

بِسْمِ اللّٰهِ الرَّحْمٰنِ الرَّحِیْمِ

طراحی سامانه‌های پشرانش
موشکی سوخت جامد

بسمه تعالی

طراحی سامانه‌های پیشران‌ش موشکی سوخت جامد

مراجع

۱- اصول طراحی سامانه‌های پیشران‌ش سوخت جامد، نوربخش فولادی، احمدزین‌العابدینی؛ ۱۳۸۹، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر؛

2-Sutton, Biblarz: Rocket Propulsion Element .
Eighth Edition, John Wiley & Sons. 2010

3-Martin J.L. Turner: Rocket and
spacecraft propulsion, Principles, Practice
and New Developments. Second Edition,
Springer, 2005 .

4-Davenas: Solid Rocket Propulsion Technology . Pergamon Press. 1998

5-Barrere: Rocket Propulsion . Elsevier. 1960

6-M. Shorr , A.J.Zachring : Solid Rocket Technology . John Wiley & Sons. 1967

7-Zucrow : Aircraft and Missile Propulsion , Vol 2 . John Wiley & Sons. 1958

8-Saeed Farokhi, Aircraft Propulsion, John Wiley & Sons. 2009

فصل ۱- اطلاعات کلی در زمینه موتورهای موشکی با سوخت جامد

۱-۱- تاریخچه توسعه موتورهای موشکی با سوخت جامد
تاریخچه‌ی موتورهای سوخت جامد را می‌توان طی ۷ مرحله مورد بررسی قرار داد:

۱-۱-۱- مرحله‌ی اول از قرن ۷ تا ابتدای قرن ۱۳ میلادی
سال ۶۰۰ بعد از میلاد کشف باروت سیاهی که از نیترات پتاسیم، گوگرد و کربن تشکیل شده بود، انگیزه‌ای برای توسعه فناوری موشکی ایجاد گردید.
سال ۶۷۰ در اروپا به اختراع «آتش یونانی» به‌عنوان اولین نمونه می‌توان اشاره نمود.
در سال ۹۶۹ در چین گلوله‌هایی ساخته شدند که تا ۱۰۰۰ قدمی پرتاب می‌شدند.

تاریخ، نخستین استفاده‌ی نظامیِ چینی‌ها از راکت را در سال ۱۲۳۲ م. گزارش می‌کند. شکل (۱-۱) نمونه‌ای از چنین طرحی را به صورت شماتیک نشان می‌دهد.



شکل ۱-۱ نمونه‌ای از راکت‌های چینی

۱-۱-۲- مرحله‌ی دوم از قرن ۱۳ تا ابتدای قرن ۱۵ م.

در قرن‌های ۱۳ تا ۱۵ تجربیات راکتی فراوانی به ثبت رسید.

- در انگلستان راهبی به نام راجر بیکن [۱]، روی نوع پیشرفته‌ی باروت تفنگی کار کرد که برد راکت‌ها را به مقدار زیادی افزایش داد.

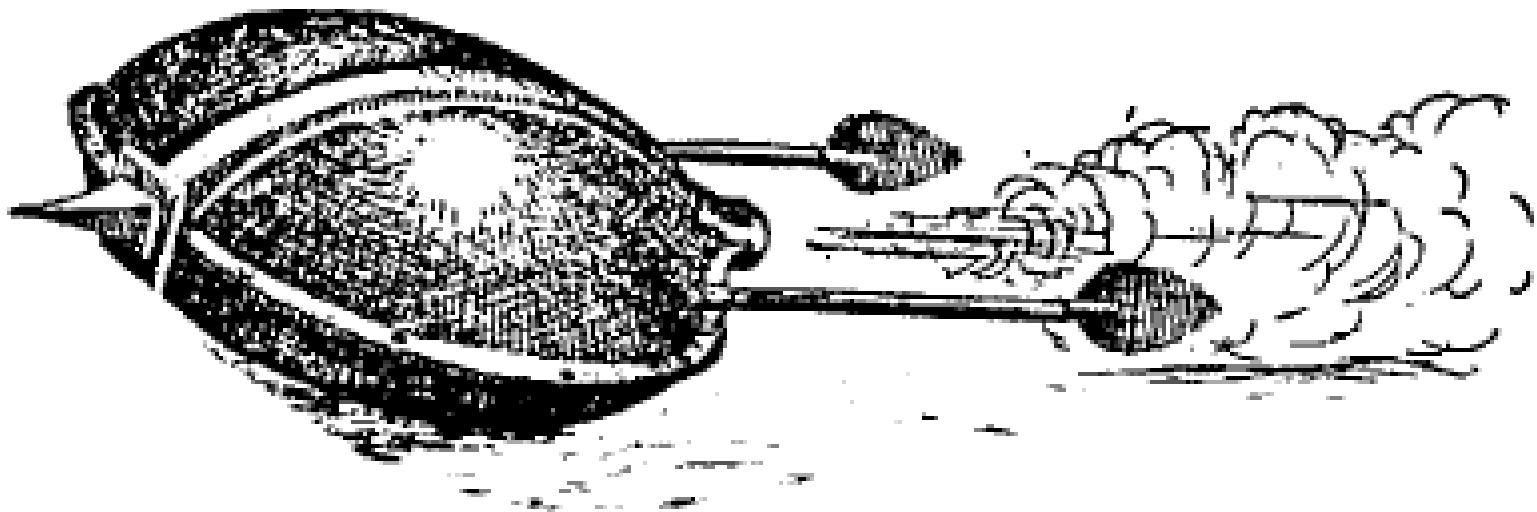
- در فرانسه جین فرویسارت [۲] با پرتاب راکت از لوله، دقت پرواز بیش‌تری به دست آورد.

- جُنز دِ فُرتانا [۳] در ایتالیا یک اژدر راکتیِ سطحی طراحی کرد (شکل ۱-۲).

[1] Roger Bacon

[2] Jean Froissart

[3] Joanes de Fontana



شکل ۱-۲ اژدر راکتی سطحی

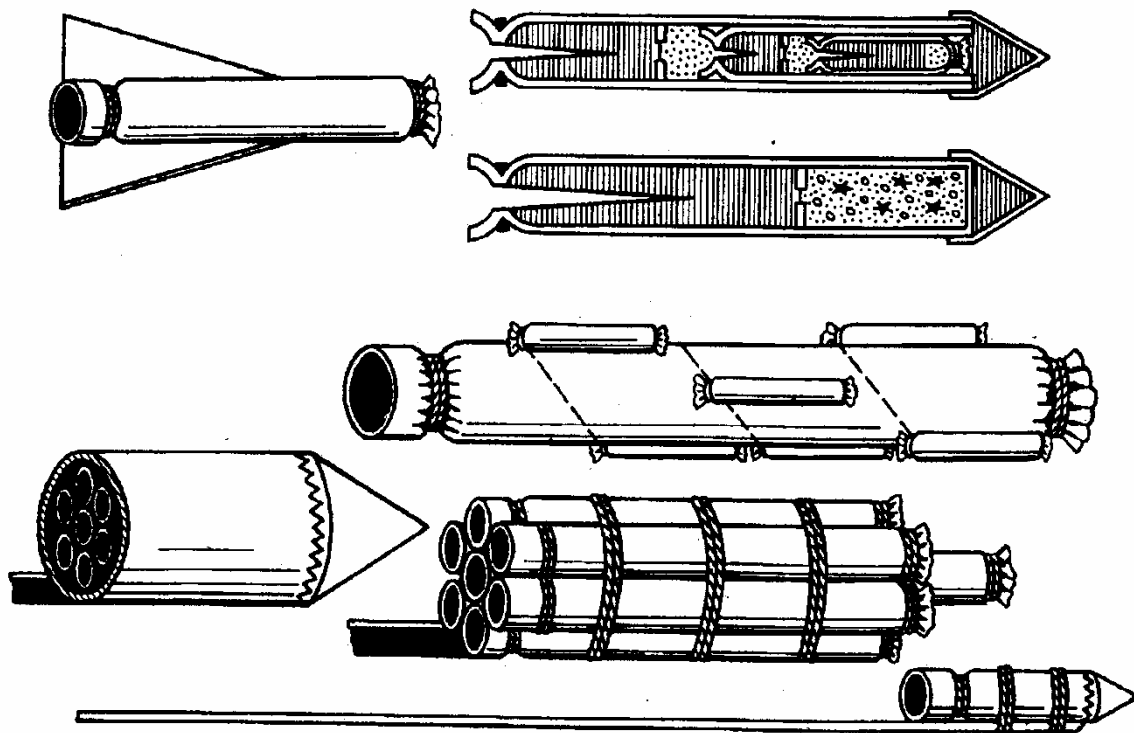
۱-۱-۳- مرحله‌ی سوم از قرن ۱۶ تا اواسط قرن ۱۸ م.

در قرن ۱۶ م. راکت‌ها از نظر کارایی جنگی وارد دوران رکود شدند و تنها به عنوان ابزار آتش‌بازی به کار رفتند. به عنوان نمونه در همین دوران، جان اشمیدلپ [۱] راکتی چندمرحله‌ای برای پرتاب منورها به ارتفاع بالاتر ابداع کرد. به عنوان مثال دیگری از کاربردهای آتش‌بازی، می‌توان از گلوله‌ی منوری نام برد که در سال ۱۷۱۷ م. در روسیه اختراع شد. این گلوله 0.454 کیلوگرم وزن داشت و تا حدود ۱۰۷۷ متر بالا می‌رفت.

در پایان قرن هفدهم، سلاح‌ها و توپخانه‌ها به سرعت و البته بر پایه فناوری ضعیف قرون وسطی توسعه یافتند. بدنه راکت از استوانه‌ای مقوایی تشکیل شده بود.

[1] Johann Schmidlap

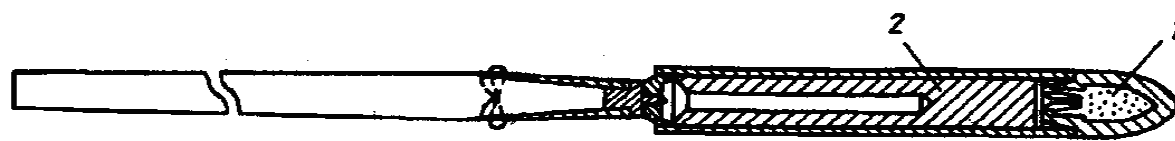
راکت، شیپوره نداشت و پایداری پرواز به کمک میله‌های چوبی تامین می‌شد که به بدنه چسبیده بود (شکل ۱-۳). عملاً طراحی تئوریک در حوزه راکت‌ها وجود نداشت و این فناوری به‌طور کامل در دست آتش‌بازهای حرفه‌ای و باتجربه بود.



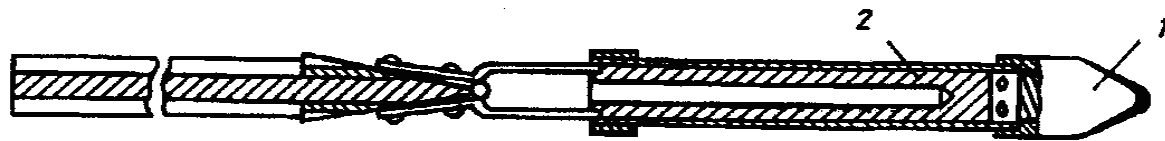
شکل ۱-۳ طرح
چند موشک ک.
سیمینویچ (سال
۱۶۵۰م.)

