌شوند. این شرایط معمولاً روی سکو، لحظه پرتاب، ماکزیمم فشار دینامیکی، ماکزیمم نیروی پیشران، ماکزیمم شتاب طولی و ماکزیمم ضرب زاویه حمله در فشار دینامیکی است. همچنین در هر حالت بارگذاری باید محل دو نیروی تکیه‌گاهی را تعیین کنیم. بهتر است که در هر حالت مکان این نیروها را چند بار تغییر دهیم تا نتایج دقیق‌تری بدست آید. میزان این نیروها از طریق ممان‌گیری حول مرکز جرم قابل محاسبه است. بارگذاری‌ها شامل جرم زیرسیستم‌ها، جرم سوخت، نیروهای تکیه‌گاهی و نیروهای وارده در حین پرواز می‌شوند. شکل باید به ایستگاه‌هایی تقسیم شود و تنش‌های خارجی در هرایستگاه محاسبه شوند. همچنین یک ضریب اطمینان ۱/۵ برای هر بار در نظر خواهیم گرفت. فرمول‌های تعیین نیروها و ممان‌ها عبارتند از:

$$\begin{aligned} -w_x &= \frac{dP}{dx} \\ -w_y &= \frac{dV}{dx} \\ V &= \frac{dM}{dx} \end{aligned} \quad (۶-۱۳)$$

در مرحله بعدی باید بارهای کاری^{۱۸۹} را حساب کنیم. این بارها از طریق ضرب ضخامت دیواره در تنش‌های حاصل از بارهای خارجی (خمش، برش و نیروی محوری) و فشار داخلی مخزن بدست می‌آیند. به بیان دیگر باید اثر فشار داخلی را نیز در تنش‌های خارجی بدست آمده اعمال کنیم. ممان خمشی طولی، نیروی محوری طولی و برش به صورت زیر قابل محاسبه هستند:

¹⁸⁹ Running Loads

$$\begin{aligned}
 N_{x_{bend}} &= \sigma_{bend} t_s = \frac{Mc}{I_y} t_s \\
 N_{x_{axial}} &= \sigma_{axial} t_s = \frac{P}{A} t_s = \frac{P}{P_{geo} t_s} t_s = \frac{P}{P_{geo}} \\
 N_{xy} &= \frac{2V}{A} t_s = \frac{2V}{P_{geo}}
 \end{aligned}
 \tag{۶-۱۴}$$

$$N_{x_{ullage}} = \sigma_{l_{ullage}} t_s = \frac{P_{ullage} R}{2}$$

$$N_{x_{head}} = \sigma_{l_{head}} t_s = \frac{P_{head} R}{2}$$

$$N_{y_{ullage}} = \sigma_{h_{ullage}} t_s = P_{ullage} R$$

$$N_{y_{head}} = \sigma_{h_{head}} t_s = P_{head} R$$

در روابط بالا M ممان خمشی، P فشار، V بار برشی، t_s ضخامت پوسته، P_{geo} محیط، P_{head} فشار حاصل از سیستم فشار گذاری، P_{ullage} فشار فضای خالی مخزن و R شعاع معادل مخزن است. (x محور طولی و y محور عمودی است). بر این اساس بار کلی عبارت است از:

$$N_x = N_{x_{bend}} + N_{x_{axial}} + N_{x_{ullage}} + N_{x_{head}} \tag{۶-۱۵}$$

$$N_y = N_{y_{ullage}} + N_{y_{head}}$$

با تعیین بارهای کاری در ایستگاه‌های مختلف و شرایط پروازی متفاوت، بیشترین بار کاری برای تعیین میزان مواد پوسته به کار می‌رود. شرایط شکست در نظر گرفته شده ماکزیم تنش، تنش تسلیم و کماتش هستند. همچنین یک حد سنجش^{۱۹۰} نیز به عنوان آخرین شرط شکست در نظر گرفته می‌شود. ضخامت پوسته مورد نیاز به روش زیر قابل محاسبه است:

$$\begin{aligned}
 t_{s_{UTS}} &= \frac{N_1}{\sigma_{UTS}} \\
 t_{s_{YS}} &\geq \frac{N_{eq}}{\sigma_{yield}} \\
 t_{s_{mg}} &= K_{mg} t_{mg}
 \end{aligned}
 \tag{۶-۱۶}$$

که در آن $t_{s, UTS}$ ضخامت در حالت ماکزیم تنش، $t_{s, YS}$ ضخامت در حالت تنش تسلیم و $t_{s, mg}$ ضخامت در حالت حداقل سنجش هستند. t_{mg} مینیمم ضخامت ماده بوده و K_{mg} یک ضریب تجربی است. این دو مورد بر مبنای مطالعات آماری بدست می‌آیند. در روابط بالا N_1 بار کاری اصلی و N_{eq} بار کاری معادل به روش زیر قابل محاسبه هستند:

$$\begin{aligned}
 N_1 &= \frac{N_x + N_y}{2} + \sqrt{\left(\frac{N_x - N_y}{2}\right)^2 + N_{xy}^2} \\
 N_{eq} &= \sqrt{N_x^2 + N_y^2 + N_z^2 - N_y N_z - N_z N_x - N_x N_y + 3(N_{yz}^2 + N_{xz}^2 + N_{xy}^2)}
 \end{aligned}
 \tag{۶-۱۷}$$

^{۱۹۰} Gage Restriction

بارهای کاری ماکزیمم بدست آمده برای تعیین اندازه پوسته و همچنین قاب‌هایی که برای جلوگیری از کمانش استفاده می‌شوند به کار می‌روند. برای اندازه‌گذاری ستون‌های پهن با پوسته تقویت شده در کمانش می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد:

$$\frac{N_x}{LE} = \varepsilon \left(\frac{t_s}{L} \right)^m \Rightarrow t_{sB} = \sqrt{\frac{N_x L}{E \varepsilon}} \quad (۶-۱۸)$$

که در آن ε بازده کمانش، m توان رابطه، L فاصله بین قاب‌ها و E مدول الاستیسیته پوسته است. مقادیر توان و بازده برای چند مورد در جدول ۴-۶ داده شده است.

جدول ۴-۶: فاکتورهای پیکربندی پوسته تقویت شده برای یک ستون (۷)

K_{mg}	m	ε	پیکربندی پوسته
۲/۴۶۳	۲	۰/۶۵۶	ساده، بدون فلنج
۲/۴۷۵		۰/۹۱۱	Z تقویت شده
۴/۳۱۰		۰/۶۰۵	پانل ساندویچی با هسته خرپایی

برای تعیین اندازه ریب‌ها از شرط شنلی^{۱۹۱} استفاده می‌کنیم. این شرط بر این مبنا استوار است که ریب‌ها به عنوان پشتیبان الاستیک برای پوسته ستون عمل می‌کنند. از رابطه زیر می‌توان ضخامت معادل ریب‌ها را بدست آورد:

$$t_f = \frac{K_c D^2}{2} \sqrt{\frac{C_f \pi N_x}{L^3 k_f E_f}} \quad (۶-۱۹)$$

در این رابطه k_f ضریب سفتی قاب، k_c ضریب تصحیح برای سطح مقاطع غیر دایروی پوسته، C_f ثابت شنلی، D عمق مقطع و E_f مدول الاستیسیته قاب است.

در صورتی که سازه از نظر کمانش بحرانی باشد، ضخامت کل حاصل جمع ضخامت ریب و ضخامت پوسته در حالت استفاده از ریب (فرمول (۶-۱۹) است. پس داریم:

$$t = t_{sb} + t_f = \sqrt{\frac{N_x L}{E \varepsilon}} + \frac{K_c D^2}{2} \sqrt{\frac{C_f \pi N_x}{L^3 k_f E_f}} \quad (۶-۲۰)$$

با فرض مینیمم‌سازی ضخامت کل نسبت به فاصله بین قاب‌ها، به رابطه زیر برای فاصله بین قاب‌ها می‌رسیم:

^{۱۹۱} Shanley Criterion

$$L = \sqrt{\frac{3}{2} K_c D^2 \frac{\rho_f}{\rho_s} \sqrt{\frac{C_f \pi E_s \varepsilon}{k_f E_f}}} \quad (۶-۲۱)$$

پوسته باید تمامی حالات شکست را تحمل کند. پس داریم:

$$t_s = \max(t_{sUTS}, t_{sYS}, t_{sB}, t_{smg}) \quad (۶-۲۲)$$

اگر $t_s = t_{s,B}$ سازه از نظر کمانش بحرانی است. در صورتی که $t_s > t_{s,B}$ باشد، سازه از نظر کمانش در فاصله-گذاری اپتیمم قاب‌ها بحرانی نیست. در این صورت، ریب‌ها را جابجا می‌کنیم تا ضخامت پوسته انتخاب شده را از نظر کمانش بحرانی کنیم. یعنی:

$$L = \frac{t_s^2 E_s \varepsilon}{N_x} \quad (۶-۲۳)$$

با استفاده از این روش، ضخامت معادل پوسته یکنواخت و ضخامت smeared ریب در هر ایستگاه بدست می‌آید. با انتگرال‌گیری می‌توان وزن کل سامانه را به شکل زیر بدست آورد:

$$W_T = \sum P_{geo_i} (\rho_s t_{s_i} + \rho_f t_{f_i}) \Delta x_i \quad (۶-۲۴)$$

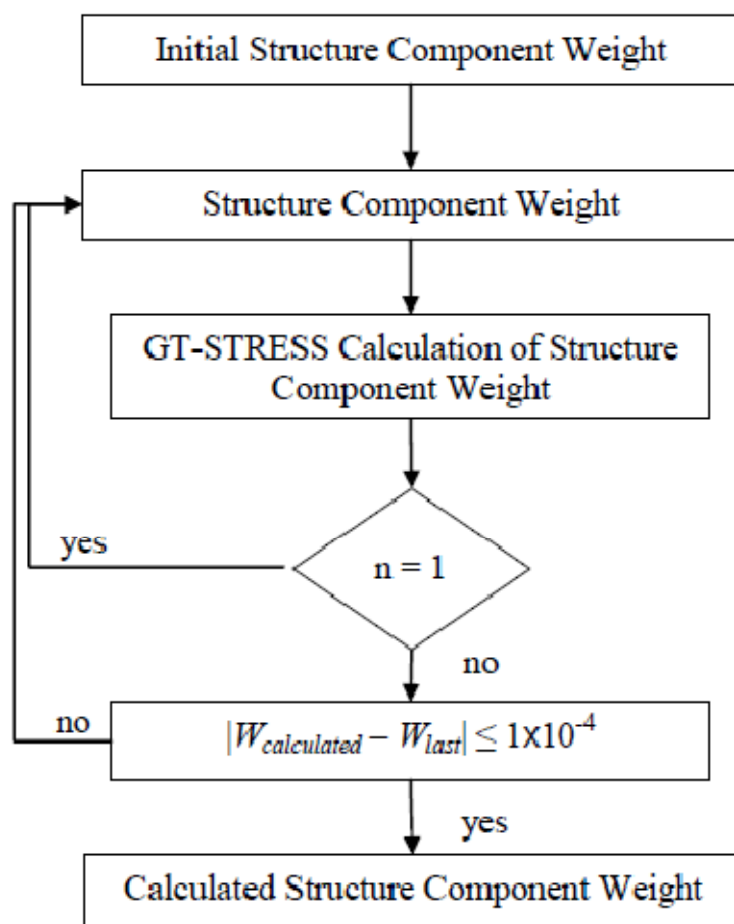
که در آن i شماره ایستگاه، ρ_f چگالی قاب، ρ_s چگالی پوسته و Δx_i فاصله بین قاب‌ها است.

از آن‌جا که روند داده شده در بالا به صورت تکرار شونده است، باید مقداری مناسب برای فیدبک وزنی به هر مرحله در نظر بگیریم. به این منظور از یک میانگین‌گیری وزنی به فرم زیر استفاده می‌کنیم:

$$W_{next} = \alpha W_{calculated} + (1 - \alpha) W_{last} \quad (۶-۲۵)$$

که در آن W_{last} وزن محاسبه شده در مرحله قبل، $W_{calculated}$ وزن محاسبه شده در حالت فعلی، W_{next} وزن استفاده شده در تکرار بعدی و α یک فاکتور کاهنده با مقداری بین صفر تا ۱ است. در صورتی که این فاکتور ۰/۵ باشد، میانگین‌گیری انجام داده‌ایم.

شکل ۳-۶ سیکل این روش را به صورت یک فلوچارت نمایش می‌دهد.



شکل ۳-۶: فروچارت انجام تحلیل سازه (۷)

۳-۶. آنالیز پایداری و کنترل

۳-۶-۱. شرایط پایداری استاتیکی

اگر سیستمی از نظر استاتیکی پایدار نباشد، از نظر دینامیکی نیز پایدار نخواهد بود. برخی ماهواره‌برها دارای پایداری ذاتی استاتیکی نیستند. در این حالت معمولاً گین‌های لازم برای پایداری دوفاکتو سازه می‌شوند.

شرایط لازم و کافی پایداری استاتیکی در زاویه پیچ آن است که مقدار ضریب ممان حول محور پیچ در زاویه حمله صفر مثبت بوده و شیب نمودار ضریب ممان با زاویه حمله منفی باشد. برای پایداری در زاویه سمت، باید شیب نمودار ضریب نیروی جانبی نسبت به زاویه باد جانبی مثبت باشد. برای پایداری استاتیکی در زاویه رول نیز باید شیب نمودار تغییرات نیروی برآ با زاویه باد جانبی منفی باشد. در کل بررسی ضرایب

پایداری یک سامانه می‌تواند کمک بزرگی در بررسی‌های پایداری و کنترل باشد. کدهایی نظیر Missile DATCOM مشتقات پایداری را نیز می‌دهند. این مشتقات از روش‌های DATCOM نیز قابل محاسبه هستند.

۲-۳-۶. کنترل وضعیت سامانه ماهواره‌بر

یک سامانه ماهواره‌بر به منظور انجام کنترل‌های زیر به یک سیستم کنترلی نیازمند است:

- تغییر مسیر پرواز در حین حرکت
 - تغییر وضعیت سامانه و کنترل آن
 - تصحیح مسیر پرواز و برگرداندن مسیر به مسیر طراحی شده
 - تصحیح عدم اعمال صحیح نیروی پیشران به دلیل نصب نادرست سامانه پیشران و عدم اعمال نیروی پیشران در راستای مرکز جرم
- روش‌های مختلفی برای کنترل وضعیت ماهواره‌برها استفاده می‌شود که در زیر به صورت اجمالی توضیح داده خواهند شد. معمولاً جهت نیروی پیشران در راستای محور طولی وسیله است و از مرکز جرم می‌گذرد. به همین دلیل کنترل زوایای فراز و جانبی از طریق تغییر جهت نیروی پیشران اصلی ممکن است. اما ایجاد رول در سامانه پروسه پیچیده‌تری دارد.
- چند روش برای طراحی این سیستم‌ها وجود دارد. روش دقیق‌تر استفاده از مدلسازی اغتشاشات و طراحی سیستم بر مبنای این مدل‌هاست. چنین مدل‌هایی می‌توانند خطی یا غیر خطی باشند.
- روش دیگر استفاده از روابط تجربی برای سایزینگ اولیه این وسایل است. این سایزینگ اولیه در مراحل بعدی طراحی از طریق مدلسازی دینامیک سیستم تصحیح می‌شود.

۱-۲-۳-۶. اغتشاشات وارده بر ماهواره‌بر در طول مسیر

۱-۲-۳-۱-۶. باد

در محاسبات مربوط به مسیر اثر باد را در دینامیک مسئله لحاظ نکردیم. بادهای اتمسفری پروفیل خاصی دارند و سرعت‌های آن‌ها قابل پیش‌بینی نیست. مدل‌های تخمینی بر مبنای اطلاعات جوی وجود دارند که می‌توانند با تقریب خوبی برای مدل‌سازی باد در شبیه‌ساز وارد شوند. یک از مدل‌های در دسترس مدل باد افقی است که در ناسا تهیه شده است. مدل دیگر مدل نواحی باد است که در مدل اتمسفر COSPAR وجود دارد.

اثر باد در تغییر سرعت مؤثر جریان و در نتیجه تغییر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ماهواره‌بر دیده می‌شود. این تغییر در نیرو باعث منحرف شدن از مسیر مورد نظر خواهد شد و باید به طریقی جبران شود. همچنین محل مرکز فشار در این حالت تغییر می‌کند که ممکن است بر پایداری وسیله تأثیر بگذارد.

۲-۱-۲-۳-۶. ارتعاشات و عدم صلبیت

عدم صلبیت سیستم باعث ایجاد تغییر شکل در سامانه و ارتعاشات در سامانه می‌شود. این مسائل هم بر دقت سخت‌افزار ناوبری و کنترل تأثیر می‌گذارد و هم منجر به تغییر نیروهای محاسبه شده می‌شود.

برای مدل‌سازی عدم صلبیت سامانه می‌توان از یک مدل خطی بسیار ساده بر مبنای جرم، فنر و دمپر استفاده کرد. در این مدل کل سیستم را شامل تعدادی جسم صلب در نظر می‌گیریم که توسط فنر و دمپر به یکدیگر متصل شده‌اند.

در مدل‌سازی خطی هر مرحله به عنوان یک جرم و یک فنر و یک دمپر مدل می‌شود. برای یک سیستم فنر، دمپر و وزنه (در نتیجه هر مرحله) تابع تبدیل زیر را می‌توان نوشت:

$$G_i(s) = \frac{k_i}{s^2 + 2\zeta_i\omega_i s + \omega_i^2} \quad (۶-۲۶)$$

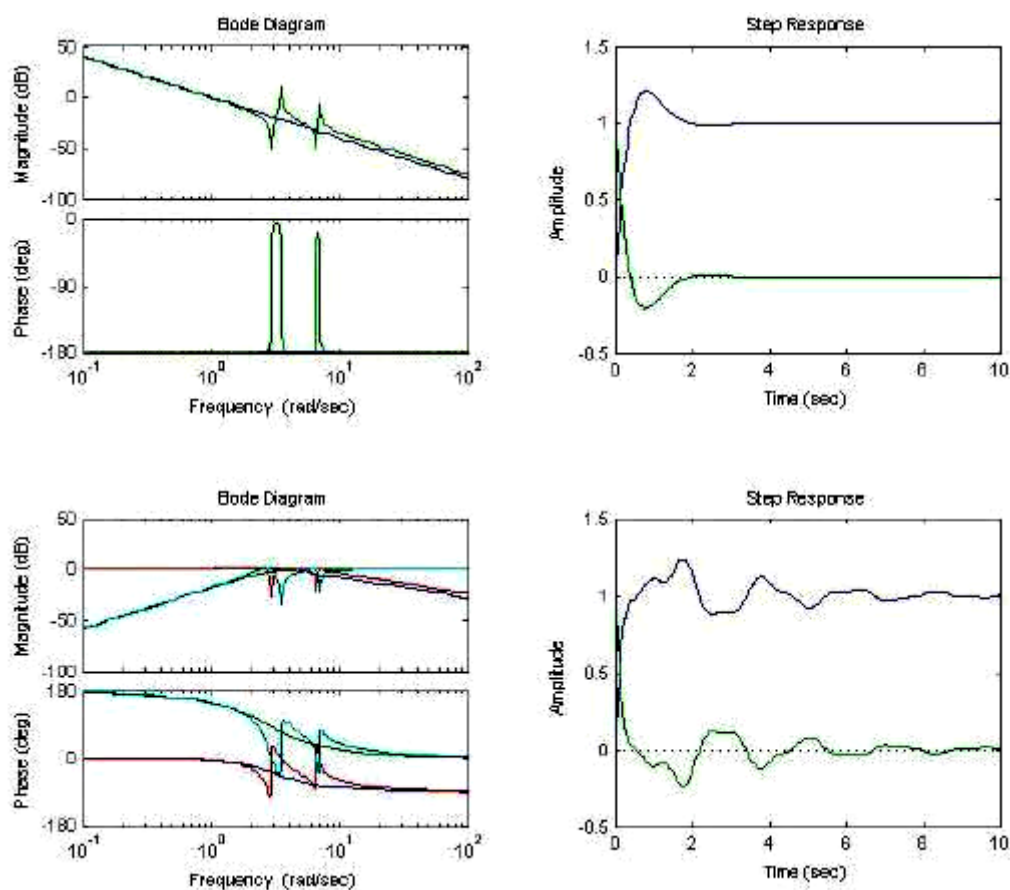
که در آن i بیانگر شماره مود ارتعاشی، ω فرکانس، ζ ضریب دمپینگ و k گین مورد نظر است. میزان فرکانس این ارتعاش به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\omega_{BB} = 18.75 \sqrt{\frac{Et}{W \frac{l}{d}}} \quad (۶-۲۷)$$

در صورت کنترل با سیستم کنترل بردار نیروی پیشران داریم:

$$\theta(s) = \left(-\frac{Tl_1}{I} \frac{1}{s^2} + \sum_i \frac{k_i}{s^2 + 2\zeta_i \omega_i s + \omega_i^2} \right) \delta \quad (۶-۲۸)$$

در این رابطه T نیروی پیشران، l_1 فاصله بین مرکز جرم و انتهای بدنه و I ممان اینرسی در کانال فراز است. معمولاً ضریب دمپینگ بسیار کمتر از یک است. در نتیجه می‌توان از ضریب دمپینگ صرف نظر کرد. بررسی‌های کنترلی و طراحی اولیه کنترلر را می‌توان با استفاده از این روابط ساده انجام داد.



شکل ۴-۶: نمونه نتایج حاصل از مدل عدم صلبیت (نمودار بود) (۸)

۳-۱-۲-۳-۶. حرکت مواد سوختی مایع^{۱۹۲}

با توجه به شتاب‌های مختلف وارده بر سامانه ماهواره‌بر در حین پرواز، مواد سوختی مایع امکان حرکت و برخورد با دیواره را دارند که این خود باعث ایجاد ضربه بر بدنه و منحرف شدن سامانه از مسیر اصلی می‌شود. به منظور جلوگیری از این حرکت معمولاً در مخازن بزرگ موج‌گیر^{۱۹۳} هایی نصب می‌شوند که حرکت مواد سوختی را تعدیل و دمپ می‌کنند. در هر حال همواره مقداری موج در مخازن سوخت مایع وجود خواهد داشت. نیروها و گشتاورهای ایجاد شده توسط این موج‌ها باید توسط سیستم کنترلی ماهواره‌بر کنترل شود. همچنین باید در مخازن موج‌گیرهایی نصب شود تا اثر این موج‌ها را خنثی کند. روش مناسبی جهت طراحی چنین موج‌گیرهایی در مرجع (۹) آمده است.

از آن‌جا که حرکت مواد سوختی بسیار غیرخطی است و به شکل مخزن، ساختار مخزن و بسیاری پارامتر-های دیگر وابسته است، مدل‌سازی آن بسیار پیچیده خواهد بود. به منظور اعمال اثرات دینامیکی حرکت مواد سوختی در بررسی‌های پایداری و کنترل، بهتر است که مایع را با یک سیستم مکانیکی جایگزین کنیم. نشان‌داده شده است که می‌توان هر سیستم خطی را با سیستم خطی دیگری جایگزین کرد. همچنین، مایع قرار داده شده در یک ظرف سربسته را می‌توان با یک جسم صلب مدل کرد. نکته جالب در مدل‌های مکانیکی ارائه شده عدم وابستگی به نوع تحریک ایجاد شده و وابستگی به شکل مخزن و خواص سیال است (با فرض دیواره‌های صلب). یک خصوصیت خوب سیستم‌های خطی امکان مدل‌سازی ساده دمپینگ با استفاده از دمپرهای خطی است که ساده‌تر هستند. همچنین شکل مدل وابسته به شکل مخزن و میزان پرشدگی آن نیست.

۳-۱-۲-۳-۱-۶. مدل‌های مکانیکی حرکت مواد سوختی

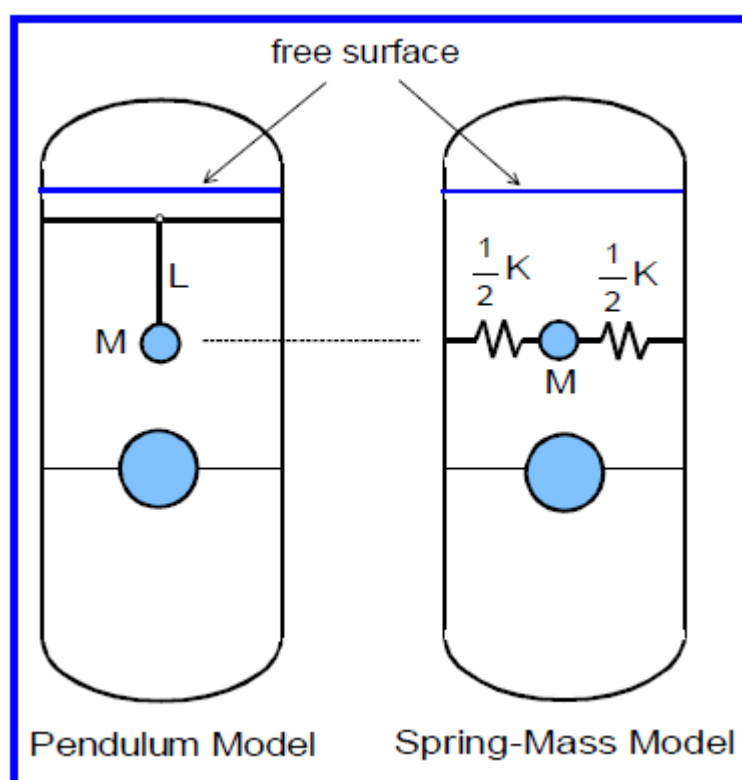
دو مدل ساده برای بررسی اثر حرکت مواد سوختی وجود دارد. شکل ۵-۶ این دو مدل را نشان می‌دهد.

یک مدل بر مبنای مدل‌سازی با جرم و فنر است. در این حالت به ازای هر مود ارتعاشی یک جرم و فنر باید در نظر گرفته شود. روش دیگر استفاده از پاندول و جرم است. در این حالت نیز در ازای هر مود باید یک

^{۱۹۲} Propellant Slosh

^{۱۹۳} Baffle

جرم و پاندول جایگزین کرد. مدل پاندول پذیرش بیشتری داشته است زیرا فرکانس طبیعی آن $((gl)^{0.5})$ به صورت اتوماتیک اثر تغییرات شتاب را در خود وارد می‌کند. از آن‌جا که سیال نیز همین‌گونه عمل می‌کند، این مدل بهتر است. در مدل فنر و جرم برای اعمال تغییرات گرانش باید ضریب فنر را به روز رسانی کرد. محل قرارگیری جرم و فنر با محل قرارگیری جرم پاندول یکسان است. ضریب فنرها $K = mg/l$ می‌باشد. توضیحات بیشتر در رابطه با این مدل‌ها در مرجع (۹) آمده است.



شکل ۵-۶: دو مدل خطی برای حرکت مواد سوختی (۹)

۲-۳-۱-۳-۲. معادلات حرکت مدل‌های مکانیکی

در صورتی که نیروی پیشران به اندازه δ جابجا شود، داریم:

$$\theta(s) = \left(-\frac{Tl_t}{I} \frac{1}{s^2} \frac{(s^2 + \omega_z^2)}{(s^2 + \omega_p^2)} \right) \delta \quad (۶-۲۹)$$

که در آن صفر و قطب مود موجی وابسته به پارامترهای مخزن، جرم و سایر پارامترهاست. به صورت زیر:

$$\omega_p^2 = \omega_s^2 \left(1 + \frac{m}{m_0} + \frac{mH_n(H_n + l_t)}{I} \right)$$

$$\omega_z^2 = \omega_p^2 - \omega_s^2 \left(\frac{mH_n}{m_0H_0} + \frac{mH_n(H_n + l_T)}{I} \right) \quad (۶-۳۰)$$

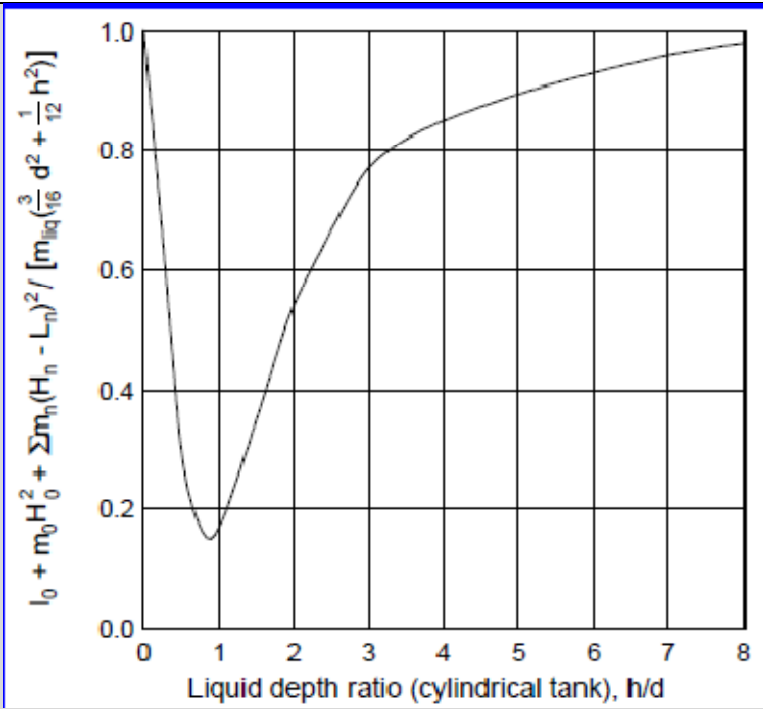
$$\omega_s^2 = \frac{T}{(m + m_0)l_n}$$

در روابط فوق ω_s اثر سازه، ω_p اثر مواد سوختی، ω_z سرعت فرکانس در کانال فراز، m جرم مواد سوختی، m_0 جرم صلب، l_n طول پاندول، H_n فاصله تکیه‌گاه پاندول تا مرکز جرم، H_0 محل قرار گرفتن جرم صلب، l_t فاصله بین مرکز جرم و خروجی نازل، هستند. (۸) روابط بالا برای مود n ام نوشته شده است. این روابط از روابط داده شده در مرجع (۹) ساده‌تر بوده و قابل استفاده هستند.