۱-۱-۴- مرحله‌ی چهارم از اواخر قرن ۱۸ تا اواخر قرن ۱۹ م.
در این زمان پوسته‌ی مقوایی جای خود را به نوع فلزی داد. ویژگی
دیگر نسل جدید راکت‌ها این بود که سرجنگی و محفظه احتراق موتور
از لحاظ ساختاری به دو بخش تقسیم می‌شد (شکل (۱-۴)).
در سال‌های ۱۷۹۱ تا ۱۷۹۸ م. مهندسين و کارشناسان امور آتش‌بازی
و پیروتکنیک فرانسوی همانند روجیری، بلیر، و شوالیه، آزمایش‌های
زیادی انجام دادند. همچنین در آغاز قرن نوزدهم مهندسان سایر
کشورهای اروپایی همچون انگلستان، مجارستان، روسیه، و هلند نیز به
این امر مشغول شدند. در این دوره کانگرف انگلیسی به بهترین نتایج
دست یافت. او گلوله‌های 5.1 و 12.3 کیلوگرمی را در سه اندازه
مختلف به همراه پرتابگرهای مربوط به آنها ساخت (سال ۱۸۰۴ م.).

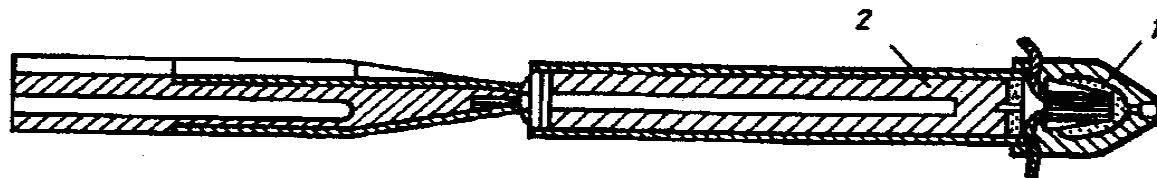
الف



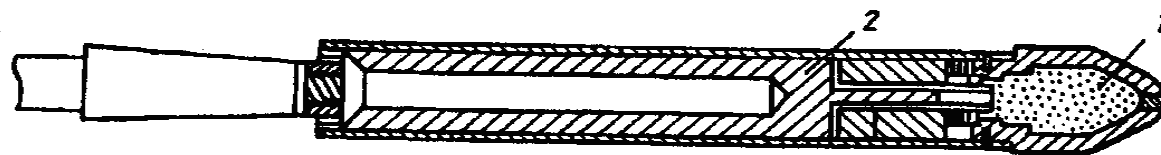
ب.



پ



ت

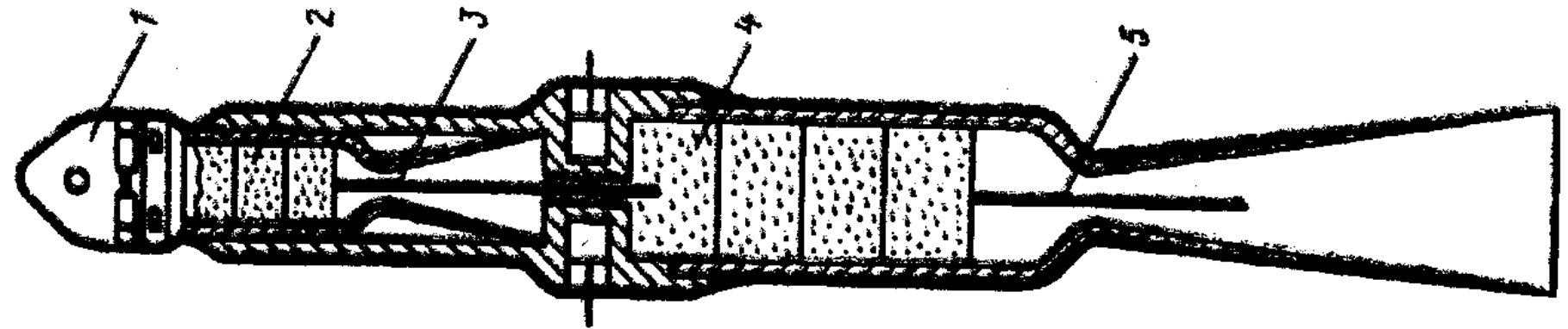


شکل ۱-۴ - راکت‌های جنگی اواسط قرن نوزدهم (۱- سر جنگی،
۲- سامانه موتور) الف- راکت روسی (۱۸۴۹ م.)؛ ب- راکت آلمان
شرقی و لهستان (۱۸۵۰)؛ پ- راکت فرانسوی (۱۸۵۷ م.)؛ ت-
راکت روسی (سال‌های ۱۸۵۹ تا ۱۸۶۳ م.)]

جدول ۱-۱ توانایی سامانه‌ی موتور در راکت‌های قرن ۱۷ و ۱۸

۷۰۰ تا ۸۰۰ متر بر ثانیه	ضربه ویژه
0.5 تا 0.8	جرم نسبی سازه سامانه موتور $\bar{\alpha}_{St.P.S} = \frac{M_{St.P.S}}{M_{St.P.S} + M_P}$
از 0.8 الی 1.0 تا 3.0 الی 4.0 مگاپاسکال	فشار در محفظه احتراق
از ۶۰۰ الی ۸۰۰ تا ۲۵۰۰ الی ۳۳۰۰ نیوتن	نیروی جلوبرنده موتور راکت سوخت جامد
تا ۷۵۰ متر بر ثانیه	بیشینه مقدار ممکن افزایش سرعت پرواز

۱-۱-۵- مرحله‌ی پنجم از ابتدای قرن ۲۰ تا اواسط قرن ۲۰ م.
در دوره پس از سال ۱۸۷۰ م.، تئوری‌های نیروی جلوبرنده واکنشی
توسط ژوکوفسکی (۱۸۸۹ م.)، دینامیک نقطه جرم متغیر توسط
میشرسکی (۱۸۹۷ م.) و تئوری پرواز در فضای بین سیارات توسط
تسیالکوفسکی (۱۸۸۳ تا ۱۹۱۲ م.) توسعه یافت. از مشهورترین
دانشمندانی که در اواخر قرن نوزدهم و اوایل قرن بیستم میلادی
فعالانه به این موضوع پرداختند، می‌توان به گاندسویت، آبرت و گامن
در آلمان، اسنو-پیلتری در فرانسه، اولینسکی، فُن پیرک و فُن هفت در
مجارستان، و گُدارد در آمریکا اشاره کرد. طرح موشک دو مرحله‌ای
(که گُدارد آن را پیشنهاد کرد) در شکل (۱-۵) آورده شده است.



شکل ۱-۵ طرح راکت دو مرحله‌ای (گُدارد ۱۹۱۴ م.).
 ۱- سر جنگی (کلاهک)؛ ۲- موتور مرحله دوم؛ ۳- ابزار احتراق؛ ۴-
 موتور مرحله اول؛ ۵- ابزار احتراق

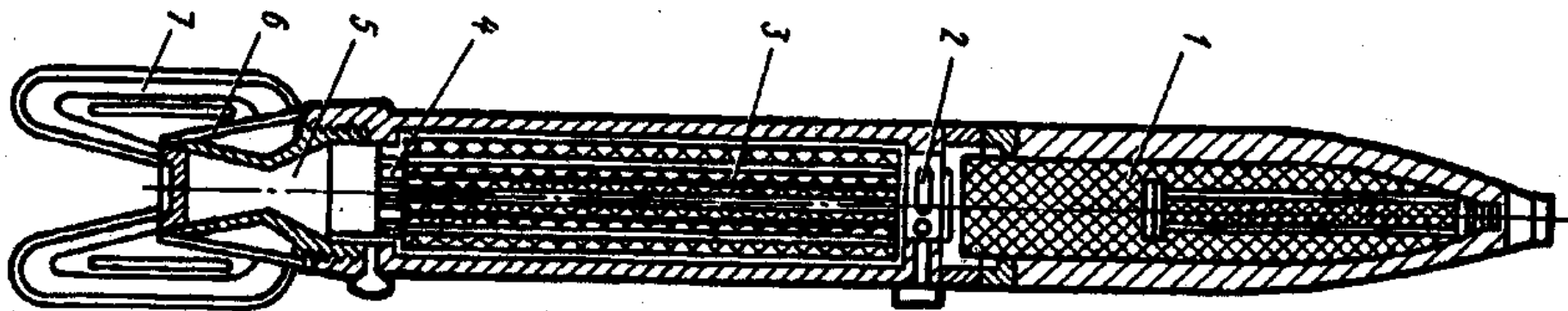
پیشرفت‌های بعدی فناوری موشکی سوخت جامد به ایده‌های جدیدی مربوط می‌شد که امکان افزایش برد و دقت شلیک موشک را به میزان قابل توجهی فراهم می‌آورد.

یکی از اختراعات جالبی که با موفقیت به مرحله اجرا درآمد، ساختار راکت چرخان و سکوی پرتابی بود که برای پرتاب همزمان ۵۰ راکت در نظر گرفته شده بود. والفسکی، رییس سابق کارخانه پوتیلفسکی روسیه در سال ۱۹۱۲م. این طرح را پیشنهاد کرد. ویژگی این سلاح بالا بردن تراکم شلیک پرتابه‌های راکتی بود. اثر مثبتی که با کاربرد این سلاح می‌توانست حاصل شود، شلیک به سمت اهداف متعدد به‌جای شلیک به سمت یک هدف بود.

علت دیگر توسعه فناوری موشکی، اختراع باروت بدون دود بود. گُدارد آمریکایی نخستین کسی بود که پرتابه‌های راکتی را با باروت جدید با موفقیت آزمایش کرد. در ترکیب باروت جدید نیتروگلیسرین و نیتروسلولوز به کار رفته و پیشران دوپایه نامیده شد. از دیگر مخترعین باروت بر پایه نیتروگلیسرین، الکساندر نوبل بود.

در مجموع از سال ۱۹۲۰م. به بعد، مرحله جدیدی در فناوری راکت سوخت جامد آغاز شد. دانشمندان و مهندسين روسیه، به نتایج خوبی در زمینه طراحی نسل جدید جنگ‌افزارها با موتور راکت سوخت جامد دست یافتند. در جنگ سال ۱۹۳۹ با ژاپنی‌ها، مهمات راکتی ۸۲ میلی‌متری به کار گرفته شد که روی جنگنده‌های ایل-۱۵ و ایل-۱۶ نصب شده بود.

در روسیه تولید انبوه دستگاه پرتاب ۱۶ راکتی با راکت‌های ۱۳۲ میلی‌متری در ۱۹۴۱ م. آغاز شد (شکل ۱-۶).



شکل ۱-۶ راکت ام-۱۳ سامانه آتشباری انبوه:

۱- سر جنگی؛ ۲- کفی واسط؛ ۳- خرج پیشران؛ ۴- دیافراگم شیپوره؛ ۵- شیپوره؛ ۶- پوشش آیرودینامیکی؛ ۷- پایدار ساز.

در ۱۴ ژولای ۱۹۴۱ م. کارایی جنگ‌افزار جدید در جنگ آزمایش شد. با ساخت سامانه آتشباری انبوه، شکل‌گیری نسل جدید موتورهای راکت سوخت جامد به پایان رسید. مقادیر پارامترهای اصلی که در این دوره حاصل شد، به‌صورت زیر است:

- ضربه ویژه حدود 2.5 تا 3 برابر افزایش یافت و به مقدار ۱۸۰۰ تا ۲۰۰۰ متر بر ثانیه رسید؛

- به سبب کاربرد خرجی با سطح سوزش ثابت، فشار در محفظه موتور راکت سوخت جامد در عمل در سطحی ثابت در حدود ۱۰ مگاپاسکال تامین شد؛

- بیشینه افزایش سرعت پرواز تا سطح ۱۴۰۰ متر بر ثانیه ترقی کرد؛

- بیشینه برد پرواز راکت‌ها تا ۱۲ کیلومتر افزایش یافت؛

-در ساختار موتورهای راکت سوخت جامد، بخش‌هایی همچون شیپوره مافوق صوت، پوشش‌های سپر حرارتی و اجزای نگهدارنده خرج پدید آمد. ولی این بخش‌ها منجر به افزایش جرم نسبی سازه موتور تا مقادیر 0.85 الی 0.95 شد که به‌طور کلی نکته منفی در توسعه موتورهای راکت سوخت جامد در این مرحله محسوب می‌شود؛

-در ترکیبات پیشران به‌کار رفته، مقدار ضریب U در قانون احتراق افزایش یافت که این امر به افزایش خطای مشخصه‌های بالستیک داخلی موتورهای راکت سوخت جامد منجر شد.

۱-۱-۶- مرحله‌ی ششم از اواسط قرن ۲۰ تا کنون

طراحی مواد جدید همچون پیشران‌هایی با دمای بالا، به‌ویژه پیشران‌های مرکب و نیز فولادها، آلیاژها و مواد پلیمری سازه‌ای مقاوم در برابر حرارت با استحکام ویژه بالا، گام دیگری در جهت پیشرفت فناوری موتورهای راکت سوخت جامد بود.

انواع جدید پیشران که به پیشران‌های مرکب معروف شدند، در حدود سال‌های ۱۹۵۰ م. به‌وجود آمدند. ترکیب این پیشران عبارت بود از مخلوط مکانیکی اکسیدکننده معدنی پودر شده و سوخت آلی به همراه افزودنی‌های گوناگون (به‌عنوان مثال، آلومینیوم برای بالابردن مشخصه‌های انرژی‌زایی پیشران). کاربرد ترکیبات پیشران پرکالری منجر به افزایش ضربه ویژه موتورهای راکت سوخت جامد تا حدود ۲۵۰۰ الی ۲۶۰۰ متر بر ثانیه شد.

تاثیر مثبت دیگر کاربرد پیشران‌های مرکب، فناوری جدید تولید خرج از آن‌ها محسوب می‌شود. جرم چسبناکی که حاوی مؤلفه‌های اصلی ترکیب پیشران است، به محفظه موتور ریخته می‌شود. پیش از آن، ابزار شکل‌دهی به خرج موردنظر در محفظه قرار داده می‌شود.

پس از پر شدن حجم داخل محفظه و پلیمریزاسیون جرم پیشران تا سخت شدن کامل آن، ابزار یاد شده را از حجم داخلی موتور راکت سوخت جامد خارج می‌کنند.

چنین فناوری‌یی موجب می‌شود تا خرجی تولید شود که به بدنه محکم چسبیده است. این امر باعث کاهش جرم مواد محافظ حرارتی و حذف اجزای مرتبط با اتصال خرج به پوسته می‌شود.

کاربرد مواد مرکب مستحکم، مقدار جرم نسبی سازه را در موتورهای راکت سوخت جامد امروزی به 0.05 الی 0.1 رسانده است.

ساخت سازه‌های جدید از مواد غیرفلزی جدید از سال‌های ۱۹۲۰ م. به بعد آغاز شد. در دهه ۱۹۴۰ میلادی در آمریکا نتایج خوبی در زمینه تولید و کاربرد پلاستیک تقویت شده بر پایه فایبرگلاس و رزین پلی‌استر به دست آمد.

مقاومت پایین در برابر رطوبت، نقص پلاستیک‌های اولیه محسوب می‌شد. در اواخر سال‌های ۱۹۵۰م.، پلاستیک‌های تقویت شده در موشک‌های بالستیک میان‌برد و دوربرد به کار گرفته شدند.

در آغاز از پلاستیک تنها به عنوان پوشش محافظ حرارتی در کلاهک موشک استفاده شد، ولی در پایان سال ۱۹۶۲ م. در بدنه موتورهای سوخت جامد نیز به کار رفت. به عنوان مثال بدنه‌ی موشک بالستیک قاره‌پیمای دریای پایه پلاریس (مدل ۱-ای) از جنس فولاد آلیاژی بود، ولی مرحله دوم پلاریس (مدل ۲-ای) از بدنه فایبرگلاسی برخوردار بود.

حدود سال ۱۹۷۰ میلادی، به جای سازه‌های پلاستیکی فایبرگلاس، مواد مرکب بر پایه الیاف آلی مطرح شدند که استحکام ویژه آن‌ها به میزان قابل توجهی افزایش یافته بود.

در موشک‌های نسل جدید بالستیک قاره‌پیمای آمریکایی ام-ایکس، ترایدنت-۱، ترایدنت-۲، مواد آلی پلاستیکی در تمام مراحل موشک به کار رفتند. لازم به ذکر است برای موتورهای راکت سوخت جامد امروزی (که با پیشران‌های مرکب کار می‌کنند) مقدار تئوریک افزایش سرعت پرواز موشک‌های یک‌مرحله‌ای ۳۰۰۰ تا ۳۱۰۰ متر بر ثانیه است. این امر باعث می‌شود تا از آن‌ها نه تنها برای موتورهای راکت سوخت جامد با ابعاد کوچک، بلکه برای موشک‌های ماهواره‌بر بزرگ نیز استفاده شود.

هم‌اکنون بزرگ‌ترین موتور راکت سوخت جامد، شتاب‌دهنده (بوستر) سامانه حمل و نقل چندبار مصرف "شاتل فضایی" است. جرم آن ۵۸۶ تن، جرم پیشران جامد ۵۰۴ تن، طول در حدود 45.5 متر و قطر بدنه 3.7 متر است.

مجموع ضربه نیروی جلوبرنده شتاب‌دهنده $10^7 \times 131$ نیوتن در ثانیه است.

-ضربه ویژه پیشران‌های راکت سوخت جامد تا حدود زیادی به ضربه ویژه پیشران‌های راکت سوخت مایع نزدیک شده است و به مقداری در حدود ۳۰۰۰ تا ۳۵۰۰ متر بر ثانیه رسیده است؛

-- ضریب تکامل جرمی موتورهای راکت سوخت جامد خوب امروزی 0.05 تا 0.10 و ضریب پرشدگی حجم داخل محفظه حدود 0.90 تا 0.95 است.

۱-۱-۷- مرحله‌ی هفتم آینده‌ی موتورهای سوخت جامد

تکامل آتی موتورهای سوخت جامد نیز همانند قبل، در راستای بهینه‌سازی مشخصه‌های مربوط به انرژی مؤلفه‌های پیشران و بالا بردن استحکام ویژه مواد سازه خواهد بود. جهت‌گیری آتی به سمت کاربرد موتورهای سوخت جامدی است که مؤلفه‌های پیشران آنها به‌طور جداگانه استقرار یافته باشند. جدیدترین مساله، گسترش زمینه‌های کاربردی موتور راکت سوخت جامد در سامانه‌های پیشرانشی است که نیروی جلوبرنده آنها دقیقاً قابل تنظیم بوده و از توانایی روشن و خاموش شدن چند باره برخوردار باشند. گسترش فناوری پیشران جامد در آینده نیز ادامه خواهد داشت. این امر منوط به ویژگی‌های مثبت موشک با موتور سوخت جامد در مقایسه با موشک‌هایی است که از موتور سوخت مایع برخوردار هستند.

۱-۲-۱- مزایای موتورهای سوخت جامد

۱	سهولت بهره‌برداری به علت سادگی ساختار
۲	کاربری سریع به علت سادگی ساختار
۳	مشخصه‌های جرمی مطلوب
۴	چگالی بالا و در نتیجه ابعاد کم
۵	طراحی ساده به علت حداقل تعداد اجزای متحرک
۶	مشکلات ناپایداری احتراق کم‌تر
۷	بالا بودن قابلیت اطمینان به دلیل نداشتن قطعات متحرک در بیش‌تر انواع

ساختار ساده‌ی موتور سوخت جامد در مقایسه با موتور سوخت مایع باعث می‌شود این موتورها به مخازن سوخت و اکسیدکننده نیاز نداشته باشند. در واقع در موشکی با موتور سوخت جامد، محفظه‌ی احتراق همان محل نگهداری پیشران است و به اجزای مربوط به انتقال مؤلفه‌های پیشران از مخازن به محفظه احتراق (لوله‌ها و شیرهای نیوماتیکی و هیدرولیکی، توربوپمپ‌ها، انژکتورها و غیره) نیازی نیست.

ساختار موتورهای با پیشران هسته‌ای بسیار پیچیده‌تر از ساختار موتورهای سوخت جامد است؛ زیرا ضمن کاربرد سوخت هسته‌ای، مساله‌ی محافظت سازه‌ی وسیله پرنده (به‌ویژه وسیله پرنده سرنشین‌دار) در برابر تشعشعات رادیواکتیو نیز مطرح می‌شود.

از نظر طراحی موشک، سادگی نسبی ساختار موتور سوخت جامد، مزایایی به همراه دارد. مثلاً با کاربرد موتور سوخت جامد (در مقایسه با توربوجت) بدون هرگونه مشکلی می‌توان برای افزایش پایداری، از روش چرخش حول محور طولی موشک بهره برد. همچنین در موشک‌های چندمرحله‌ای، سهولت روش‌های جدایش مراحل، به سادگی ساختاری موشک بستگی دارد.

از نظر عملیاتی نیز سادگی نسبی ساختار موتور سوخت جامد مزایای فراوانی را فراهم می‌آورد. کاربری ساده و سریع برای موشک و سکوی پرتاب آن از جمله‌ی این مزایا است. به دلیل کم بودن تعداد اجزا در موتورهای راکت سوخت جامد، حجم کار مربوط به بازبینی‌های دوره‌ای، در مدت زمان نگهداری و هنگام آماده‌سازی برای پرتاب کم خواهد بود.

نکته‌ی دیگری که در جنگ‌افزارهای با موتور سوخت جامد حائز اهمیت است، سطح بالای آمادگی آنها برای کاربرد نظامی است. به‌عنوان مثال بیشینه زمان موردنیاز برای آمادگی پیش از پرتاب موشک قاره‌پیمای ام-ایکس، ۲ تا ۵ دقیقه است.

ویژگی مهم دیگر موتورهای راکت سوخت جامد، ضریب اطمینان بالای آنها است. بر پایه اطلاعات آماری، احتمال کارکرد بدون وقفه و خرابی آنها پس از انقضای مدت زمان گارانتی سامانه‌های پیشرانس، ۹۸ درصد و در مدت زمان گارانتی ضریب اطمینان آنها بیش از ۹۹ درصد است.

در بیش‌تر موارد برای حل مسایل تاکتیکی و راهبردی یکسان، هزینه‌ی آرایه‌های موشکی با موتور سوخت جامد بسیار کم‌تر از هزینه آرایه‌های موشکی با موتور سوخت مایع است.

مشخصه‌های جرمی موتورهای سوخت جامد امروزی، از جمله ضریب تکامل جرمی آن‌ها بسیار بهتر از شاخص‌های مشابه در موتورهای موشکی سوخت مایع است.