جدول ۵-۶ چگونگی محاسبه پارامترهای مورد نیاز را برای مخازن استوانه‌ای نشان می‌دهند. برای مخازن کروی، ممان اینرسی جرمی صفر بوده و محل نصب پاندول‌ها و جرم صلب در وسط مخزن خواهند بود. نتایج مود اول یک مخزن کروی در شکل ۷-۶ آمده است.

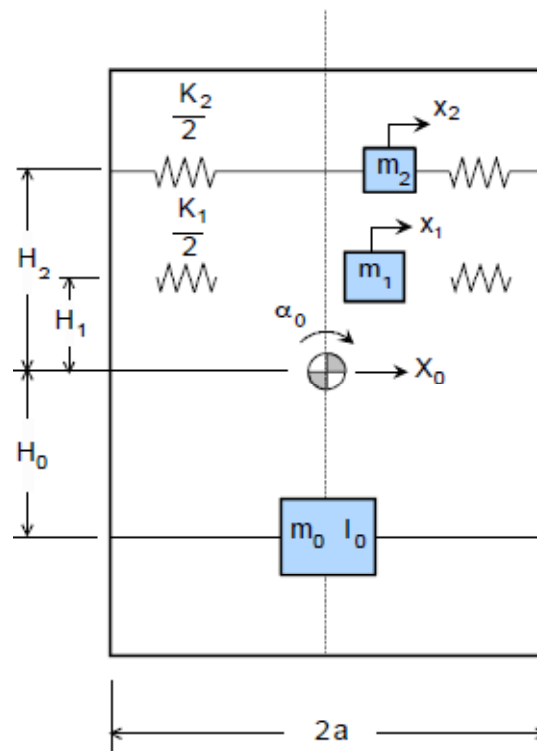
در نظر گرفتن یک مود حرکت مواد سوختی در مراحل ابتدایی طراحی کافی است. در ازای هر مود ارتعاشی باید یک پاندول جایگزین کرد.

جدول ۵-۶: محاسبه پارامترهای مدل برای مخازن استوانه‌ای (۹)

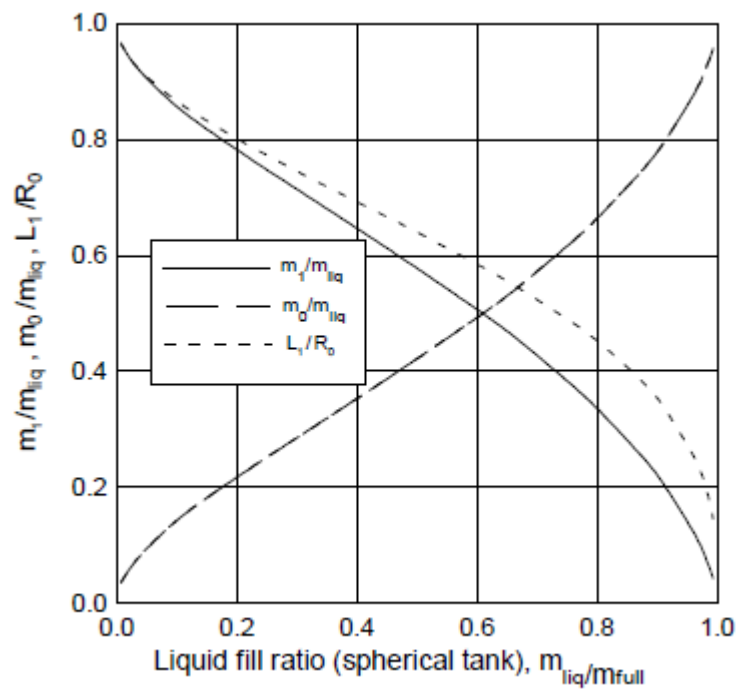
$m_{liq} = \left(\frac{\pi}{4}\right) \rho d^2 h$	$\xi_1 = 1.841, \xi_2 = 5.329, \xi_3 = 8.531, \xi_n = \xi_{n-1} + \pi$
$m_n = m_{liq} \left[\frac{d \tanh\left(\frac{2\xi_n h}{d}\right)}{\xi_n(\xi_n^2 - 1)h} \right]$	جرم متحرک (نوک پاندول) m_n
$l_n = \frac{d}{2\xi_n \tanh\left(\frac{2\xi_n h}{d}\right)}$	طول پاندول l_n
$H_n = \frac{h}{2} - \frac{d}{2\xi_n} \left(\tanh\left(\frac{\xi_n h}{d}\right) - \frac{1}{\sinh\left(\frac{2\xi_n h}{d}\right)} \right)$	محل لولای پاندول H_n
$m_{liq} - \sum m_n = m_{liq} \left[1 - \frac{d \tanh\left(\frac{2\xi_n h}{d}\right)}{\xi_n(\xi_n^2 - 1)h} \right]$	جرم صلب m_0
$H_0 = \frac{\sum m_n(H_n - l_n)}{m_0}$	محل جرم صلب H_0
	
ممان اینرسی صلب I_0	

علائم به کار رفته: d قطر مخزن، h ارتفاع مخزن، m_{liq} جرم کل مواد سوختی، اندیس n مود مورد نظر. باقی موارد در شکل ۶-

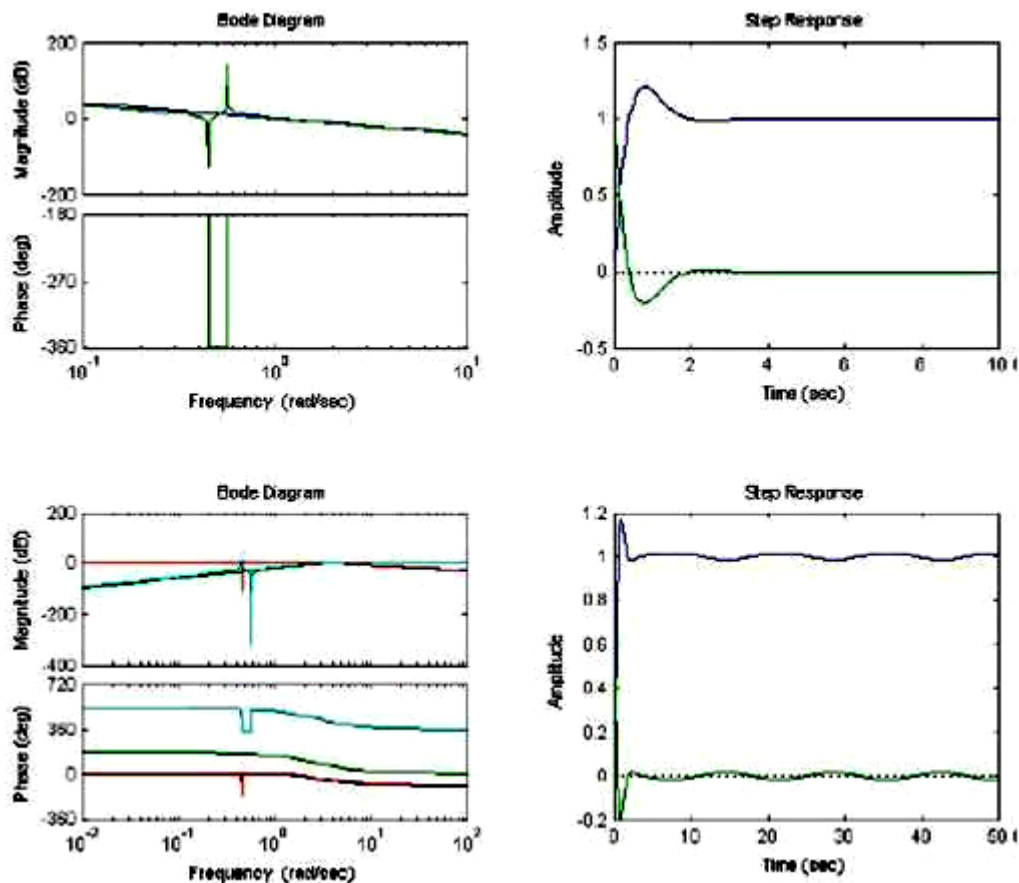
۶ آمده است.



شکل ۶-۶: تعریف‌های هندسی (۸)



شکل ۶-۷: نتایج مود اول حرکت مواد سوختی در یک مخزن کروی (۹)



شکل ۸-۶: نتایج تحلیل تلاطم با استفاده از مدل ارائه شده (۸)

۳-۳-۶. روش کلی ساینینگ سیستم‌های کنترلی

روش‌های مختلفی برای ساینینگ سیستم‌های کنترلی وجود دارند. یکی از روش‌ها استفاده از مدل‌های دینامیک اغتشاشات است. روش کلی دیگر ساینینگ اولیه سیستم‌های کنترلی، روش x-plot است. این روش بر مبنای ایجاد قابلیت متعادل کردن سامانه و همچنین ایجاد پایداری در سامانه عمل می‌کند. این روش در قسمت مربوط به طراحی بالک‌ها به صورت عملی نشان داده شده است.

در کانال فراز در سیستم‌های ذاتاً پایدار، با دانستن محل مرکز جرم هواپیما و با توجه به تعریف حاشیه پایداری، سعی می‌شود که المان‌های کنترلی بتوانند حاشیه پایداری مورد نیاز را ایجاد کنند. این بررسی به صورت دو بعدی انجام می‌شود. سپس مینیمم قابلیت‌هایی که المان کنترلی باید داشته باشد تا بتواند سیستم را کنترل کند، از طریق تعیین حالت بحرانی و بررسی دو بعدی انتخاب می‌شود. مشخصات المان کنترلی که

در بین دو مقدار بدست آمده از روش بالا باشد قابل قبول است. از طرفی خود مرکز جرم وابسته به اندازه المان‌های کنترلی و پیکربندی سامانه است.

در کانال‌های دیگر در یک ماهواره‌بر از آنجا که معمولاً تقارن کامل وجود دارد ابعاد المان کنترلی به همان اندازه تعیین می‌شود اما روش‌های تقریبی بر مبنای آمار نیز وجود دارند. در سیستم‌های ذاتاً ناپایدار معمولاً گین‌های سیستم کنترلی برای پایداری دوفاکتو تعیین می‌شوند.

۴-۳-۶. روش‌های کنترل وضعیت ماهواره‌بر

۱-۴-۳-۶. استفاده از بالک‌های جانبی (نیروهای آیرودینامیکی)

در فاز پرواز درون اتمسفری، با توجه به وجود نیروهای آیرودینامیکی می‌توان از این نیروها برای کنترل وضعیت سامانه استفاده کرد. به این منظور بالک‌هایی بر روی سامانه نصب می‌شوند. این روش معمولاً تنها برای مرحله اول استفاده می‌شود. با وجود آنکه چنین وسایلی نیروی پسای سامانه را افزایش می‌دهند، اما به دلیل مصرف کم انرژی، سبک‌تر بودن و ایجاد ممان‌های مناسب بسیار پرترفدار هستند.

بالک‌ها نیاز به عملگرهایی در جهت حرکت دادن آن‌ها دارند. معمولاً از عملگرهای زیر استفاده می‌شود:

- عملگرهای الکتریکی

از این عملگرها بیشتر در سیستم‌های سوخت جامد استفاده می‌شود.

- عملگرهای هیدرولیکی

- عملگرهای پنوماتیکی

روش محاسبه‌ای برای طراحی این بالک‌ها بسیار شبیه روش طراحی دم در هواپیماست. روش تقریبی زیر می‌تواند برای طراحی بالک‌ها در حالتی که وسیله پرنده پایدار است مورد استفاده قرار گیرد. در این محاسبات فرض می‌شود که محل مرکز جرم و مرکز فشار را داریم.

نیروی برآی کل ماهواره‌بر عبارت است از:

$$L = L_{body} + L_{fin} \quad (۶-۳۱)$$

پارامتر $\bar{x}$ را به صورت نسبت محل قرار گرفت جزء مورد نظر در دستگاه مختصات در نظر گرفته شده به طول معیار (در اینجا طول سامانه) در نظر می‌گیریم. با نوشتن ممان‌ها حول مبدأ مختصات داریم:

$$\begin{aligned} Lx_{cp} &= L_{body}x_{cp} + L_{fin}x_{cp} \Rightarrow \bar{x}_{cp} = \frac{x_{cp}}{l_t} = \frac{L_{body}\bar{x}_{cpbody} + L_{fin}\bar{x}_{cpfin}}{Ll_t} \\ &= \frac{L_{body}\bar{x}_{cpbody} + L_{fin}\bar{x}_{cpfin}}{L} \end{aligned} \quad (۶-۳۲)$$

با جایگذاری تعریف نیروی برآ در فرمول‌ها داریم:

$$\bar{x}_{cp} = \frac{C_{L_{body}}qS_{ref}\bar{x}_{cpbody} + C_{L_{fin}}qS_{fin}\bar{x}_{cpfin}}{q(S_{ref}C_{L_{body}} + S_{fin}C_{L_{fin}})} \quad (۶-۳۳)$$

اگر از شیب نمودار ضریب برآ با زاویه حمله در محاسبات بالا استفاده کنیم، معادلات ساده شده و داریم:

$$\begin{aligned} \bar{x}_{cp} &= \frac{C_{L_{\alpha_{body}}}S_{ref}\bar{x}_{cpbody} + C_{L_{\alpha_{fin}}}S_{fin}\bar{x}_{cpfin}}{S_{ref}C_{L_{\alpha_{body}}} + S_{fin}C_{L_{\alpha_{fin}}}} \\ &= \frac{C_{L_{\alpha_{body}}}\bar{x}_{cpbody} + C_{L_{\alpha_{fin}}}\left(\frac{S_{fin}}{S_{ref}}\right)\bar{x}_{cpfin}}{C_{L_{\alpha_{body}}} + \left(\frac{S_{fin}}{S_{ref}}\right)C_{L_{\alpha_{fin}}}} \end{aligned} \quad (۶-۳۴)$$

حال تنها نیاز است که از طریق آیرودینامیک محل مرکز فشار اجزا و شیب نمودار برای آن‌ها را محاسبه کنیم. برای محاسبات می‌توان در نظر گرفت که:

- حالت مادون صوت و تراکم‌ناپذیر

$$\begin{aligned} \frac{x_{body}}{l_{body}} &= 0.5 \\ x_{fin} &= c_{r_{fin}} - 0.5 MAC \\ MAC &= \frac{2}{3}c_{r_{fin}} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \\ AR &= \frac{b^2}{S} \\ C_{L_{\alpha_{body}}} &= 1 \end{aligned} \quad (۶-۳۵)$$

$$C_{L\alpha_{fin}} = \frac{1.84\pi AR}{2.4 + AR}$$

و یا با احتساب عقب‌گرد:

$$C_{L\alpha_h} = \frac{2\pi A_h}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{A_h \beta}{\eta}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{0.5C_h}}{\beta^2}\right)}}$$

$$\tan \Lambda_{x/c} = \tan \Lambda_{LE} - \frac{x}{c} \frac{2C_r}{b} (1 - \lambda)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}$$

که در آن‌ها، l_{body} طول بدنه، c_r وتر ریشه، MAC وتر میانگین، b دهانه بالک، AR نسبت منطری بالک و λ نسبت باریک شونده بالک هستند. توجه شود که b دهانه کل بالک است.

• حالت مافوق صوت

$$\frac{x_{body}}{l_{body}} = 0.4$$

$$x_{fin} = c_{rfin} - 0.5 MAC$$

$$MAC = \frac{2}{3} c_{rfin} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda}$$

(۶-۳۶)

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

$$C_{L\alpha_{body}} = 2.4$$

$$C_{L\alpha_{fin}} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2AR\sqrt{M^2 - 1}} \right)$$

که در آن M بیانگر عدد ماخ است.

با استفاده از فرمول‌های بالا می‌توان تقریب خوبی از اندازه بالک‌ها بدست آورد. در این فرمول‌ها پارامترهای نسبت منطری و نسبت باریک‌شوندگی انتخابی هستند. با توجه به اینکه بیشتر پرواز سامانه در فاز مافوق صوت صورت می‌گیرد، در محاسبات از حالت مافوق صوت استفاده می‌شود.

حال که تقریبی از مرکز فشار کل سامانه داریم، به منظور پایداری باید حاشیه پایداری^{۱۹۴} خاصی را رعایت کنیم (در حالتی که سامانه پایدار است):

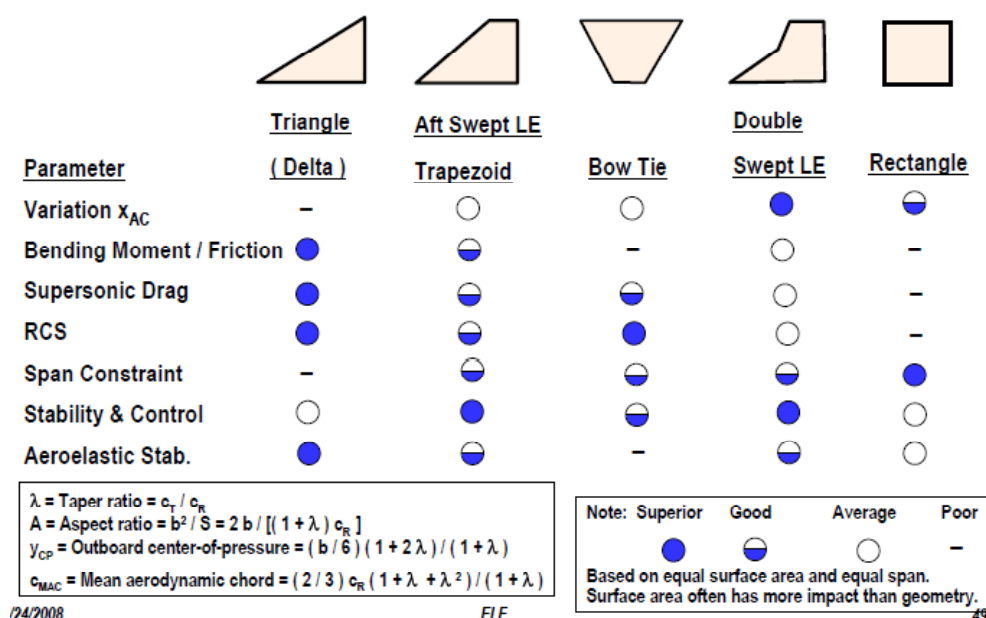
$$S.M = \bar{x}_{cp} - \bar{x}_{c.g} \quad (۶-۳۷)$$

معمولاً از حاشیه پایداری ۵ تا ۱۵ درصد استفاده می‌شود. محاسبات باید در بحرانی‌ترین حالت انجام شود.

برای مقداردهی به نسبت‌منظری و نسبت باریک‌شوندگی می‌توان از خصوصیات دم هواپیماهای پرسرعت استفاده کرد. واضح است که به منظور توانایی کامل در ایجاد چرخش‌های مختلف به ۴ بالک نیاز خواهد بود.

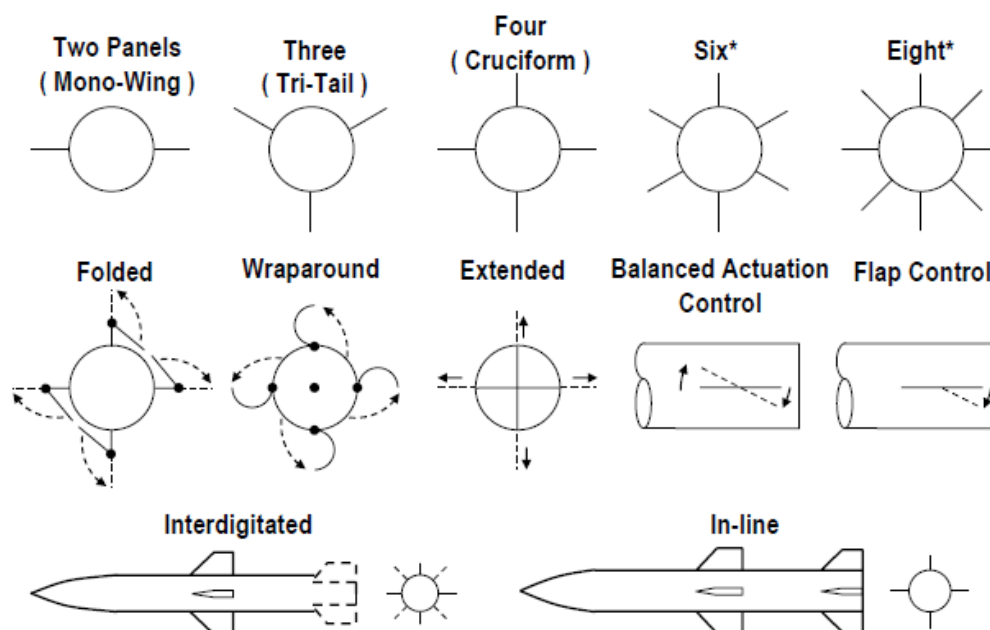
کد Missile DATCOM نیز قابلیت انجام تعادل با استفاده از بالک‌ها به روش گفته شده برای هندسه‌های مختلف بالک و ایرفویل‌های مختلف را داراست.

در حال حاضر بالک‌ها را از صفحات خف‌دار می‌سازند. این مسئله وزن این بالک‌ها را کاهش داده . به اثر بخشی آنان کمک می‌کند. شکل ۹-۶ اشکال مختلف بالک‌ها و شکل ۱۰-۶ روش‌های نصب آن‌ها را نمایش می‌دهد.



شکل ۹-۶: شکل‌های مختلف بالک و خواص آن‌ها (۱۰)

^{۱۹۴} Static Margin



Note: More than four tails are usually free-to-roll pitch / yaw stabilizers, for low induced roll.

2/24/2008

ELF

۵

شکل ۱۰-۶: شکل‌های مختلف نصب بالک در موشک‌ها (۱۰)

۲-۴-۳-۶. کنترل بردار نیروی پیشران

با کنترل جهت و میزان نیروی پیشران می‌توان ممان‌های کنترلی بر سامانه وارد کرد. از این سیستم از آن جهت استفاده می‌شود که ماهواره بر بخشی از مسیر خود را در خارج از جو طی می‌کند که در آن جا قابلیت استفاده از کنترل‌های آیرودینامیکی وجود ندارد.

اگر ممان‌های مزاحم حاصل از صحیح نبودن جهت نیروی پیشران کوچک باشد، معمولاً تراسترهای ضربه‌ای فراز، فرود و سمت می‌توانند بر این اختلالات غلبه کنند. در موارد دیگر ممکن است کل سیستم در طول دوره کاری موتور اصلی به صورت چرخنده پرتاب شود تا اثرات عدم هماهنگی نیروی پیشران را خنثی کند. به این روش پایدارسازی با استفاده از چرخش می‌گویند. روش‌های دیگر کنترل بردار نیروی پیشران شامل تنظیم کل سیستم با استفاده از عملگرها^{۱۹۵}، مفاصل چرخان^{۱۹۶} و یا بیرینگ‌های تراز کننده^{۱۹۷} و استفاده از

^{۱۹۵} Actuator

^{۱۹۶} Swivel joints

^{۱۹۷} Gimballing bearings

لوله‌های خم‌شونده^{۱۹۸} است. روش دیگر، استفاده از دسته‌ای از راکت‌ها برای ایجاد نیروی پیشران اصلی - است که موتورها در محور مخالف خاموش شده‌اند تا مقداری از اغتشاشات موجود خنثی شود. در کل برای کنترل بردار نیروی پیشران از یکی از روش‌های آمده در جدول ۶-۲۳ استفاده می‌شود. در رابطه با چگونگی عمل چنین سیستم‌هایی در ادامه اطلاعاتی داده خواهد شد.

جدول ۶-۲۳: روش‌های کنترل بردار نیروی پیشران

روش	قابلیت کنترلی ایجاد شده
حرکت محفظه احتراق و یا کل موتور	افزایش و کاهش تا ۷ درجه
ایجاد ضربه	افزایش ۲۰ تا ۴۰ درصد نیروی پیشران
گاز دادن	افزایش و کاهش ۱۰ تا ۲۰ درصد نیروی پیشران
تغییردهنده‌های جهت جریان خروجی (زوائد یا پره‌های خروجی)	افزایش و کاهش تا ۱۰ درجه
کنترل نیروی پیشران RCS	محدوده کاملی از نرخ‌های کنترل وضعیت که بر مبنای میزان نیروی پیشران، بازوی گشتاور و چرخه کاری موتور تعیین می‌شود
محفظه احتراق و نازل با قابلیت حرکت (در مورد موتورهای سوخت مایع کم استفاده می‌شود)	افزایش و کاهش تا ۶ درجه
تزریق مواد ثانویه به محفظه احتراق	افزایش و کاهش تا ۵ درجه

۱-۲-۴-۳-۶. کنترل برداری نیروی پیشران با یک نازل

به منظور کنترل بردار نیروی پیشران در حالتی که تنها یک نازل داریم، می‌توان از موارد زیر استفاده کرد:

- تغییر جهت نازل یا موتور
- داخل کردن یک عضو متحرک مقاوم در برابر دما در جت خروجی، این جسم نیروی آیرودینامیکی ایجاد می‌کند.

¹⁹⁸ Flex hoses

- تغییر پروفیل کازهای خروجی با تزریق مقداری سیال به دیواره واگرای نازل

- استفاده از سیستم‌های پیشران جانبی که عضوی از سیستم پیزان اصلی نیستند.

در زیر مکانیزهای به کار رفته توضیح داده می‌شوند. توجه کنید که در سیستم‌هایی که چند نازل یا موتور دارند نیز می‌توان از این روش استفاده کرد.

۱-۱-۲-۴-۳-۶. استفاده از لولا یا جیمبال^{۱۹۹}

در این روش‌ها کل موتور یا نازل جابجا شده و در نتیجه جهت نیروی پیشران عوض می‌شود. لولاها تنها امکان چرخش در یک جهت می‌دهند در حالی که جیمبال‌ها امکان چرخش در همه جهات را می‌دهند. برای زوایای انحراف کم این روش کمترین افت در ایمپالس ویژه را ایجاد می‌کند.

این روش بسیار ساده و مطمئن است. توان و گشتاور کمی نیاز دارد. مدت زمان اعمال کنترل تنها به ماده پیشران بستگی دارد و افت پیشران کمی ایجاد می‌کند. از این روش در موتورهای سوخت مایع استفاده می‌شود. تصحیح زاویه تا سقف ۱۲ درجه به این روش ممکن است. بر مبنای مطالعات آماری، این روش برای تصحیحات مسیر ۲ تا ۱۰ درجه استفاده شده است.

در این روش سیستم سوخت‌رسانی و لوله‌ها باید از انعطاف کافی برخوردار باشند تا چرخش موتور به آن‌ها آسیب نزنند. همچنین پایه‌های نصب موتور باید امکان حرکت را بدهند. در صورت نیاز به واکنش سریع، این روش ممکن است نیاز به عملگرهای بزرگ، قوی و سنگینی داشته باشد که معمولاً گران هم هستند. همچنین اتصالات این روش باید بتوانند هم نیروی پیشران را تحمل و منتقل کنند و هم نیروی وزن نازل یا موتور را که این بر پیچیدگی مسئله می‌افزاید.

ممان کنترلی بدست آمده از این روش در هر جهت به سادگی از طریق تجزیه بردار نیروی پیشران قابل تخمین است. اگر موتور در یک جهت به اندازه δ منحرف شود (در حالت لولا) داریم:

¹⁹⁹ Gimballing

$$M_c = T \times l_{eng} \times \sin \delta \quad (۶-۳۸)$$

$$T_e = T \times \cos \delta$$

که در آن M_c ممان کنترلی، T نیروی پیشران، δ انحراف ایجاد شده، l_{eng} بازوی ممان موتور از مرکز جرم و T_e نیروی پیشران مؤثر در پرواز سامانه به سمت جلو است.