۱-۲-۲- معایب موتورهای سوخت جامد

۱	نیاز به یک آتشزنه برای هر بار روشن شدن موتور
۲	حساس نسبت به ضربه (مثلاً افتادن)
۳	مستعد انفجار
۴	نیاز به مجوزهای زیست محیطی و امنیتی زیاد برای حمل و نقل معمولی
۵	گازهای خروجی سمی
۶	غیرقابل تغییر بودن نیروی جلوبرنده و زمان سوزش از پیش تنظیم شده پس از آغاز اشتعال
۷	نیاز به عایق حرارتی در بیش‌تر موارد
۸	ضربه ویژه‌ی کم
۹	دشواری‌های فناوری ساخت خرج‌های با جرم و ابعاد زیاد
۱۰	عدم قابلیت برای چند بار روشن و خاموش شدن

ضربه ویژه‌ی در خلاء، برای موتورهای سوخت جامد از ۳۰۰۰ تا ۳۵۰۰ متر بر ثانیه تجاوز نمی‌کند. در موتورهای موشکی سوخت مایع ضربه ویژه به ۴۰۰۰ تا ۴۵۰۰ متر بر ثانیه می‌رسد. همچنین در صورت کاربرد سوخت‌های هسته‌ای به مقادیر بیش‌تری نیز می‌توان دست یافت.

فناوری ساخت خرج‌های با جرم و ابعاد زیاد، از دشواری‌های زیادی برخوردار است. این دشواری‌ها ناشی از الزامات جدی مربوط به مشخصات فیزیکی خرج و چسب است. این الزامات عبارتند از عدم خرابی و آسیب‌دیدگی خرج در حین تولید و پس از آن، عدم وجود ترک و شکاف در روی خرج و ورقه‌ورقه نشدن آن و جدا شدن از چسب در طول مدت انبارداری. با افزایش ابعاد خرج‌ها و بالا رفتن ضربه ویژه‌ی پیشران به کار رفته، خطر انفجار و آتش‌سوزی ضمن تولید و شارژ پیشران افزایش می‌یابد.

از جمله‌ی معایب موتورهای سوخت جامد می‌توان به محدودیت مدت زمان کار موتور اشاره کرد که به ابعاد موتور و فرسایس اجزای سازه‌ی آن مربوط می‌شوند. بیش‌ترین مدت زمان کار پیوسته مربوط به موتور سوخت جامد شتاب‌دهنده شاتل فضایی ۱۳۰ ثانیه است. از مشکلات دیگر موتورهای سوخت جامد، پیچیدگی طراحی موتورهای است که قابلیت چندین بار روشن شدن را دارا هستند.

۱-۳- مولفه‌های ساختاری موتورهای سوخت جامد

موتور دستگاهی است که در آن انرژی شیمیایی پیشران جامد در آغاز به انرژی حرارتی و سپس به انرژی جنبشی محصولات احتراق تبدیل می‌شود که از محفظه احتراق خارج می‌شوند و در پایان نتیجه‌ی این تبدیل انرژی نیروی پیشران است .

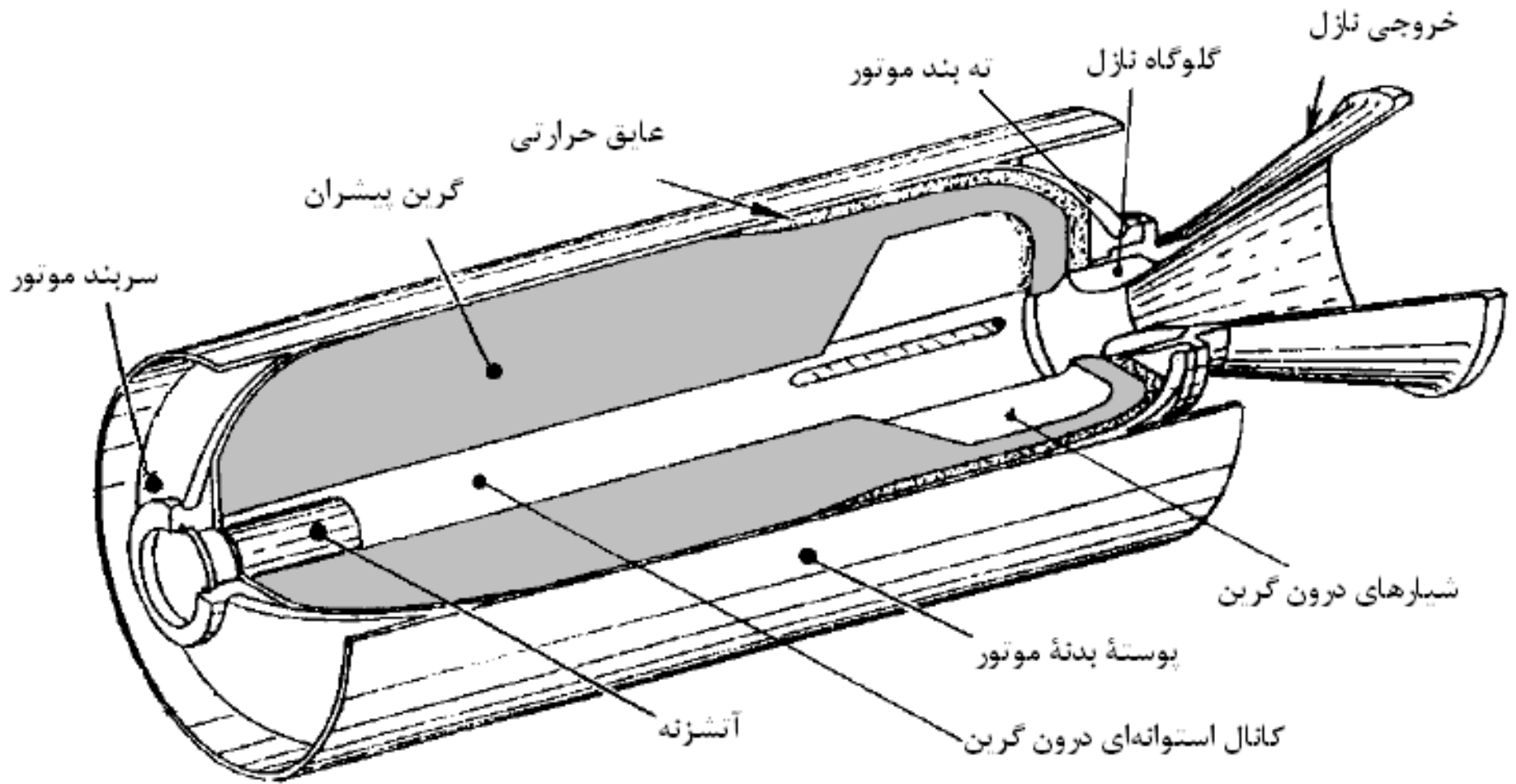
برای این که در یک موتور این دو نوع فرایند تبدیل انرژی واقع شود، این موتور به مؤلفه‌های اصلی زیر نیازمند است:

۱- پیشران که در ساختار خود هم از سوخت و هم از مؤلفه‌ی اکسیدکننده برخوردار است، در قالب جرم جامد شکل یافته (که به آن خرج می‌گویند) به عنوان منبع انرژی شیمیایی استفاده می‌شود.
۲- محفظه‌ی موتور که به عنوان محفظه‌ی احتراق و محلی برای نگهداری پیشران به کار می‌رود.

۳- شیپوره که برای افزایش میزان نیروی واکنش به کار می‌رود.

۴- آتشنه که وسیله‌ی آغازکننده‌ی اشتعال پیشران موتور است.

۵- عایق‌های حرارتی که نقش محافظت از سخت‌افزار موشک را در برابر محصولات داغ احتراق بر عهده دارند.



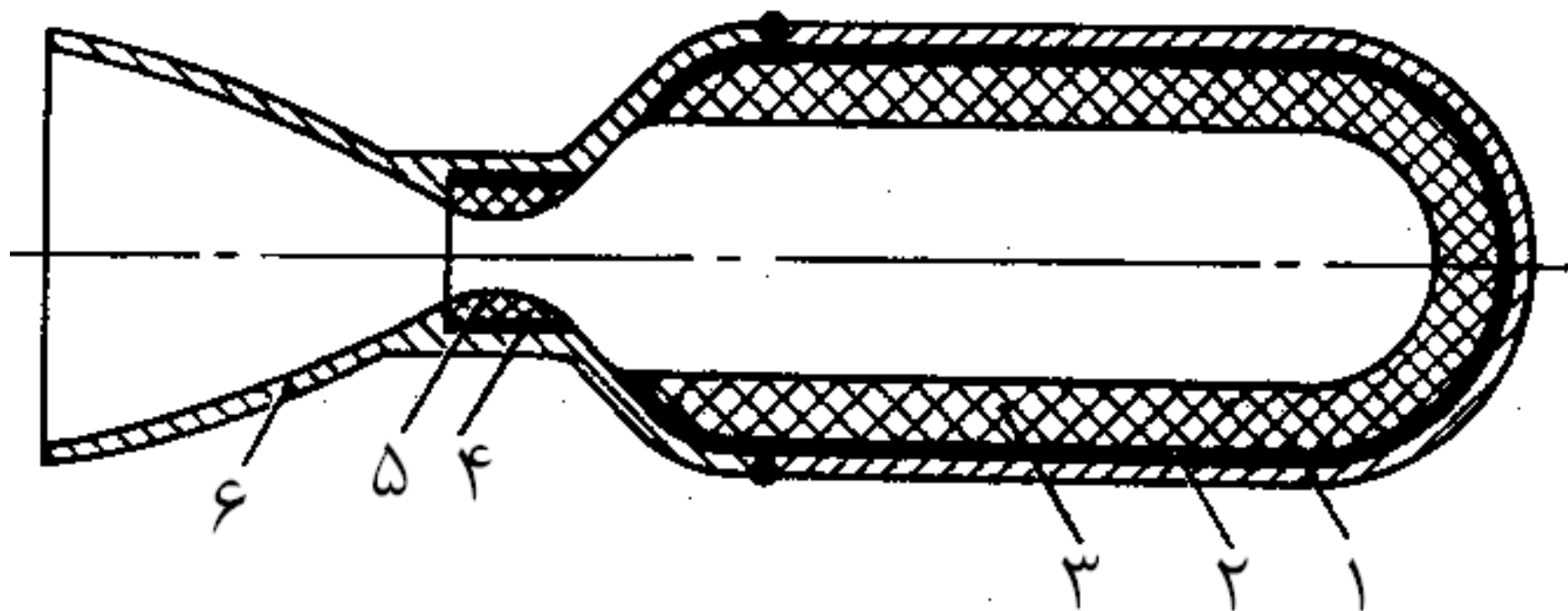
شکل ۱-۷ نمونه‌ای از موتور سوخت جامد و مؤلفه‌های آن

۱-۳-۱- خرج

جرم شکل داده شده‌ی سوخت جامد درون موتور راکت را خرج گویند. جنس و ساختار هندسه‌ی خرج، تعیین‌کننده‌ی مشخصه‌های موتور است. خرج پیشران به کمک فرآیندهای قالب‌سازی، ریخته‌گری یا کشش تهیه شده و ظاهری شبیه به لاستیک سخت یا پلاستیک دارد. خرج‌ها از نظر روش استقرار در محفظه‌ی احتراق به دو دسته تقسیم می‌شوند:

۱- خرج‌های جازدنی: این نوع خرج به کمک فرآیند کشش یا ریخته‌گری درون قالبی استوانه‌ای تهیه می‌شود و سپس درون محفظه قرار داده می‌شود. پیشران‌های دوپایه، چنین خرجی دارند. در موتور موشک‌های تاکتیکی کوچک و تعداد کمی از موتورهای با ابعاد متوسط از این نوع خرج استفاده شده است (شکل ۱-۸).