در صورتی که از جیمبال استفاده شود امکان انحراف در دو جهت وجود دارد. در این صورت داریم:

$$M_c = T \times l_{eng} \times \cos \sigma \times \sin \delta$$

$$N_c = T \times l_{eng} \times \sin \sigma \quad (۶-۳۹)$$

$$T_e = T \times \cos \sigma \times \cos \delta$$

که در آن M_c ممان کنترلی در جهت پیچ، N_c ممان کنترلی در راستای یاء، T نیروی پیشران، δ انحراف ایجاد شده نسبت به محور طولی در جهت پیچ، σ انحراف ایجاد شده از محور طولی در جهت یاء، l_{eng} بازوی ممان موتور از مرکز جرم و T_e نیروی پیشران مؤثر در پرواز سامانه به سمت جلو است.

۲-۱-۲-۳-۴-۶. پره‌های داخلی^{۲۰۰}

این پره‌ها به شکل بال و از جنس نسوز ساخته شده، در داخل نازل در جریان خروجی نصب می‌شوند. این روش افت ایمپالس ویژه از ۲ تا ۵ درصد و افت نیروی پیشران ۰/۵ تا ۳ درصد را به همراه دارد که این افت به میزان انحراف پره‌ها وابسته است. همچنین، خوردگی پره‌ها نیز به دلیل دمای بالا اتفاق می‌افتد. امکان ایجاد رول با یک نازل ثابت از مزایای این روش است. معمولاً میزان انحراف این پره‌ها تا ۳۰ درجه است. از این روش در موتورهای سوخت جامد و مایع استفاده شده است.

از مزایای این روش قابلیت اطمینان بالا، سرعت عمل بالا، کنترل رول با یک نازل ثابت است. از این روش برای تصحیح زاویه تا ۹ درجه می‌توان استفاده کرد. از معایب خوردگی پره‌ها، افت نیروی پیشران، زمان محدود کنترل و افزایش طول ماهواره‌بر است.

واضح است که ممان ایجاد شده در این روش با نیروی برای بالک رابطه مستقیم دارد. به منظور انجام ساینینگ داریم:

²⁰⁰ Jet vanes

$$D_{J.V} = qS_{J.V}C_{D_{J.V}}$$

$$L_{J.V} = qS_{J.V}C_{L_{J.V}}$$

(۶-۴۰)

$$M_{hin} = C_{m_{J.Vhinge}} qS_{J.V}MAC_{J.V}$$

$$M_{J.Vc.g} = M_{hin} + L_{J.V}(x_{hinge} - x_{c.g})$$

که در این روابط $S_{J.V}$ سطح پره است. به منظور سایزینگ می‌توان به مانند بالک‌های آیرودینامیکی عمل کرد که قبلاً توضیح داده شده است. (روش حاشیه پایداری)

تخمین ضریب پسا معمولاً امکان‌پذیر نیست اما ضریب برآ را بر مبنای شیب منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله می‌توان بدست آورد. این ضریب به صورت زیر قابل تخمین است:

$$C_{L_{\alpha_{J.V}}} = 0.7 \left(\frac{4}{57.3\sqrt{M^2 - 1}} \right) \quad (۶-۴۱)$$

معمولاً در محاسبات یک ضریب اطمینان بین ۱/۵ تا ۲ استفاده می‌شود تا اثراتی نظیر ذوب بخشی از پره بر عملکرد سیستم تأثیر منفی نگذارد.

۳-۱-۳-۲-۴-۳-۶. جت تب^{۲۰۱}

جت تب‌ها سطوح کمکی هستند که در اطراف خروجی نازل نصب شده و با بستن قسمتی از مسیر خروجی منجر به تغییر بردار نیروی پیشران می‌شوند. این روش گشتاورهای کوچکی ایجاد کرده و استفاده از آن در نازل‌های با نسبت سطح کوچک ساده است. بیشترین افت نیروی پیشران را زمانی دارند که تب‌ها کاملاً وارد جریان شده‌اند و هنگامی که تب‌ها در خارج جریان قرار دارند (نقطه خنثی) افت نیروی پیشران وجود ندارد. از آن‌جا که معمولاً در کل طول پرواز زاویه متوسط تب‌ها بسیار کم است، افت نیروی پیشران کلی بسیار پایین است. این وسایل بسیار حجم کمی نیاز داشته و موتورهای سوخت جامد استفاده شده‌اند.

از مزایای این سیستم فناوری مطمئن، قابلیت واکنش سریع، نیاز به نیروی عملگر پایین و نیاز به جای کم آن است. از معایب آن خردگی تب‌ها، افت نیروی پیشران و فتنی تب در جت خروجی است و زمان کاری کم آن است.

²⁰¹ Jet Tab

آمار نشان می‌دهد که تپی که ۱۶٪ مسیر خروجی را می‌بندد معادل ۹ درجه تغییر جهت بردار نیروی پیشران است.

۴-۱-۲-۳-۴-۶. جتوینور^{۲۰۲}

در این روش یک پوسته با مقطع ایرفویلی حول ناحیه انتهایی نازل نصب می‌شود که با چرخاندن آن جهت جریان خروجی تغییر داده می‌شود. این روش بیشتر در سامانه‌هایی که بخشی از مسیر خود را در آب طی می‌کنند و موتورهای سوخت جامد استفاده شده است. از مزایای آن‌ها قدرت کم عملگرها و وزن پایین آن‌هاست. از معایبشان خوردگی، افت نیروی پیشران، زمان کاری محدود و ایجاد جریان‌های چرخشی و برگشتی در انتهای وسیله است.

۵-۱-۲-۳-۴-۶. استفاده از موتورهای کمکی

در این روش از سیستم‌های پیشران کمکی نظیر تراسترها یا موتورهای ورنیه استفاده می‌شود. این سیستم‌ها ممکن است از همان سیستم سوخت‌رسانی موتور اصلی استفاده کنند (در موتورهای ورنی) و یا سیستم سوخت‌رسان جداگانه داشته باشند (تراسترها).

موتورهای ورنیه موتورهایی هستند که با لولا نصب می‌شوند. استفاده از این موتورهای در سیستم‌های سوخت مایع دیده شده است. از این موتورهای خصوصاً در مواردی که موتور اصلی عملکرد بالایی دارد استفاده می‌شود. مزایای موتورهای ورنیه، مطمئن بودن فناوری، سوخت رسانی از توربوپمپ اصلی، جاگیری کم، افت نیروی پیشران پایین، نیروی عملگر کم، زمان عمل بدون محدودیت و عدم وجود سطوح داغ متحرک است. از معایب آن، پیچیدگی و افزایش اجزای سیستم و ایجاد ممان‌های کوچک است.

سایزینگ این موتورها به صورت ساده‌ای بر مبنای ممان ایجاد شده توسط آن‌ها محاسبه می‌شود. برای زاویه فراز داریم:

$$M_{V.E} = nF_{V.E} \times \sin\delta \times (x_{V.E} - x_{c.g}) \quad (۴۲-۶)$$

²⁰² Jetavator

که در آن n تعداد موتورهای ورنیه به کار گرفته شده در ایجاد مانور، $F_{V.E}$ نیروی پیشران موتور ورنیه، δ انحراف موتور ورنیه و $x_{V.E}$ مختصات محل قرارگیری موتور ورنیه است. این ممان باید بر مبنای روش پیش-گفته در مورد بالک‌ها آیرودینامیکی از نظر پایداری بررسی شود.

تراسترها موتورهای شیمیایی یا الکتریکی هستند که معمولاً در مراحل بالا که اغتشاشات کم است استفاده می‌شوند. این موتورها معمولاً تراست گسسته (ضربه) ایجاد می‌کنند. تراسترهای گاز سرد و تراسترهای هیدرازینی دو نمونه از چنین وسایلی هستند.

۶-۱-۲-۴-۳-۶. تزریق جانبی سیال اضافی

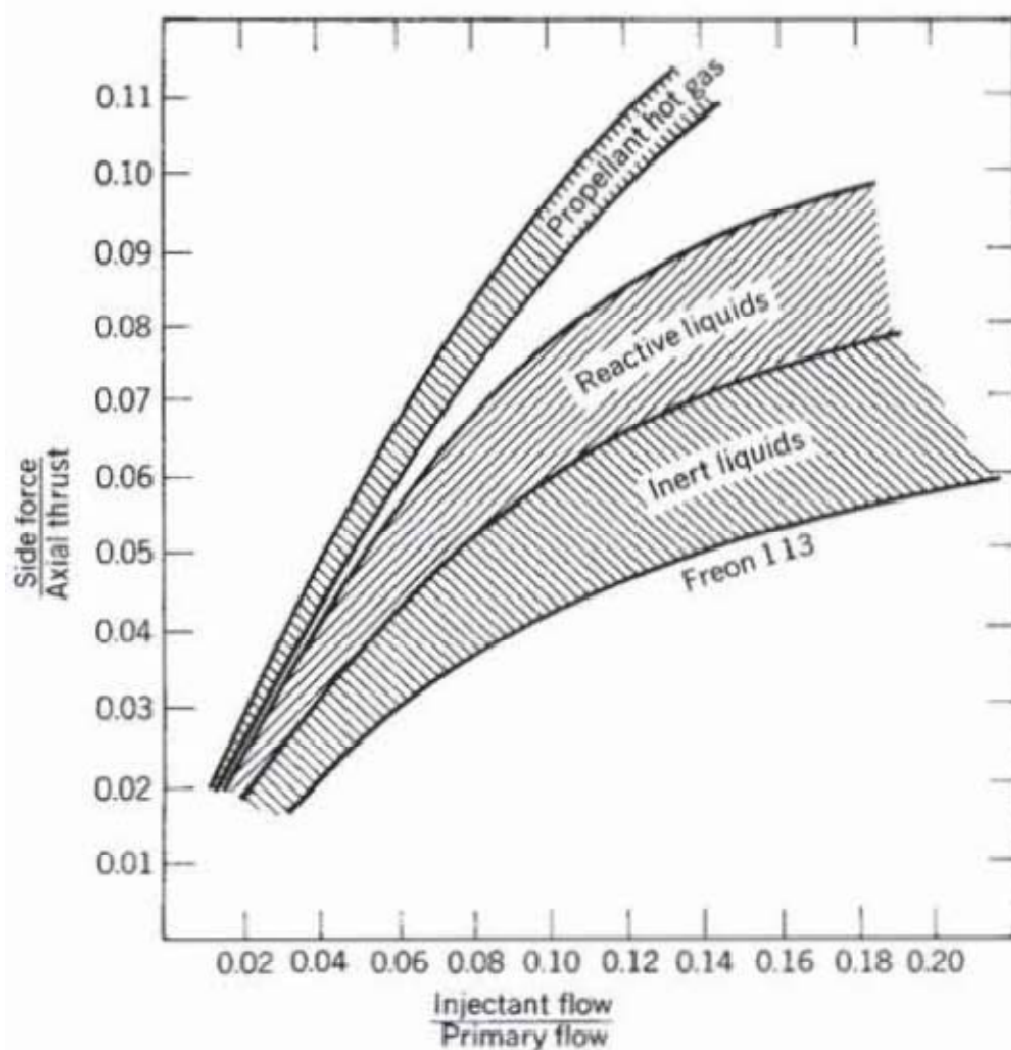
تزریق سیال اضافی به دیواره نازل و اگر منجر به ایجاد موج‌های ضربه‌ای مایل در نازل می‌شود. این شوک‌ها منجر به نامتقارن شدن توزیع سرعت گازها و در نتیجه ایجاد نیروی جانبی می‌شود. سیال اضافی می‌تواند مایع ذخیره شده، خروجی یک مولد گاز، بخشی از محتوای محفظه احتراق و یا تزریق یک ماده پیشران خودواکنش دهنده باشد. برای انحرافات کم این روش افت کمی دارد ولی برای ایجاد ممان‌های زیاد میزان ماده تزریقی بسیار زیاد می‌شود. روش تزریق سیال در هر دو نوع موتور سوخت مایع و سوخت جامد استفاده شده است.

نیروی حاصل از تزریق مواد شامل دو مؤلفه است:

- مومنتوم حاصل از تزریق
- اختلاف فشار وارده به دیواره داخلی نازل (حاصل از موج‌های ضربه‌ای مایل، جدایش لایه مرزی، اختلاف بین سرعت جریان و سرعت ماده تزریقی و فرآیندهای احتراقی)

بررسی این نیروها بسیار پیچیده است. شکل ۶-۱۱ می‌تواند به منظور تخمین اولیه این سیستم‌ها استفاده شود.

تزریق مواد مایع یک روش مطمئن است که قابلیت واکنش سریع به اغتشاشات را دارد. ایمپالس ویژه مواد تزریق شده در این حالت افزایش وزن ایجاد شده را جبران می‌کنند. از مزایای دیگر این روش قابلیت استفاده مجدد، سادگی اعمال به موتورهای مختلف و قابلیت بازدید قبل از پرواز است. محدودیت زمانی این روش بر مبنای مایع حمل شده است. از این روش برای رفع انحرافات تا ۶ درجه استفاده شده است (که انحرافات کوچکی است).



شکل ۱۱-۶: نسبت ماده تزریقی به ماده اصلی و نیروهای ایجاد شده (۱۱)

از معایب تزریق مایع آن است که اکثر مایعاتی که عملکرد خوبی دارند سمی هستند. معمولاً بسته‌بندی و جایگذاری مخازن و سیستم لوله‌کشی آن‌ها نیز پیچیده است. در کنار این مسائل ممکن است این وسائل نیاز

به تعمیر بیش از اندازه داشته باشند و همچنین احتمال ریختن آن‌ها و ایجاد گازهای سمی در واکنش با مواد سوختی نیز وجود دارد.

مایعات استفاده شده شامل مایعات واکنش‌ناپذیر (مانند آب) و مواد واکنش‌پذیر نظیر (هیدرازین و نیتروژن تترا اکسید) هستند. تزریق مواد واکنش‌پذیر معمولاً نیاز به سیستم لوله‌کشی و فشارگذاری جداگانه دارد و بیشتر در گذشته استفاده می‌شده است. معمولاً از مواد چگال‌تر استفاده می‌شود تا حجم مخزن و فشارگذاری آن کم شود. با توجه به عملکرد سایر سیستم‌ها به نظر می‌آید که سیستم تزریق مایع به مرور زمان حذف شود.

از مزایای تزریق جانبی مواد گازی داغ وزن کم و نیاز به توان عملگر پایین، سرعت واکنش پایین، حجم کم و افت عملکرد پایین است. از معایب این روش نیاز به اتصالات سرنده و درزگیری مناسب در شیرهای گاز داغ، تغییر شکل مسیرها در اثر گرمای گاز، مدت زمان عملیاتی کم، فناوری نامطمئن و نیاز به شیرهای خاص برای گاز داغ است.

تزریق گازهای داغ حاصل از احتراق سوخت‌های جامد و مایع از نظر عملکرد و بسته‌بندی و جای گرفته شده مورد توجه است. در گذشته این روش به دلیل خوردگی شیرهای گاز داغ استفاده نشده است. با توجه به پیشرفت در متالورژی و علم مواد امکان ساخت شیرهای و لوله‌های مقاوم در برابر خوردگی و دمای بالا امکان‌پذیر شده است. همچنین مواد سوختی جامد با خوردگی کمتر نیز ایجاد شده‌اند که با وجود افت نیروی پیشران امکان کاربرد در سیستم‌های کنترل بردار نیروی پیشران را دارند. یکی از پیچیدگی‌های این سیستم خنک‌کاری و عایق‌کاری مسیرهاست.

گاز داغ استفاده شده می‌تواند از محفظه احتراق موتور اصلی بیاید و یا از مولد گاز در آن استفاده شود. شیر-ها یا تزریق پیوسته را کنترل می‌کنند و یا تزریق گسسته را از طریق نازل‌های کوچک که شبیه تراسترهای کوچک هستند کنترل می‌کنند. در سیستم‌های سوخت مایع امکان خروج گاز از ناحیه‌ای که نسبت سوخت

به اکسید بالاتر است گرفته شود زیرا در این حالت دمای گازها کمتر بوده و امکان استفاده از لوله‌ها و شیرها را بدون خنک‌کاری ایجاد می‌کند.

۷-۱-۲-۴-۳-۶. استفاده از نازل‌های متحرک

این روش بهترین بازده را در روش‌های کنترل بردار نیروی پیشران را دارد. آن‌ها چندان ایمپالس ویژه و نیروی پیشران را کاهش نمی‌دهند و از نظر وزنی هم قابلیت رقابت با سایر روش‌ها را دارند. این روش با سیستم‌های سوخت جامد به کار رفته است.

نازل‌های انعطاف‌پذیر نازل‌هایی هستند که از تغییر شکل مجموعه‌ای لایه لایه از الاستومرهای دو انحنا استفاده می‌کنند که بین لایه‌های کروی فلزی که باربر هستند قرار می‌گیرد و امکان انحراف زاویه‌ای محور نازل را ایجاد می‌کند. از این روش در سیستم‌هایی استفاده می‌شود که محیط از نظر دمایی بحرانی است. در دماهای پایین الاستومرها سخت و شکننده شده و گشتاورهای مورد نیاز برای عملگرها بسیار افزایش یافته، به سیستم عملگری قوی‌تری نیاز است.

نوع دیگری از این نازل‌ها از یک اتصال متحرک و یک کیسه هیدرولیک هلالی برای انتقال نیرو استفاده می‌کند. این سیستم عایق‌بندی خاصی نیاز دارد تا بتواند سازه را در دمای کاری نگاهدارد. همچنین برای جلوگیری از نشت باید درزگیری مناسب انجام شود.

از مزایای این سیستم‌ها فناوری مطمئن است. در حالتی که از بیرینگ‌های منعطف استفاده شود، مزایای دیگری از قبیل عدم نیاز به درزگیرهای متحرک و قابلیت پیشبینی نیروی عملگر نیز اضافه می‌شوند. چنین سیستمی امکان تصحیح انحرافات تا ۱۲ درجه را می‌دهد. از معایب این روش نیاز به نیروی عملگر زیاد، گشتاورهای بالا در دمای محیط کم و تغییر نیروی عملگر است.

در حالتی که از اتصال متحرک (گوی با درزگیری گاز) استفاده شود، مزایایی از قبیل عدم افت نیروی پیشران در صورت حرکت کل نازل وجود دارد. در این حالت انحرافات تا ۲۰ درجه قابل تصحیح هستند. از معایب چنین سیستمی نیاز به درزگیری متحرک کروی، نیروی عملگر بسیار متغیر، محدودیت زمانی و نیاز

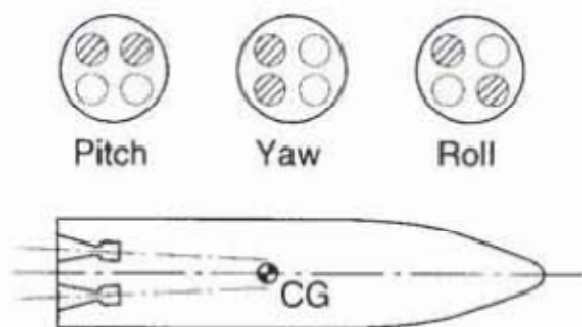
به نیروی مداوم به منظور برقراری درزگیری است. شکل‌های مختلف این سیستم‌ها در مرجع (۱۱) آمده است.

۲-۲-۴-۳-۶. کنترل بردار نیروی پیشران با چند نازل

در این روش از سیستم پیشران اصلی سامانه به منظور تصحیح مسیر استفاده می‌شود.

می‌توان از ۳ یا چهار موتور یا نازل با قابلیت زیاد و کم کردن نیروی پیشران استفاده کرد. در این حالت با تغییر نیروی پیشران ایجاد شده توسط نازل‌ها می‌توان به کنترل دست یافت. شکل ۱۲-۶ این مسئله را نشان می‌دهد. ترکیب ۴ نازل می‌تواند هر ۳ نوع حرکت مورد نیاز را ایجاد کند. به این روش شتابدهی دیفرانسیلی^{۲۰۳} نیز گفته می‌شود. برای ایجاد حرکت در هر جهت نیاز است که نیروی پیشران دو نازل تغییر کند. معمولاً این روش منجر به افت نیروی پیشران در حد ۲ تا ۱۵ درصد می‌شود. توجه کنید که ۳ یا ۴ نازل مورد استفاده می‌توانند وابسته به یک موتور باشند و یا از موتورهای متفاوت تغذیه شوند.

روش استفاده از موتورهای ورنیه نیز در این حالت برقرار است.



شکل ۱۲-۶: استفاده از چند نازل یا موتور به منظور کنترل بردار نیروی پیشران (۱۱).

²⁰³ Differential Throttling

1. **European Space Agency.** *Launch Vehicle Catalogue*. European Space Agency, 2004.
2. Mass Moments of Inertia. [Online] [Cited:]
http://www.roymech.co.uk/Useful_Tables/Form/Dynamics_inertia.html.
3. List of Moments of Inertia. *Wikipedia*. [Online] [Cited:]
http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_moments_of_inertia.
4. Moments of Inertia Equations. *Paul Hills Website*. [Online] [Cited:]
<http://homepages.which.net/~paul.hills/Spinningdisks/MOI/MOI.html>.
5. **Roskam, Jan.** *Airplane Design: Parts I-VIII*. Roskam Aviation, 1990.
6. *Estimation of Launch Vehicle Propellant Tank Structural Weight Using Simplified Beam Approximation*. **Hutchinson, Virgil L. and Olds, John R.** Florida : American Institute for Aeronautics and Astronautics, 2004. AIAA 2004-3661.
7. *Analytical Structural Weight Estimation of Conceptual Launch Vehicle Fuselage Components with GT-STRESS*. Georgia Institute of Technology, 2004.
8. **Pechev, A.** *Launchvehicles and Propulsion Lecture Notes*. Surrey : University of Surrey.
9. **Dodge, Franklin T.** *The New "Dynamic Behaviour of Liquids in Moving Containers"*. San Antonio : Southwest Research institute, 2000.
10. **Fleeman, Eugene L.** *Tactical Missile Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
11. **Sutton, George P., Biblarz, Oscar.** *Rocket Propulsion Elements, 7th Edition*. John Wiley & Sons, 2001.

فصل هفتم

نتایج

در این فصل، با استفاده از برخی از مدل‌های ارائه شده، به اعتبارسنجی روش طراحی ارائه شده پرداخته می‌شود. همچنین پیشنهاداتی برای کارهای آتی در زمینه طراحی مفهومی ماهواره‌بر ارائه خواهد شد.

۷-۱. اعتبارسنجی

با استفاده از الگوریتم پیشنهادی برای طراحی مفهومی ماهواره‌برهای یکبارمصرف، برنامه‌ای در نرم‌افزار MATLAB تهیه شد. در این برنامه مباحث زیر گنجانده شدند:

- سایزینگ اولیه بر مبنای بهینه‌سازی توزیع جرم و همچنین نسبت‌های جرمی انتخابی (مرحله‌بندی سری)
 - طراحی اولیه پیکربندی
- در این قسمت هر دو روش انتخاب و سایزینگ موتور در برنامه گنجانده شد. همچنین مخازن و فشارگذاری نیز تعیین شدند. چیدمان اجزا تنها به صورت سری در این برنامه گنجانده شد. همچنین در مرحله پیکربندی مرکز جرم و ممان اینرسی نیز با استفاده از روش‌های گفته شده تخمین زده شد.
- شبیه‌سازی پرواز
- یک شبیه‌ساز پرواز دو درجه آزادی در برنامه نوشته شد. به دلیل آنکه هدف وارد نشدن به جزئیات بهینه‌سازی مسیر بود، از شبیه‌ساز سه درجه آزادی استفاده نشد (گرچه کد آن برای ارتقای برنامه در کارهای بعدی نوشته شد). برنامه هم قابلیت ایجاد داده‌های آیرودینامیکی به صورت برخط را دارد و هم می‌تواند پیکربندی را به ورودی‌های کد Missile DATCOM تبدیل کرده و از خروجی‌های این کد به صورت میانمایی استفاده کند. برای دستورات مسیر از مسیرهای پیشنهادی دو درجه آزادی استفاده شد.
- تحلیل سازه بر مبنای ضریب بار در برنامه گنجانده شد. به دلیل کمبود وقت از روش دانشگاه جورجیا تک استفاده نشد.

در کنار این، پایگاه‌های داده شامل ماهواره‌برها، مواد سوختی مایع، مواد سازه‌ای به کار رفته در ماهواره‌برهای سوخت مایع، مواد فشارگذار و موتورهای سوخت مایع تهیه شد. مراجع (۱)، (۲)، (۳) و (۴) برای تهیه این پایگاه‌های داده استفاده شدند.

با استفاده از این برنامه، به بررسی ماهواره‌بر دو مرحله‌ای ATLAS 3B برای مقایسه می‌پردازیم. اطلاعات این سامانه از مرجع (۱) بدست آمده است. سایزینگ اولیه را با نسبت‌های جرمی خود سامانه اصلی انجام دادیم. اطلاعات پوشش محموله نیز بر مبنای ماهواره‌بر اصلی قرار داده شد. از آنجا که فشار مخازن مورد نیاز

برای عملکرد مناسب موتورها در دسترس نبود، مقدار فشار مخزن از روی نمودار ۴-۲۵ بر مبنای حجم مواد سوختی تخمین زده شد. ابعاد هر دو موتور نیز بر مبنای روابط آماری ۴-۱۲ و ۴-۱۳ تخمین زده شدند. بررسی المان‌های کنترلی یک مسئله ثانوی در طراحی مفهومی است. از آن‌جا که اطلاعاتی از سیستم‌های کنترلی سامانه مورد نظر در دسترس نبود و آن‌که چنین بررسی‌هایی در طراحی مفهومی ثانویه شناخته می‌شوند، در نتیجه در اعتبارسنجی به آن پرداخته نشد.

جدول ۷-۱ ورودی‌های داده شده به برنامه را نشان می‌دهد. جدول ۷-۲ نتایج الگوریتم و مقایسه آن‌ها با مقادیر واقعی را نشان می‌دهد. این نتایج بر مبنای نتایج حاصل از ابعاد موتور و همچنین مخازن بدست آمده‌اند. در طراحی مفهومی تا ۱۰ درصد خطا پذیرفته شده و تا ۱۵ درصد خطا هم قابل قبول است. با توجه به اینکه در محاسبات، فشار مخازن، ابعاد موتور و جنس مواد را فرض کرده و تخمین زده‌ایم، خطا به ظاهر در حد قابل قبولی قرار دارد. نکته مهم آن است که مخازن ماهواره‌بر مورد مطالعه بسیار نازک و به صورتی طراحی شده‌اند که حالت بحرانی بوده و فقط تحت فشار قابل استفاده‌اند. دلیل تفاوت در وزن سوخت تخمین زده شده نیز همین است. طراحان سامانه فوق با این حربه توانسته‌اند وزن سازه را کاهش داده و وزن سوخت را افزایش دهند.

جدول ۱-۷. ورودی‌های برنامه

کل سامانه	
۱۰۷۰۰	وزن محموله (کیلوگرم)
ارتفاع ۱۸۵ کیلومتری، شیب ۲۸/۵	مدار مقصد
کیپ کاناورال (۲۸ درجه شمالی، ۸۰ درجه غربی)	محل پرتاب
۲۰۰۰	جرم پوشش محموله (کیلوگرم)
۱۲/۰۱	طول پوشش محموله (متر)
۴/۲	قطر پوشش محموله (متر)
مرحله اول	
۰/۰۶	ضریب سازه
۰/۱۳۲	ضریب محموله
RD-180	نام موتور
۱	تعداد موتور
۴۱۵۲	نیروی پیشرانش خلأ (کیلونیوتن)
۳۳۷/۸	ضربه ویژه (ثانیه)
Rp-1/ LOX (O/F = 2.72)	سوخت و اکسیدکننده
آلیاژهای آلومینیوم	جنس مخازن پیشران
آلیاژهای تیتانیوم	جنس مخازن فشارگذاری
هلیم	جنس گاز فشارگذار
مرحله دوم	
۰/۰۹	ضریب سازه
۰/۲۲۵	ضریب محموله
RL-10A-4-2	نام موتور
۲	تعداد موتور
۱۹۸/۴	نیروی پیشرانش خلأ (کیلونیوتن)
۴۵۰/۵	ضربه ویژه (ثانیه)
LH ₂ /LO ₂ (O/F = 5.5)	سوخت و اکسیدکننده
آلیاژهای آلومینیوم	جنس مخازن پیشران
آلیاژهای تیتانیوم	جنس مخازن فشارگذاری
هلیم	جنس گاز فشارگذار

جدول ۲-۷: نتایج الگوریتم و مقایسه با مقادیر واقعی

نام طرح	واحد	مقادیر واقعی	نتایج الگوریتم	درصد خطا
طول کل	متر	۵۴/۶	۴۷/۳۹	۱۳/۲
ماکزیمم قطر بدون احتساب پوشش محموله	متر	۳/۰۵	۲/۷۹	۸/۵
وزن لحظه پرتاب	کیلوگرم	۲۲۵۳۹۰	۲۲۰۲۴۸	۲/۲۸
مرحله اول				
طول	متر	۲۹	۲۴/۶۸	۱۴/۸۹
قطر	متر	۳/۰۵	۲/۷۹	۸/۵
جرم مرحله	کیلوگرم	۱۹۶۹۲۵	۱۹۴۷۱۳	۱/۱۲
جرم مواد پیشران	کیلوگرم	۱۸۳۲۰۰	۱۷۷۹۶۰	۲/۸۶
زمان سوزش	ثانیه	۱۸۲	۱۴۰	-
مرحله دوم				
طول	متر	۱۱/۷۴	۱۰/۷	۸/۸۶
قطر	متر	۳/۰۵	۲/۶	۱۴/۷۵
جرم مرحله	کیلوگرم	۲۲۹۴۰	۲۳۵۳۵	۲/۵۹
جرم مواد پیشران	کیلوگرم	۲۰۸۳۰	۱۸۱۲۰	۱۳
زمان سوزش	ثانیه	۴۵۴	۴۰۰	-