۲- **خرج‌های متصل به بدنه:** در تهیه‌ی این نوع خرج، از محفظه به عنوان قالب استفاده می‌شود و سوخت مستقیماً درون محفظه تزریق می‌شود. پیش از تزریق سوخت درون محفظه‌ی موتور برای مقید کردن سوخت به آن، بر سطح داخلی محفظه لایه‌ی نازک نسوزی از چسب، از جنس پلیمر کشیده می‌شود و به این ترتیب خرج پس از تزریق سوخت به محفظه و محافظ آن مقید می‌شود (شکل ۱-۹). پیشران‌های مرکب، چنین خرجی دارند. این نوع خرج، از کارایی بهتری برخوردار است و چون به تجهیزات نگهداری خرج نیاز ندارد و از عایق کم‌تری نیز استفاده می‌کند، جرم تجهیزات کم‌تری دارد. البته از نظر فرایند ساخت، مشکل بوده و پرهزینه است.



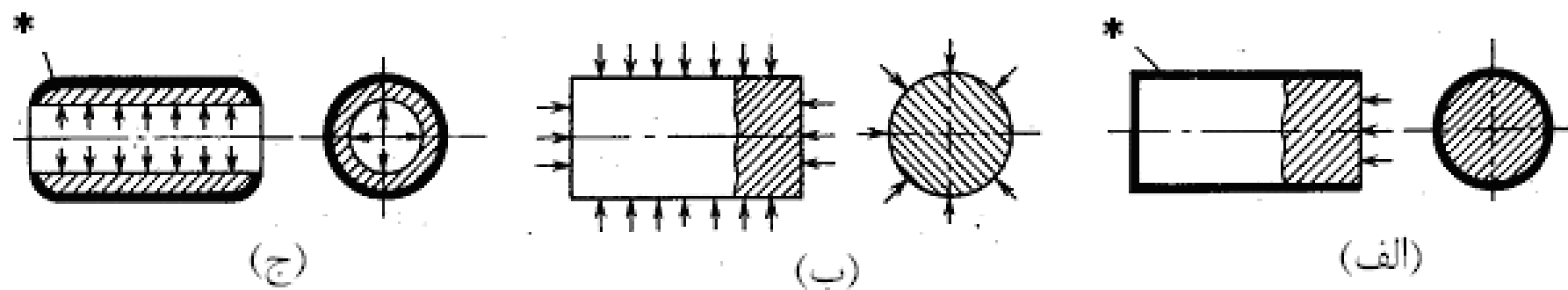
شکل ۱-۹ موتور سوخت جامد با خرج سوخت متصل به بدنه:
 ۱- دیواره بدنه، ۲ و ۴- لایه عایق حرارت، ۳- خرج متصل به بدنه، ۵-
 بوش از ماده مقاوم در مقابل حرارت، ۶- شیپوره

در حالتی که خرج جازدنی استفاده شود، شیپوره به کمک فلنچ به بدنه متصل می‌شود و در حالتی که ریخته‌گری درون محفظه صورت بگیرد، با جوشکاری این کار انجام می‌شود. سطحی از خرج که در معرض اشتعال قرار می‌گیرد، سطح سوزش نامیده می‌شود.

میزان دبی جرمی محصولات احتراق تولید شده در هنگام سوزش و در نتیجه نیروی جلوبرنده موتور نسبت مستقیم با سطح سوزش دارد. اگر در اثر گذشت زمان، سطح سوزش رو به افزایش باشد، به معنی افزایش نیروی جلوبرنده در طول زمان است. در این حالت سوزش را پیش‌رو گویند.

برعکس، اگر در طول زمان، سطح سوزش و در نتیجه نیروی جلوبرنده کاهش یابد، سوزش از نوع پس‌رو خواهد بود.

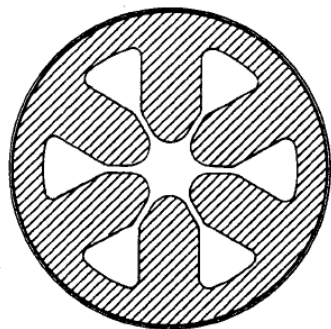
معمولا برای بهبود مشخصه‌های جرمی، مناسب‌تر است تا در طول زمان سوزش، سطح سوزش و نیروی جلوبرنده ثابت بماند. در این حالت سوزش را خنثی گویند (شکل ۱-۱۰).



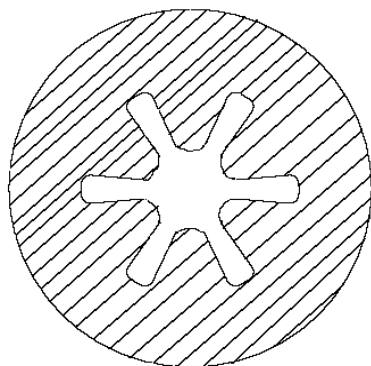
شکل ۱-۱۰ انواع سوزش سوخت جامد:

الف) خنثی: سطح سوزش ثابت (سوزش سیگاری)، ب) سوزش پسرو:
 سطح سوزش کاهش یابنده (سوزش از همه طرف)، ج) سوزش پیشرو:
 سطح سوزش افزایش یابنده (سوزش داخلی)

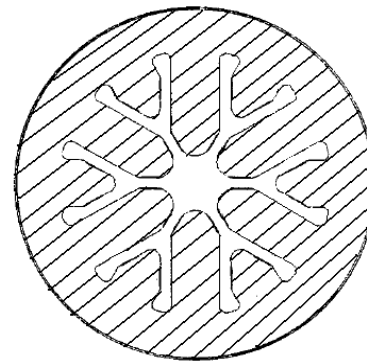
به این ترتیب با کنترل و طراحی مناسب هندسه‌ی خرج، می‌توان سطح سوزش و در نتیجه میزان نیروی جلوبرنده را کنترل کرد. در شکل (۱۱-۱) هندسه‌های متعددی از خرج دیده می‌شود.