۷-۲. پیشنهاداتی برای پیشرفت این برنامه و کارهای آتی

با توجه به آنچه در طول فصول گفته شد، راهکارهای زیر برای ارتقای برنامه نوشته شده فعلی وجود دارد:

- اضافه کردن بهینه‌سازی مسیر ۳ درجه آزادی، تعیین مسیر شکست
- اضافه کردن کد طراحی موج‌گیر
- اضافه کردن کد سازه جورجیاتک

در کنار این، پیشنهادات زیر برای کارهای آتی ارائه می‌شود:

- اضافه کردن الگوریتم سایزینگ موتورهای سوخت جامد
- افزودن شکل‌های مختلف پیکربندی
- اضافه کردن الگوریتم تعیین هزینه
- افزودن امکان بهینه‌سازی کل سامانه

- اضافه کردن متدولوژی‌های مختلف طراحی
- ایجاد امکان مطالعات پارامتریک و نمونه‌گیری برای حالات مختلف به منظور بررسی تأثیر پارامترها و ایجاد پیشنهادات طراحی

۳-۷. مراجع

1. **European Space Agency.** *Launch Vehicle Catalogue*. s.l. : European Space Agency, 2004.
2. **Isakowitz, Steven J., B., Hopkins Joshua and P., Hopkins Joseph.** *International Reference Guide to Space Launch Systems*. s.l. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
3. *Internet Reference Guide to Space Launch Vehicles* . [Online]
http://www.b14643.de/Spacerockets_1.
4. *Encyclopaedia Astronautics*. . [Online] <http://www.astronautix.com/>.

پیوست‌ها

پیوست الف. مواد سازه‌ای

خواص میانگین مواد به کار رفته در ساخت مخازن

جدول ۱-الف: مواد به کار رفته در ساخت مخازن و خواص متوسط آن‌ها (۱) و (۲)

نام ماده	نمونه آلیاژ	چگالی متوسط	تنش تسلیم	ماکزیمم تنش مجاز	F_u/ρ
	واحد	Kg/m^3	MPa	MPa	$MPa.m^3/kg$
آلومینیوم	سری ۲۰۰۰ و ۶۰۰۰	۲۷۶۷/۹۹	۴۱۳/۶۹	۴۸۲/۶۳	۰/۱۷۴۴
فولاد	'PH 17-7 ، A286 ، AISI 300 Inconel 718 ، PH 15-7 M	۷۸۸۸/۷۷	۱۳۷۸/۹۵	۱۵۱۶/۸۵	۰/۱۹۲۳
تیتانیوم	6Al-4V	۴۴۲۸/۷۹	۱۰۶۸/۶۹	۱۱۷۲/۱۱	۰/۲۶۴۷
کامپوزیت‌های گرافیتی بافته شده		۱۶۳۳/۱۱	-	۴۱۳۶/۸۵	۲/۵۳۳۱

نکات کاربردی:

- آلیاژهای آلومینیوم با اکثر سوخت‌های مایع عادی و کرایوژنیک تا دماهای کاری ۱۸۷ درجه سانتی-گراد قابل استفاده‌اند.
- فولادها و تیتانیوم با اکثر سوخت‌های مایع عادی و کرایوژنیک سازگارند و تا دمای کاری ۴۲۶ درجه سلسیوس به کار می‌روند.
- گرافیت و رزین‌های اپوکسی تا ۱۴۸ درجه سلیوس قابل استفاده‌اند اما رزین‌های دیگر تا ۲۶۰ درجه سلسیوس هم می‌رسند.

مواد به کار رفته در ساخت موتور و مخازن، اطلاعات دقیق

جدول ۲-الف شامل اطلاعات فلزات به کار رفته در ساخت موتورهای سوخت مایع است. مقادیر داده شده همگی تقریبی هستند. این داده‌ها همگی تقریبی هستند و اطلاعات دقیق بستگی به شرکت سازنده دارد. همچنین این اطلاعات شامل ۱۰ درصد ضریب اطمینان است.

از آلیاژهای آلومینیوم معمولاً برای پوسته موتور سامانه‌های فضایی استفاده نمی‌شود اما می‌توان از آن‌ها برای پوسته‌های کوچک و در جاهایی که مقاومت خوردگی زیاد نیاز است استفاده کرد.

پیشرفت‌های تازه در زمینه پیرسخت کردن فولادها، وقتی که تا ۷۲۵ تا ۷۸۵ درجه سلسیوس پیرسخت می‌شوند، مقاومت‌های بسیار بالایی بدست می‌آورند. در نتیجه فولاد قابلیت شکل‌پذیری خوب، پایداری خوب

در برابر دما و خنک‌کاری خوب با نرخ کنترل نشده در دمای محیط بدون نیاز به وسایل خنک‌کاری فراهم می‌کند. به همین دلیل، این مواد از کاندیداهای استفاده در موتورهای بزرگ با قطر تا ۶/۵ متر هستند. برخی مواد کامپوزیتی به کار رفته در موتورهای راکت‌ها در جدول ۳-الف آمده است. باید توجه داشت که با تغییر رزین و الیاف می‌توان به خواص مورد نظر خود رسید. مواد کامپوزیتی مقاومت خستگی بالاتری نسبت به فولادها دارند.

جدول ۳-الف: کامپوزیت‌های به کار رفته در ساخت راکت‌ها (۲)

نسبت پواسون	مدول یانگ	ماکزیمم تنش مجاز	چگالی	کامپوزیت (۷۰ درصد حجمی فیبر)
[-]	[GPa]	[MPa]	[kg/m ³]	
۰/۳	۳۶	۱۲۵۰	۲۰۸۰	ای‌گلاس-اپوکسی
۰/۳۴	۸۵	۱۴۱۰	۱۳۵۰	کولار ۴۹-اپوکسی
-	۱۹۵	۹۳۰	۱۶۳۰	کربن-اپوکسی
۰/۳-۱	۱۰۲	۹۶۵-۱۷۲۰	۱۵۳۰-۱۸۰۰	گرافیت-اپوکسی

مواد مقاوم موادی هستند که خواص فیزیکی و شیمیایی خود را در محیط‌های با دمای بالا (بیش از ۳۵۰۰ کلوین) حفظ می‌کنند. کار با این مواد سخت بوده و نرمی کمی دارند. آلیاژهای تانتالوم و نوبیوم (کولومبیم) برای کاربری‌های با دمای بالا بین ۱۴۰۰ تا ۲۲۵۰ کلوین به کار می‌روند. این مواد در دمای پایین نرم بوده و شکل‌پذیر و جوش‌پذیر هستند اما باید در دماهای بالای ۶۰۰ کلوین برای جلوگیری از زنگ‌زدن پوشش داده شوند. جدول ۴-الف خواص این مواد را نشان می‌دهد.

نام	چگالی	ماکزیم تنش مجاز	تنش تسلیم	مدول الاستیسیته	نسبت پواسون	ضریب انتقال حرارت	ظرفیت حرارتی	ضریب انبساط گرمایی	ماکزیم دمای کاری	دمای ذوب	مقاومت الکتریکی	کاربرد
	[Kg/m ³]	[MPa]	[MPa]	[GPa]	-	[W/m.K]	[kJ/kg.K]	[10 ⁻⁶ 1/k]k	[K]	[K]	[10 ⁻⁸ ohm.m]	
A-286 (سوپرآلیاژ پایه آهنی)	۷۹۲۰	۸۰۰K در ۸۲۷	۵۵۲K در ۸۰۰	۷۵۰K در ۱۶۲	۰/۳۳	۷۵۰K در ۲۱/۸	۰/۴۲	۱۷	۹۵۰	۱۷۱۰		محفظه احتراق
نیکل ۲۰۰	۸۸۹۰	۵۹۰K در ۳۶۲	۵۹۰K در ۱۰۵	۲۰۷		۳۰۰K در ۷۰/۲	۰/۴۴	۱۳		۱۷۱۰-۱۶۴۰	۸/۵	
آلومینوم ۲۲۱۹ تیتانیوم ۸۵۱	۲۸۴۰	۴۵۵	۳۵۰	۷۳	۰/۳۳	۱۲۰		۲۲/۳			۳/۹-۶/۲	
آلومینوم ۲۲۱۹ تیتانیوم ۸۷	۲۸۴۰	۴۷۵	۳۹۵	۷۲	۰/۳۳	۱۲۰		۲۲/۳			۳/۹-۶/۲	
آلومینوم ۷۰۷۵ تیتانیوم ۶	۲۸۱۰	۵۷۰	۵۰۵	۷۲	۰/۳۳	۱۳۰		۲۲			۸/۹	
آلومینوم-لیتیوم ۲۰۹۵	۲۵۸۰-۲۵۴۰	۴۷۰	۳۳۰	۷۸-۸۰								مخازن کرایوژنی
AISI304LSS	۸۰۰۰	۵۶۴	۲۱۰	۱۹۳		۱۶/۲	۰/۵	۱۷/۳	۸۰۰	۱۶۷۵-۱۶۵۰	۷۲	
AISI 4130	۷۸۳۳	۶۷۰	۴۳۵	۲۰۵	۰/۳۲				۸۰۰			
فولاد D6AC	۷۷۸۰	۱۴۸۳	۱۳۷۹	۲۰۰					۸۰۰	۱۶۵۰		
فولاد C350 (آئیل در ۸۵۰ درجه سلسیوس)	۸۰۰۸	۲۱۳۹	۲۰۳۷	۲۰۰					۸۰۰			
Inconel X-750 (آلیاژ نیکل)	۸۲۸۰	۱۲۵۰	۸۵۰	۲۰۰	۰/۶-۰/۷	۲۳	۰/۵۷	۱۲/۸	۱۰۰۰		۱۳۸	
Ti6-Al4-V (رده ۵)	۴۴۲۸	۹۰۰	۸۵۵	۱۱۰	۰/۳۳	۶		۷/۹	۸۷۳		۱۶۸	
Haynes 25 (سوپرآلیاژ پایه کبالت از نیکل)	۹۱۳۰	۱۰۰۵ (در ۳۷۰K در ۱۰۴۰)	۴۷۵ (در ۲۳۵K در ۱۰۴۰)	۲۲۵	۰/۳۵	۹/۴ (در ۲۴/۷K در ۱۰۴۰)	۰/۶۲	۱۷/۱	۱۴۰۰	۱۶۹۰-۱۵۹۰	۸۸/۶	
Haynes 188	۸۹۸۹	۹۴۵	۴۶۵	۲۰۸		۱۰/۸	۰/۴۰۳	۱۴/۸	۱۴۰۰	۱۶۹۰-۱۵۹۰	۱۰۱	

جدول ۲-الف. فلزات به کار رفته در ساخت موتورهای سوخت مایع ((۲)، (۳)، (۴)، (۵)، (۶))

جدول ۴-الف. مواد مقاوم به کار رفته در ساخت راکت‌ها (۲)

نیوبیوم (Nb) یا کولومبیوم (Cb)	مولیبدنوم (Mo)	تانتالوم (Ta)	رنیوم (Re)	ولفرام (W)	واحد	
۲۴۶۸	۲۶۱۷	۲۹۹۶	۳۱۸۰	۳۴۱۰	k	دمای ذوب
۸/۶	۱۰/۲	۱۶/۶	۲۱	۱۹/۳	g/cc	چگالی
۷/۳	۴/۸	۶/۳	۶/۲	۴/۵	ppm/°C	انبساط گرمایی
۰/۵۴	۱/۴	۰/۵۲	۰/۴	۱/۷	w/cm.°C	ضریب انتقال حرارت گرمایی
۰/۲۶	۰/۲۵	۰/۱۴	۰/۱۴	۰/۱۳	j/g.°C	گرمای ویژه
مقاومت کششی						
۰/۴-۰/۷	۰/۷-۱/۴	۰/۲-۰/۵	۰/۷-۲	۰/۷-۳/۵	GPa	۲۰ °C
۰/۳-۰/۵	۰/۲-۰/۵	۰/۲-۰/۳	-	۰/۵-۱/۴	GPa	۵۰۰ °C
۰/۰۴-۰/۱	۰/۱-۰/۲	۰/۱	۰/۴-۰/۷	۰/۳-۰/۵	GPa	۱۰۰۰ °C
مدول ینگ						
۱۳۰	۳۳۰	۱۸۵	۴۵۰	۴۱۰	GPa	۲۰ °C
۱۲۵	۳۲۰	۱۸۰	۴۱۵	۳۹۰	GPa	۵۰۰ °C
۱۱۰	۲۸۰	۱۷۰	۳۶۰	۳۶۵	GPa	۱۰۰۰ °C

پیوست ب: اطلاعات مواد سوختی

جدول شماره ۱-ب محدوده طول مشخصه را برای چند سوخت معمول نمایش می‌دهد. مرز بالایی محدوده انتخاب محافظه کارانه و مرز پایین انتخابی خوشبینانه است. پیشرفت‌های تازه در سیستم‌های پیش‌رانش، گویای آن است که مینیمم مقادیر در این جدول تا حدی قادر به کاهش هستند.

جدول ۱-ب. محدوده طول مشخصه برای سوخت‌های معمول (۱)، (۲) و (۷)

طول مشخصه (متر)		ترکیب
ماکزیمم	مینیمم	
۰/۷۱	۰/۶۱	فلوئور مایع / هیدرازین
۰/۶۶	۰/۵۶	فلوئور مایع / هیدروژن گازی
۰/۷۶	۰/۶۴	فلوئور مایع / هیدروژن مایع
۰/۸۹	۰/۷۶	اسید نیتریک / هیدرازین
۲/۵	۱/۵	اسید نیتریک/UDMH
۳	۲	اسید نیتریک/ هیدروکربنها
۰/۸۹	۰/۶۰	دی نیتروژن تترا اکسید (N_2O_4) / سوخت‌های پایه هیدرازین
۱/۰۲	۰/۷۶	اکسیژن مایع / آمونیاک
۰/۷۱	۰/۵۶	اکسیژن مایع / هیدروژن گازی
۱/۰۲	۰/۷۶	اکسیژن مایع / هیدروژن مایع
۰/۷۱	۰/۵۶	اکسیژن مایع/ گاز هیدروژن
۱/۲۷	۱/۰۲	اکسیژن مایع / RP-1
۲/۵	۱/۵	اکسیژن مایع/ گازوئیل
۳	۲/۵	اکسیژن مایع/اتیل الکل
۲/۵	۱/۲۵	گاز اکسیژن/سوخت‌های هیدروکربونی گازی
۰/۷	۰/۵۵	گاز اکسیژن/ گاز هیدروژن
۱/۷۸	۱/۵۲	آب اکسیژنه (H_2O_2) / RP-1 (با کاتالیزور)
-	۴	نیترومتان (تک سوخت)(با کاتالیزور)

جدول ۲-ب اطلاعات در دسترس برای ترکیبات مختلف به کار رفته در موتورهای سوخت مایع را نشان می‌دهد. البته اطلاعات دیگری نظیر فشار بخار، جرم مولی محصولات احتراق، پارامتر آیزنتروپیک و ضرایب انتقال حرارت نیز مورد نیاز هستند که باید از طریق نرم‌افزارهایی نظیر GDL_propep و یا CEA محاسبه

شوند. همچنین باید توجه شود که اطلاعات این جدول در نسبت سوخت به اکسید کننده معمول داده شده است.

جدول ۲-ب. اطلاعات در دسترس در مورد سوخت‌ها و اکسیدکننده‌های مختلف مایع (۸)

	Oxidiser			Fuel			Combustion					
Combination	Name	density	molar mass	Name	density	molar mass	o/f	flame temperature	density	gamma	c_star	isp(sl)
Units		(kg/m3)			(kg/m3)			(K)	(kg/m3)		(m/s)	
NO2/Aerozine-50	NO2	1450	46.00555	Aerozine-50	903							
Amonia				Amonia	604							
BRF5/Hydrazine	BRF5	2480	174.894	Hydrazine	1008		3.35	3350	1860		1525	243
BRF5/Hydyne	BRF5	2480	174.894	HYDYNE	860		3.85	3195	1780			227
BRF5/MMH	BRF5	2480	174.894	MMH	880	46.07	3.55	3265	1770			236
BRF5/UDMH	BRF5	2480	174.894	UDMH	793	60.1	3.8	3220	1720			231
CF2/Hydrazine	CF2	1520		Hydrazine	1008		1.5	4030	1260		2085	
CF2/LH2	CF2	1520		LH2			6	3610	390		2545	
Clf3/hydrazine	Clf3	1830		Hydrazine	1008		2.77	3895	1510	1.33	1825	294
Clf3/hydyne	Clf3	1830		Hydyne	860		2.98	3710	1430			276
Clf3/RP-1	Clf3	1830		RP-1	806		3.26	3505	1410		1575	258
Clf3/UDMH	Clf3	1830		UDMH	793	60.1	3.03	3760	1380		1715	280
CLO3F/Hydrazine	CLO3F	1430	102.4436	Hydrazine	1008		1.42	3390	1220			295
CLO3F/Hydyne	CLO3F	1430	102.4436	Hydyne	860		2.78	3290	1220			285
CLO3F/RP-1	CLO3F	1430	102.4436	RP-1	806		4.23	3675	1250			280
CLO3F/MMH	CLO3F	1430	102.4436	MMH	1430	46.07	2.67	3540	1200			291
CLO3F/UDMH	CLO3F	1430	102.4436	UDMH	793	60.1	2.67	3595	1170			288
Flox30/RP-1	Flox30			RP-1	806		3.8	4585	1200			316
Flox70/UDMH	Flox70			UDMH	793		2.7	4395	1150			345
GOX/Alcohol	GOX			Alcohol	870							
GOX/RP-1	GOX			RP-1	806							
H2O2	H2O2	1440	34.0147				1	1286	1250	1.25		163

H2O2/CxHy	H2O2	1440	34.0147	CxHy								
H2O2/Hydrazine	H2O2	1440	34.0147	Hydrazine	1008		2.17	2850	1260			282
H2O2/Hydrazine		1440	34.0147		1008		2.01	2910	1260	1.22	1750	
H2O2/Hydyne	H2O2	1440	34.0147	Hydyne	860		4.68	2900	1270			276
H2O2/Kerosene	H2O2	1440	34.0147	RP-1	806		7.35	2915	1300			273
H2O2/Kerosene	H2O2	1440	34.0147	Kerosine 98%	806		7.07	2975	1310	1.2	1665	
H2O2/Pentaborane	H2O2	1440	34.0147	Pentaborane	662							
H2O2/UDMH	H2O2	1440	34.0147	UDMH 95%	793	60.1	4.54	2920	1240			278
H2O2/UDMH		1440	34.0147	UDMH 98%	793	60.1	4.36	2980	1250	1.21	1705	
Hydrazine	Hydrazine	1008										
Isopropylnitrate (OT-152)												
LF2/Ammonia	LF2	1510	37.9968	Ammonia	604		3.15	4510	1170	1.33	2185	357
LF2/Hydrazine	LF2	1510	37.9968	Hydrazine	1008		2.18	4669	1310	1.33	2220	363
LF2/Kerosene	LF2	1510	37.9968	Kerosene	806		2.8	4410	1230	1.22	1950	322
LF2/LH2	LF2	1510	37.9968	LH2	71		8	3960	460	1.33	2545	410
LF2/Lli	LF2	1510	37.9968	Lli	6940			2200				
LF2/UDMH	LF2	1510	37.9968	UDMH	793	60.1	2.55	4225	1200			341
Lox/Alcohol	Lox	1140	31.9988	Alcohol 75%	870		1.43	3230	1010			282
Lox/Alcohol	Lox	1140	31.9988	Alcohol	870		1.73	3390	990			284
Lox/Alcohol	Lox	1140	31.9988	Alcohol 96%	870		1.8	3420	980	1.21	1710	
Lox/Ammonia	Lox	1140	31.9988	Ammonia	604		1.4	3090	890	1.23	1785	294
Lox/Hydrazine	Lox	1140	31.9988	Hydrazine	1008		0.9	3400	1070	1.25		331
Lox/Hydyne	Lox	1140	31.9988	Hydyne	860		1.73	3585	1020			306
Lox/Kerosene	Lox	1140	31.9988	Kerosene	806		2.56	3670	1020		1805	300
Lox/Kerosene/LH2	Lox	1140	31.9988	Kerosene/LH2	133		4.8		500			
Lox/LCH4	Lox	1140	31.9988	LCH4	424							
Lox/LH2	Lox	1140	31.9988	LH2	71		6	2985	280	1.26	2435	391
Lox/LH2	Lox	1140	31.9988	slush LH2			4	2985	330	1.26	2435	391
Lox/LNG	Lox	1140	31.9988	LNG								
Lox/UDMH	Lox	1140	31.9988	UDMH	793	60.1	1.67	3615	970	1.24	1865	310

Mon/hydrazine	MON	1370		hydrazine	1008		1.4	3325	1190			295
Mon/hydyne	MON	1370		hydyne	860		2.84	3475	1190			287
Mon/MMH	MON	1370		MMH	880	46.07	2.27	3455	1170			292
Mon/UDMH	MON	1370		UDMH	793	60.1	2.72	3490	1140			290
N2O4/Aerозine-50	N2O4	1450	92.011	Aerозine-50	903							
N2O4/alumizine	N2O4	1450	92.011	Alumizine								
N2O4/Hydrazine	N2O4	1450	92.011	Hydrazine	1008		1.34	3250	1220	1.25	1780	356
N2O4/Hydyne	N2O4	1450	92.011	Hydyne	860		2.71	3395	1220		1700	282
N2O4/Kerosene	N2O4	1450	92.011	Kerosene	806		4.04	3445	1250		1600	276
N2O4/MMH	N2O4	1450	92.011	MMH	880	46.07	2.16	3385	1200			288
N2O4/Pentaborane	N2O4	1450	92.011	Pentaborane	622							
N2O4/UDMH	N2O4	1450	92.011	UDMH	793	60.1	2.61	3415	1180	1.25	1720	285
Nitric Acid/Amine	Nitric	1510	63.012	Amine	1020		3.2					
Nitric Acid/Ammonia	Nitric Acid	1510	63.012	Ammonia	604		2.1	2690	1100	1.24	1610	
Nitric	Nitric	1510	63.012	Gasoline	710							
Nitric Acid/Hydrazine	Nitric Acid	1510	63.012	Hydrazine	1008		1.45	3045	1280	1.25	1725	283
Nitric	Nitric	1510	63.012	Hydyne	860		3.11	3195	1310			273
Nitric Acid/JP-X	Nitric	1510	63.012	JP-X	900		4.13	3205	1330			269
Nitric Acid/Kerosene	Nitric Acid	1510	63.012	Kerosene	806		4.8	3235	1350	1.23	1610	268
Nitric Acid/MMH	Nitric	1510	63.012	MMH	880	46.07	2.47	3195	1280			279
Nitric Acid/UDMH	Nitric	1510	63.012	UDMH	793	60.1	3	3225	1250	1.23	1675	276

پیوست ج: روش‌های ریاضی مورد نیاز

بهینه‌سازی با استفاده از ضرایب لاگرانژ

فرض کنید یک مسئله بهینه‌سازی به فرم زیر داریم:

$$\begin{aligned} & \text{Minimize } f(x_1, x_2, \dots, x_n) \\ & \text{Subject to } g(x_1, x_2, \dots, x_n) \leq 0 \end{aligned} \quad (ج-۱)$$

برای حل می‌توانیم یک تابع ترکیبی به صورت زیر ایجاد کنیم:

$$K(x_1, x_2, \dots, x_n) = f(x_1, x_2, \dots, x_n) + \lambda g(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (ج-۲)$$

به λ ضریب لاگرانژ گفته می‌شود. حال می‌توان تابع ترکیبی ایجاد شده را بهینه کرد. به این منظور باید گرادیان این تابع صفر باشد. یعنی:

$$\begin{aligned} \nabla K &= \nabla f + \lambda \nabla g + \frac{\partial(\lambda g)}{\partial \lambda} \\ &= \left(\frac{\partial f}{\partial x_1} + \lambda \frac{\partial g}{\partial x_1} \right) dx_1 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2} + \lambda \frac{\partial g}{\partial x_2} \right) dx_2 + \dots \\ &\quad + \left(\frac{\partial f}{\partial x_n} + \lambda \frac{\partial g}{\partial x_n} \right) dx_n + g = 0 \end{aligned} \quad (ج-۳)$$

با حل $n+1$ معادله بدست آمده، $n+1$ مجهول (مقادیر متغیرها و λ) را می‌توان بدست آورد.

در صورتی که چند قید داشته باشیم، باید در ازای هر قید یک ضریب لاگرانژ استفاده شود.

روش رونگ-کوتا مرتبه ۴ جهت حل معادلات دیفرانسیل مرتبه ۱

روش رونگ-کوتا مرتبه ۴ یکی از بهترین روش‌های حل معادلات دیفرانسیل است. فرض کنید معادله دیفرانسیلی به صورت زیر داریم:

$$y' = f(t, y), y(t_0) = y_0 \quad (ج-۴)$$

در این صورت، رونگ-کوتا ۴ مرحله‌ای با ۴ بار فراخوانی تابع، مقدار معادله دیفرانسیل را در گام زمانی بعدی به ما می‌دهد. فرض کنید گام زمانی مورد نظر را با h نمایش دهیم. در این صورت رونگ-کوتا به صورت زیر جوابی به ما می‌دهد:

$$\begin{aligned} t &= t_n + h \\ y_{n+1} &= y_n + \frac{1}{6}h(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \end{aligned} \quad (ج-۵)$$

که در آن:

$$K_1 = f(t_n, y_n)$$

$$K_2 = f\left(t_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}hK_1\right) \quad (۶-ج)$$

$$K_3 = f\left(t_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}hK_2\right)$$

$$K_4 = f(t_n + h, y_n + hK_3)$$

اندیس n بیانگر مرحله قبلی و $n+1$ بیانگر مرحله بعدی است. در واقع در این روش مقدار جدید تابع مورد نظر بر مبنای مقدار قبلی آن و شیب تغییرات آن با زمان تقریب زده می‌شود. شیب تغییرات مورد نظر از طریق یک میانگین‌گیری وزنی بین موارد زیر بدست می‌آید:

- K_1 که شیب در ابتدای بازه زمانی است.
- K_2 که شیب در وسط بازه زمانی است (این شیب بر مبنای شیب ابتدای بازه به روش اویلر بدست می‌آید)
- K_3 نیز شیب در وسط بازه است، اما شبیهی که با استفاده از شیب تقریب زده شده K_2 بدست آمده است.
- K_4 شیب در انتهای بازه است که مقدار y آن با استفاده از K_3 محاسبه می‌شود.

این روش عددی حساسیت زیادی به مقدار گام زمانی دارد. در صورتی که گام زمانی بیش از حد بزرگ باشد، به مرور زمان خطا زیاد شده و بیش از حد قابل قبول می‌شوند. تجربه نشان داده که گام زمانی در شبیه‌ساز-های پرواز باید 0.01 باشد. یک راه حل برای مشکل گام زمانی استفاده از گام زمانی متغیر است. در این روش انتگرال‌گیری یک‌بار با گام h و بار دیگر با گام $h/2$ انجام می‌شود. اگر اختلاف دو روش بیش از حد معینی بود، باید دوباره گام $h/2$ و $h/4$ را مقایسه کرد. این کار تا زمانی ادامه می‌یابد که خطا از حد معینی بیشتر نشود. اگر در شبیه‌ساز پرواز از این روش استفاده شود، خواهیم دید که در ابتدای شبیه‌سازی گام زمانی 0.1 قابل قبول است و به مرور زمان این گام کاهش می‌یابد.

مراجع پیوست

1. **Huzel, Dieter K. and Huang, David H.** *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. AIAA, 1992. 1-56347-013-6.
2. **Zandbergen, B. T. C.** *Space Systems Design 2*. TU Delft , 2009.
3. Azom.com, The A to Z of Materials. *Azom.com, The A to Z of Materials*. [Online] 2009. <http://www.azom.com>.
4. High Temperature Metals. *High Temperature Metals*. [Online] 2009. <http://www.hightempmetals.com/>.
5. Material Property Data. *Material Property Data*. [Online] <http://www.matweb.com>.
6. Metal Suppliers online. *Metal Suppliers online*. [Online] 2009. <http://www.suppliersonline.com/>.
7. **Humble, Ronald W., Henry, Garry N. and Larson, Wiley J.** *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill, Inc, 1995.
8. Rocket Propellants. *Encyclopedia Astronautix*. [Online] <http://www.astronautix.com/props/index.htm>.