چرخ واگن

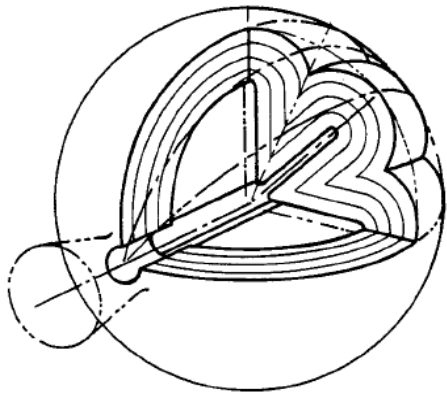


ستاره‌ای

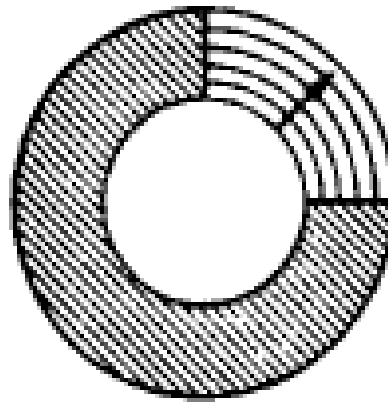


درختی

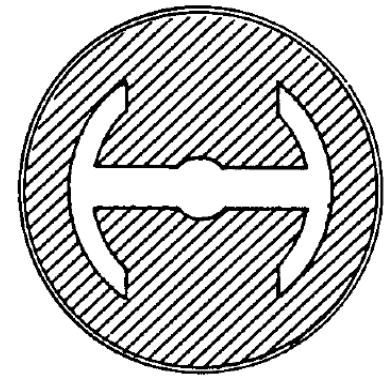
شکل ۱۱-۱ برخی هندسه‌های متداول برای خرج



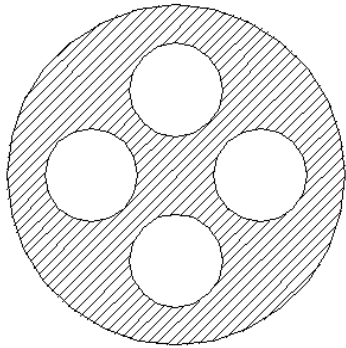
خرج کروی



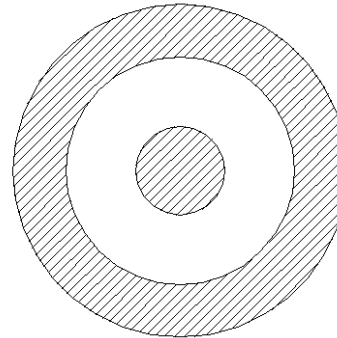
استوانه‌ای درون سوز



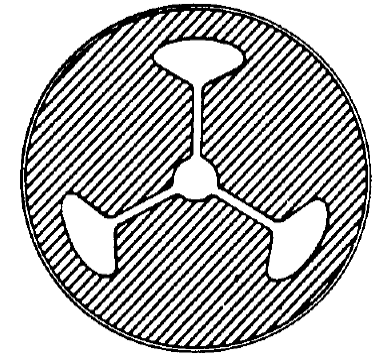
لنگری



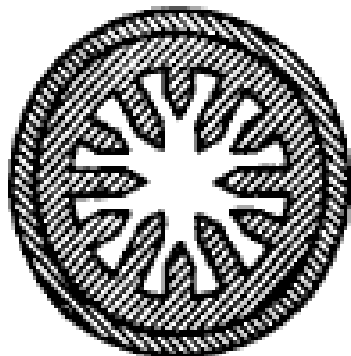
چندکانالی



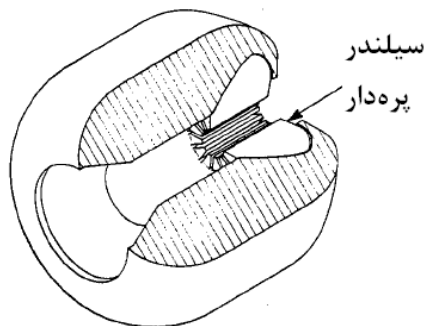
میله و پوسته



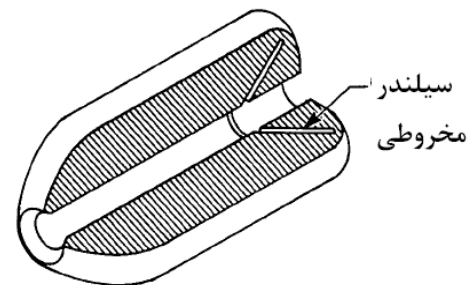
داگ‌بن



ترکیب درختی با
استوانه‌ای با جنس
پیشران متفاوت



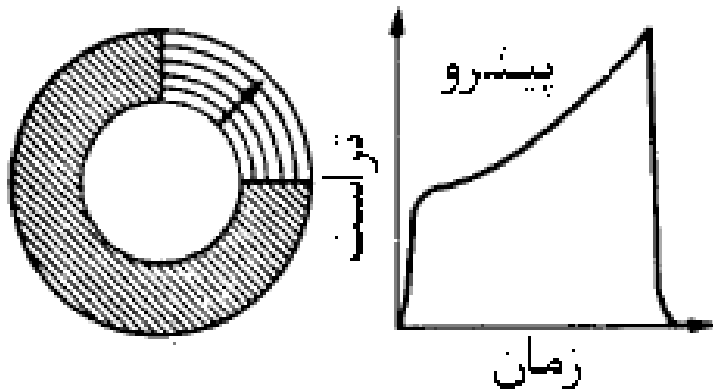
سیلندر با شکاف
پره‌ای در سمت
شیپوره



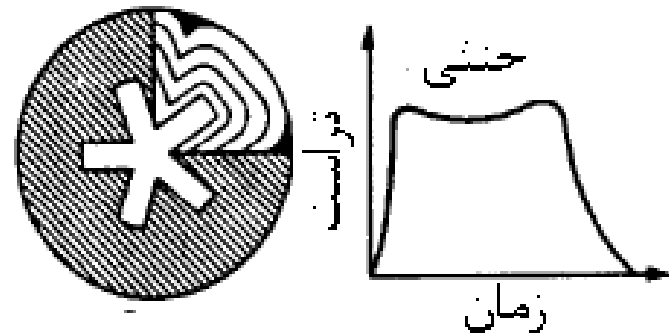
سیلندر با شکاف
مخروطی در سمت
شیپوره

شکل ۱-۱۱ برخی هندسه‌های متداول برای خرج

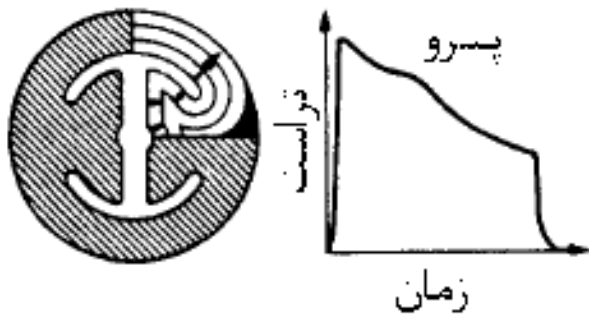
در شکل زیر منحنی سوزش برخی از این هندسه‌ها به صورت کیفی نمایش داده شده است. راه مناسب دیگر برای کنترل سطح سوزش، کاربرد محدودکننده‌ی سطح سوزش است. محدودکننده‌ی سطح سوزش، ورقه‌ای از جنس مواد نسوز یا دیرسوز است که برای کنترل و کاهش سطح سوزش اولیه، بر قسمت‌هایی از سطح قرار داده می‌شود تا از سوزش در آن قسمت‌ها جلوگیری شود.



استوانه‌ای درون سوز



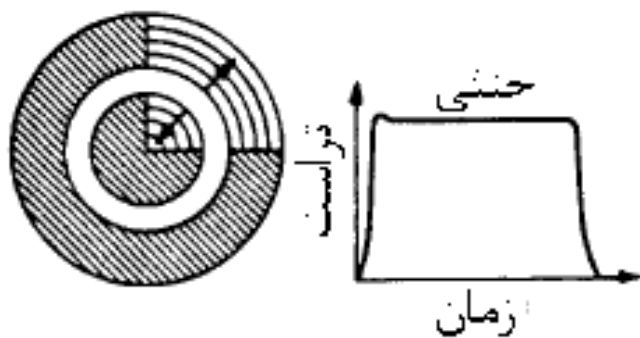
ستاره‌ای



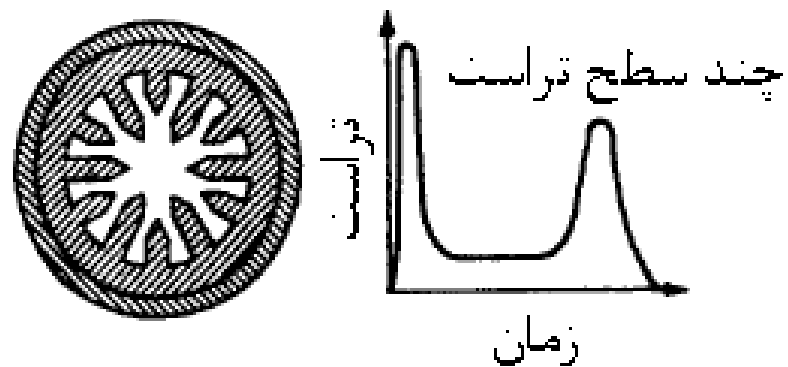
لنگری



درختی



میله و پوسته



ترکیب درختی با استوانه‌ای با
جنس پیشران متفاوت

. پیش از طراحی خرج باید ملزومات موتور با توجه به ماموریت موشک مشخص شود. این ملزومات شامل منحنی نیروی جلوبرنده-زمان، جرم موتور، محدودیت‌های دمایی در هنگام انبارداری و عملیات، شتاب‌ها و مواردی از این قبیل است.

از جمله‌ی مهم‌ترین این الزامات (که نقش مهمی در انتخاب شکل خرج دارد) ضریب بارگذاری حجمی و کسر جان است.

ضریب بارگذاری حجمی، به عنوان نسبت حجم خرج به حجم در دسترس تعریف می‌شود که همان حجم درون مرزهای عایق شده‌ی بدنه است و سربندها را هم شامل می‌شود.

در خرج‌های دوبعدی ضریب بارگذاری حجمی را می‌توان به صورت نسبت سطح مقطع خرج به سطح مقطع بدنه‌ی موتور تعریف کرد. در این حالت:

$$V_l = \frac{V_p}{V_a} = \frac{4m_p}{\pi D_c^2 \rho_p L_p} \quad (1-1)$$

که در آن V_l ضریب بارگذاری حجمی، V_p حجم پیشران، V_a حجم در دسترس برای پیشران، L_p طول گرین، m_p جرم پیشران و ρ_p چگالی پیشران است.

کسر جان عبارت است از نسبت جان سوخت به شعاع خارجی خرج

$$w_f = \frac{2W}{D} \quad (۲-۱)$$

که در آن w_f کسر جان، W جان سوخت و D قطر خارجی خرج است.

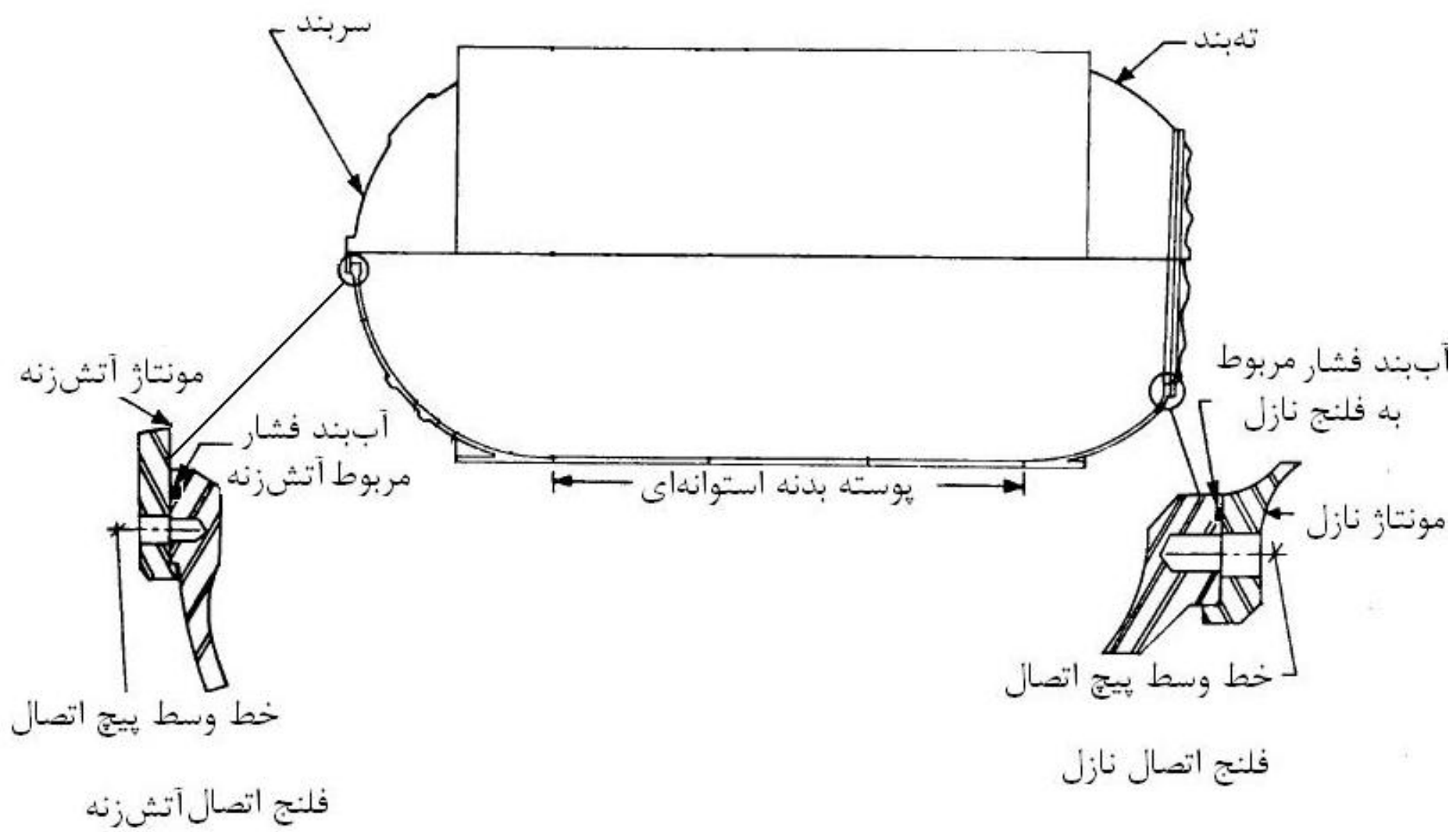
۱-۳-۲- بدنه

بدنه‌ی موتور دربرگیرنده‌ی اجزای موتور است و باید برای تحمل انواع مختلفی از بارهای وارد بر آن و بازه‌ی وسیعی از دماهای به‌کارگیری طراحی شده باشد (شکل (۱-۱۳)). بدنه‌ی موتور ممکن است از آلیاژهای فلزی یا مواد مرکب ساخته شده باشد. کاربرد فلزات برای بدنه‌ی موتور دو ملاحظه‌ی طراحی را به دنبال دارد:

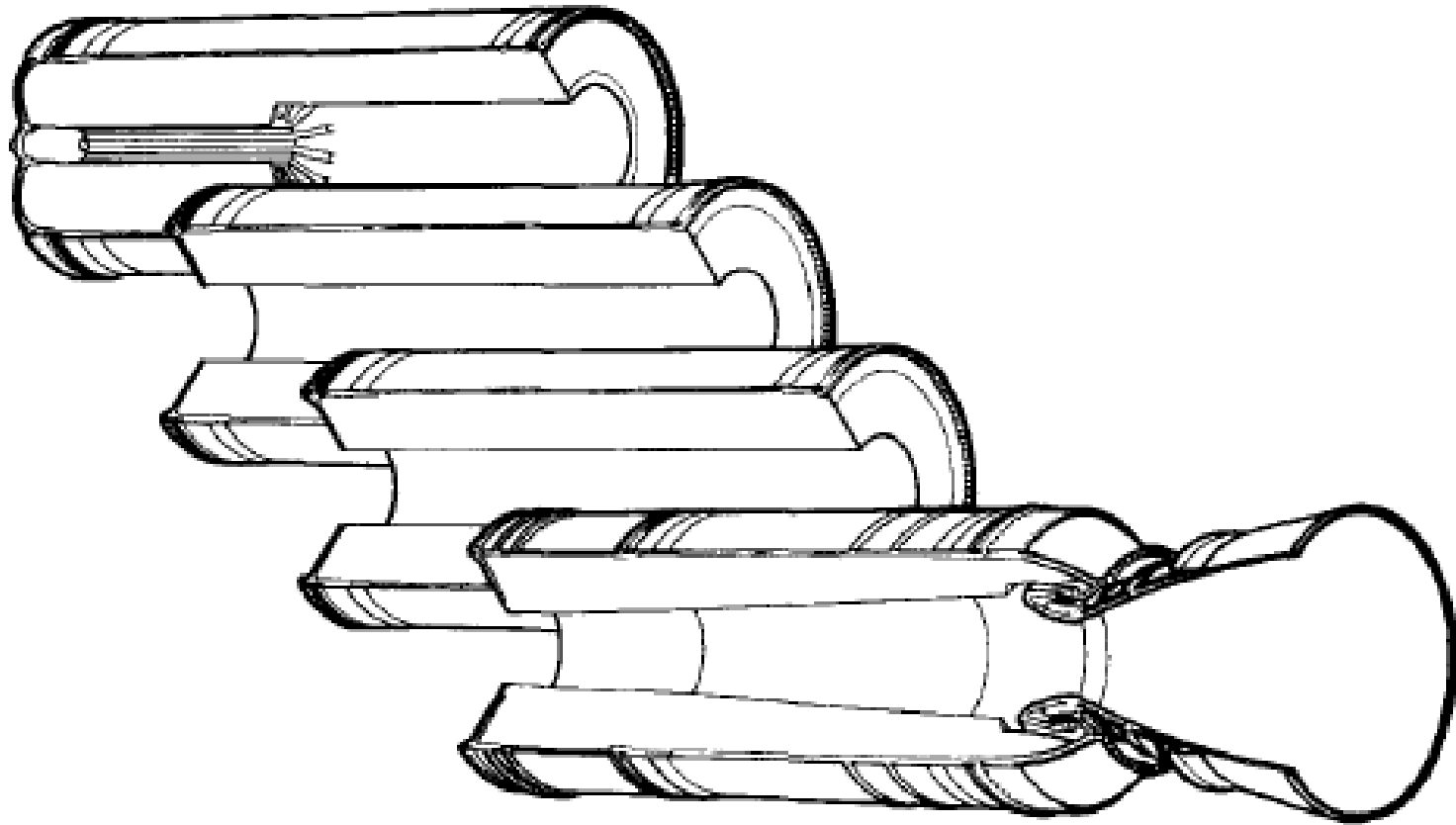
۱- انتخاب جنس؛

۲- ساختار هندسی.

که برای مواد مرکب افزون بر دو مورد قبل، راستای الیاف در ماتریس را نیز به عنوان ملاحظه‌ای دیگر باید در نظر گرفت. هنگام ساخت موشک‌های سنگین و در مواردی که امکان ساخت موتور یکپارچه با طول زیاد وجود ندارد و همچنین برای ساده کردن فناوری تولید، کنترل، حمل و نقل، نگهداری در انبار و کاهش قیمت تمام شده، می‌توان از موتور با بدنه چند قسمتی استفاده کرد که بخش‌های آن به صورت جداگانه ساخته شده و به هم متصل می‌شوند (شکل ۱-۱۴). در این حالت با انتخاب مناسب طول قسمت‌ها و قطر کانال داخلی، می‌توان بیشینه نیروی پیشران را در اوایل سوزش سوخت (که موتور بیش‌ترین جرم را دارد) به دست آورد.



شکل ۱-۱۳ شمایی از مؤلفه‌های بدنه



شکل ۱۴-۱ ساده شده‌ی موتور ۴ قسمتی سوخت جامد اسپیس شاتل

به مرور با سوختن سوخت، جرم موتور کاهش یافته و همزمان نیروی پیشران نیز افت می‌کند، در نتیجه شتاب موشک کم‌وبیش ثابت باقی می‌ماند.

۱-۳-۳- شیپوره

شیپوره موتور سوخت جامد در قسمت انتهایی محفظه‌ی موتور مستقر می‌شود و به‌گونه‌ای شکل داده شده تا انبساط محصولات احتراق را کنترل کند و به این ترتیب انرژی شکل یافته در محفظه‌ی احتراق را به انرژی جنبشی تبدیل کند، و از این طریق نیروی جلوبرنده مناسب برای موشک را فراهم نماید. به طور تقریبی ۶۵ تا ۷۵ درصد نیروی جلوبرنده موشک به‌وسیله‌ی شتاب دادن محصولات احتراق محفظه تا رسیدن به سرعت صوت در گلوگاه، به‌وجود می‌آید. باقی‌مانده‌ی نیروی جلوبرنده نیز در مخروط انبساطی شیپوره تولید می‌شود

۱-۳-۴- آتشزنه

گرمایش سطح خرج پیشران تا دمای شروع واکنش شیمیایی توسط سامانه آتشزنه صورت می‌گیرد. ساده و کاربردی‌ترین شیوه، به کار گرفتن سامانه‌ی آتشزنه با باروت سیاه یا ترکیبات آتش‌زا است که در پوسته تعبیه شده‌اند. پوسته ممکن است در طول مدت کاری سالم باقی مانده یا تخریب شود. خرج آتشزنه به کمک چاشنی الکتریکی محترق می‌شود. به این ترتیب وظیفه‌ی اصلی آتشزنه عبارت است از اشتعال پیشران موتور سوخت جامد طی مدت زمان معین و با رعایت مجموعه‌ای از سایر محدودیت‌ها.

بیش‌تر آتشزنه‌های موتورهای سوخت جامد برای اجرای وظایف خود شامل مولفه‌های زیر هستند:

۱- **چاشنی (آغازگر):** چاشنی، شروع کننده فرایند اشتعال در آتشزنی موتور است و از این رو به آن آغازگر نیز گفته می شود. چاشنی تحریک مکانیکی، الکتریکی یا شیمیایی (به عنوان ورودی) را به انرژی بزرگتری (به عنوان خروجی) تبدیل می کند. این انرژی خروجی است که آزادساز انرژی را فعال می کند.

۲- **آزادساز انرژی:** آزادساز انرژی معمولاً خرج یا مجموعه‌ای از خرج‌ها است که محصولات احتراق آن گرمای لازم برای احتراق پیشران موتور را فراهم می کند.

۳- **سخت افزار و دیگر اجزایی** که دو بخش قبل را به صورت فیزیکی در بر گرفته و به موتور متصل می سازد.

چگونگی استقرار مجموعه‌ی آتشزنه در موتور می‌تواند به یکی از شیوه‌های زیر باشد:

- الف- مجموعه آتشزنه به صورت جزء ثابت لوله موتور عمل می‌کند.
- ب- مجموعه آتشزنه روی پایه ثانویه مستقر است که یا از بین می‌رود یا پس از اتمام پرتاب می‌شود.
- ج- مجموعه آتشزنه روی محلی متصل به سکوی پرتاب نگهداری می‌شود.

۱-۳-۵- عایق حرارتی

از آن جایی که دمای محصولات احتراق در محفظه موتور سوخت جامد بالا است و می‌تواند به ۳۵۰۰ تا ۳۷۰۰ درجه کلوین برسد، و شار حرارتی به 10^6 تا 10^7 وات بر مترمربع برسد، حفاظت اجزای سازه سامانه پیشران‌ش در مقابل حرارت بالا در دوره‌ی کاری ضرورت دارد.

این وظیفه را پوشش‌های محافظ حرارتی بر عهده دارند. آنها می‌توانند روی سطح داخلی قسمت‌های مختلف بدنه از سربند گرفته تا مقطع خروجی شیپورهی مافوق صوت قرار گیرند. رزین‌های فنولیک و اپوکسی تقویت‌شده به‌وسیله‌ی شیشه، سیلیکا و آزبست و الاستومرهای پر شده معمولاً برای عایق‌ها استفاده می‌شوند.

۴-۱- تعامل سامانه‌ی پیشرانس و موشک

وجه مهمی در فرایند طراحی و توسعه‌ی مدّون، تعاملات بین زیرسامانه‌ها است. هنگام طراحی، مشخص شدن تعاملات زیرسامانه پیشرانس با کل سامانه موشکی، سازگاری بین این زیرسامانه و موشک و دیگر زیرسامانه‌های موشک را تضمین می‌کند. در جدول (۴-۱) تعاملات سامانه پیشرانس موشک با دیگر زیرسامانه‌ها ارایه شده است.

جدول ۴-۱ دسته‌بندی تعاملات سامانه پیشرانس موشک با دیگر زیرسامانه‌ها

سازه	<p>-تعامل هندسه، محل و مکانیزم‌های قیدوبندِ موتور و سازه برای اتصال.</p> <p>-محدودیت‌های جرمی، ممان اینرسی و یا محل مرکز ثقل.</p> <p>-اتصال مؤلفه‌های موشک به سازه‌ی سامانه پیشرانس (مثلاً اتصال بال، کنترل بردار رانش و ...)</p> <p>-نیروهایی که از موشک به سامانه پیشرانس وارد می‌شود (نیروهای آیرودینامیکی و ...) و برعکس (نیروی جلوبرنده و ...)</p> <p>-تغییرات ابعادی مربوط به گرمایش و یا بارگذاری‌ها و تمهیداتی که جهت انبساط و یا انحرافات دیده می‌شود.</p>
------	--

مکانیکی

-فضا و حجم در دسترس برای موتور و تعاملات هندسی با زیرسامانه‌های دیگر.

-امکان مونتاژ، تعویض قطعه، نگهداری و تعمیر.

-اندازه‌گیری و تنظیم هم‌محوری زاویه‌ی شیپوره‌های ثابت.

-هماهنگ کردن سطح نیروی جلوبرنده وقتی دو یا چند موتور همزمان فعال می‌شوند.

-الزامات آب‌بندها و دیگر درپوش‌های محفظه و شیپوره جهت جلوگیری از نشت رطوبت.

توان

- منبع توان (معمولاً الکتریکی و گاهی هیدرولیک یا پنوماتیک)
- تبدیل توان به ولتاژهای مورد نیاز و به نوع ac یا dc .
- اتصالات الکتریکی زمینی موتور راکت.
- حفاظت از سیم‌های حساس و یا مؤلفه‌های ولتاژ بالا.

پیشران‌ها

- طراحی خرج پیشران جامد چنان‌که تغییرات محل مرکز ثقل آن محدود باشد.
- امکان دسترسی برای تست X-ray جهت تشخیص ترک پس از نصب شدن خرج.

<p>-سیگنال‌های فرمان (شروع، پایان، تغییر گلوگاه و...) -کنترل وضعیت به روش کنترل بردار رانش</p>	<p>کنترل پرواز و ارتباطات موشک</p>
--	---

<p>-حفاظت از مولفه‌های حساس در معرض حرارت گازهای خروجی. -انتقال حرارت بین سامانه پیشرانش و موشک (مثلاً از شیپوره به عملگرهای بالک‌های دم)</p>	<p>حرارتی</p>
---	----------------------

<p>-گرمایش تجهیزات زمینی به وسیله‌ی پلوم. -اثرات صوتی بر تجهیزات و محیط اطراف. -کاهش سیگنال‌های رادیویی. -مقدار سطح مقطع راداری.</p>	<p>پلوم (شعله‌ی خروجی شیپوره)</p>
--	--

<p>-تسلیح کردن و از تسلیح خارج کردن آتشزنه.</p>	<p>امنیت</p>
<p>-تعامل با وسایل گرمایش و سرمایش روی زمین در محل پرتاب یا آزمایش. -بررسی الکترومکانیکی. تجهیزات و وسایل بلند کردن.</p>	<p>تجهیزات پشتیبانی زمینی</p>

سامانه پيشران‌ش (مولد گاز) سوخت جامد را می‌توان توسط مجموعه پارامترهای زیر تعريف نمود:

جرم پيشران m_p ؛

جرم تمام سازه موتور موشکی سوخت جامد $m_{st.p.s}$ ؛

جرم هریک از قسمت‌های موتور m_i ؛

جرم نسبی سازه موتور $\alpha_{st.p.s}$ ؛

مکان قرارگیری مرکز جرم هر بخش به‌طور جداگانه x_i ؛

مرکز جرم تمام سازه موتور موشکی سوخت جامد به‌طور کلی $x_{c.m}$ ؛

چگالی (ضریب) پرشدگی حجم داخلی محفظه با پيشران ϵ_w ، که به‌صورت

نسبت حجم خرج پيشران به حجم داخلی محفظه (از سربند تا سطح مقطع

گلوگاه شیپوره) تعريف می‌شود؛

تراست سامانه پيشران‌ش P ؛

مقدار دبی جرمی سامانه پيشران‌ش \dot{m} ؛

زمان کار سامانه پيشران‌ش τ_m ؛

ضربه کل I_{Σ} ؛

ضربه ویژه I_{sp} ؛

ابعاد موتور و قسمت‌های مختلف - طول L و قطر D ؛
به جای پارامتر $\alpha_{st.p.s}$ می‌توان از موارد زیر نیز استفاده نمود:

$$\mu = \frac{m_p}{m_p + m_{st.p.s}} \quad \text{؛} \quad \text{ذخیره نسبی پیشران}$$

ضریب کیفیت موتور β_m و غیره.
می‌توان بین این سه پارامتر رابطه زیر را برقرار نمود:

$$\alpha_{st.p.s} = 1 - \mu \quad \beta_m = \frac{1}{\mu}$$

مجموعه پارامترهای برشمرده شده به موازات حوزه تعریف شده کاربرد موتور، امکان قضاوت در مورد اقتصادی بودن موتور موشکی سوخت جامد، مزایا و نواقص طراحی بخش‌های مختلف آن را فراهم می‌آورند.

مهمترین پارامترها از این حیث هستند. تا به امروز $\alpha_{st.p.s}$ و ϵ_w بهترین مقادیر این کمیت‌ها، ضمن طراحی موشک‌های بالستیک قاره‌پیمای مشابه MX بدست آمده‌اند.

$$\alpha_{st.p.s} \approx 0.05 \dots 0.08$$

$$\epsilon_w \approx 0.92 \dots 0.95$$

فرآیند کاری در محفظه موتور موشکی سوخت جامد از ارسال ولتاژ الکتریکی به فیوز چاشنی الکتریکی آغاز می‌شود. آتش شعله ناشی از ماده مشتعل‌شونده چاشنی، اشتعال ماده آتشزنه را که از باروت سیاه و یا مخلوط باروت سیاه با ترکیبات پیروتکنیک (آتش‌زا) تشکیل شده است، ممکن می‌سازد.

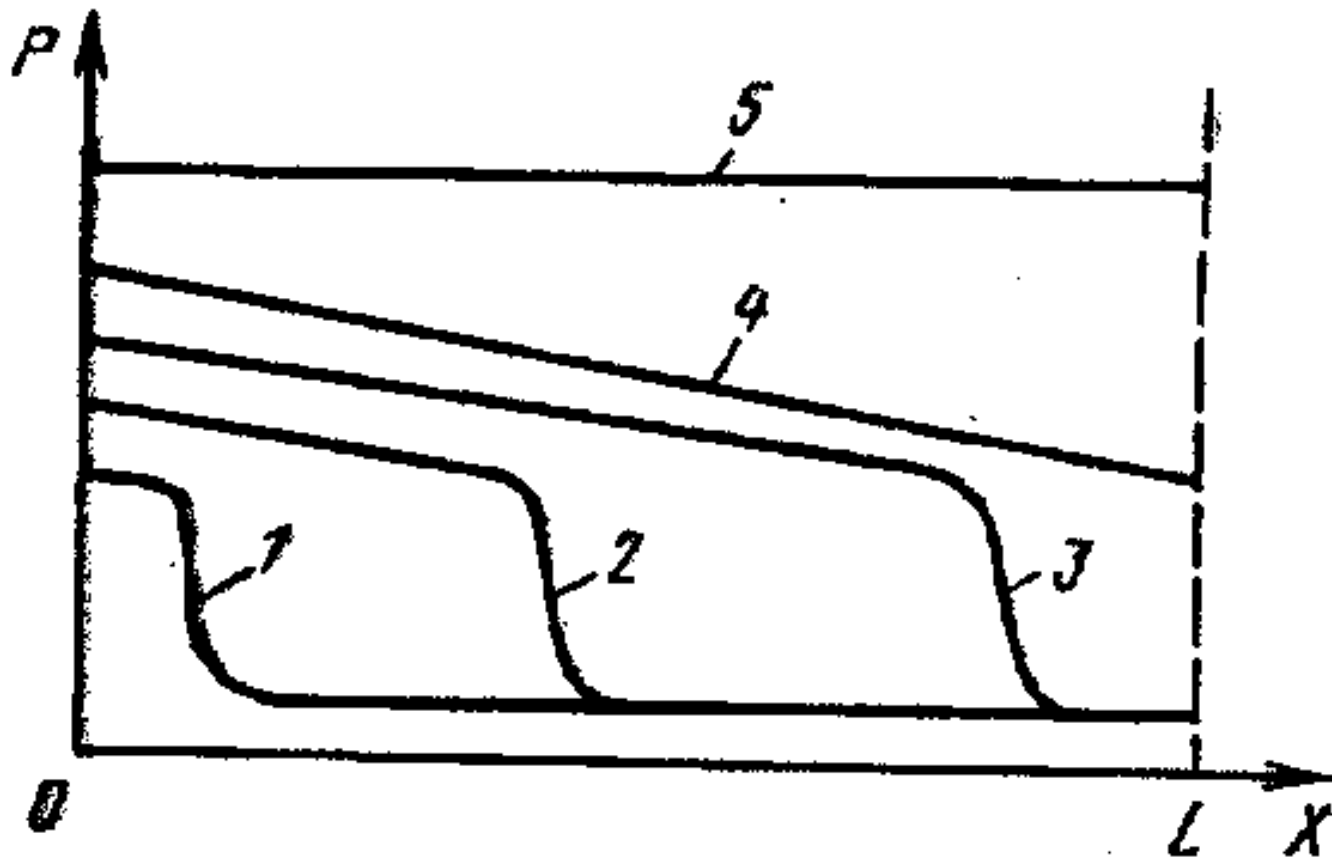
سوزش ماده آتشنزله اغلب در یک حجم بسته با پوسته‌ای مقاوم و تحت فشاری بیش از فشار محفظه احتراق، صورت می‌گیرد . محصولات احتراق ماده آتشنزله از طریق سوراخ‌هایی که در بدنه سامانه آتشنزله قرار داشته و ممکن است از قبل شکل داده شده و در زمان آغاز احتراق مسدود شده باشند، به محفظه احتراق وارد می‌شوند.

ورود جرم به حجم جلویی موتور موشکی سوخت جامد منجر به افزایش فشار آن و ایجاد امواج تراکمی حرکت‌کننده به سمت حجم شیپوره می‌گردد. سرعت انتشار امواج تراکمی نسبت به پارامترهای گاز قبل از موج ممکن است مادون صوت و یا مافوق صوت باشد.

به دنبال موج در حجم آزاد محفظه موتور، محصولات احتراق با دمای بالای مواد آتشنزله منتشر شده و سطح خرج پیشران را در اثر انتقال گرما از طریق همرفت، تابش و رسانش گرم می‌کنند.

پس از اینکه امواج تراکمی به سطحی که توپی (مانع) در آن قرار دارد رسید، فرآیند داخل محفظه می‌تواند به دو صورت دنبال شود:

۱- مانع منهدم شده، سطح فشار در محفظه تقریباً متعادل شده و نزدیک به مقدار ثابتی نگه داشته می‌شود، تا زمانی که سطح خرج پیشران شروع به اشتعال کند. گسترش فرآیند براساس این طرح در شکل ۱-۱۵ نشان داده شده است؛



شکل ۱-۱۵- توزیع میدان فشار در طول محفظه در لحظه‌های زمانی مختلف طی انهدام مانع (توپی):

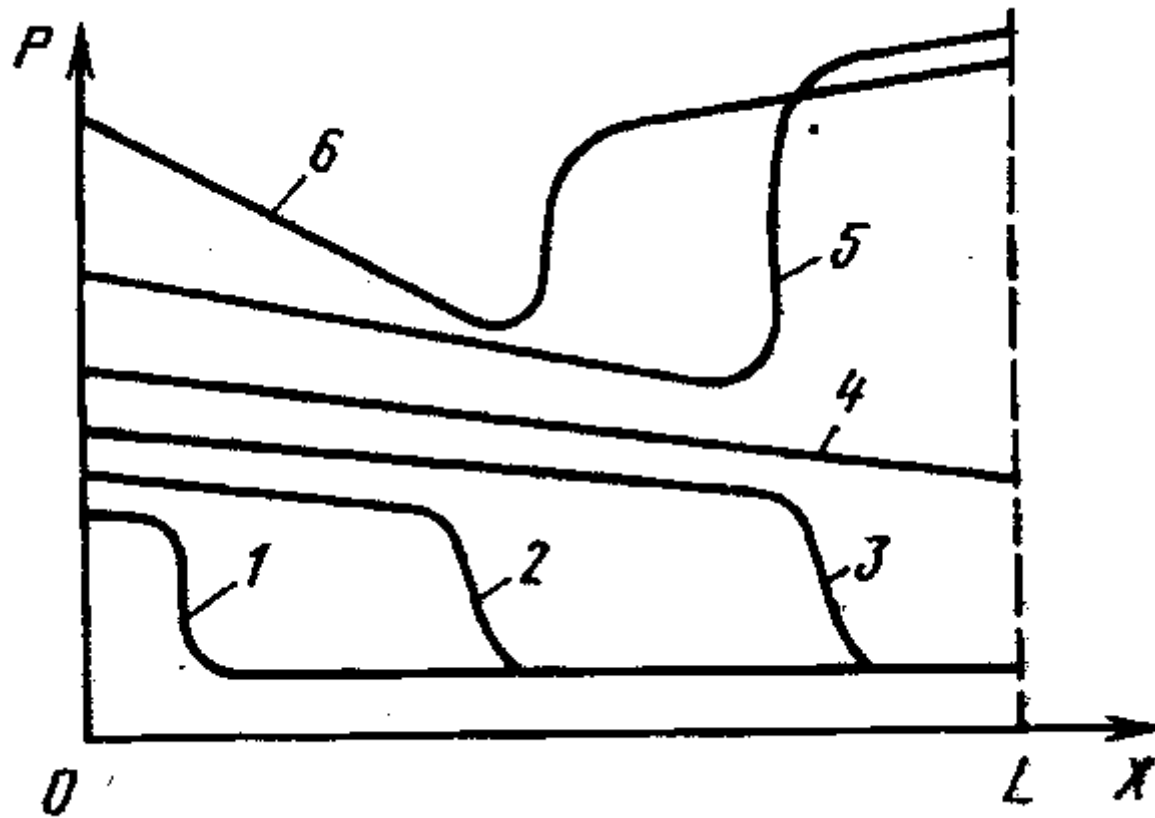
۱، ۲، ۳- جابجایی موج تراکمی از سربند به سمت ته‌بند (شیپوره)
 (مانع منهدم نشده)؛ ۴ و ۵- توسعه فرآیند بعد از انهدام مانع

۲- وقتی است که انهدام مانع (تویی) برای مقادیر بالای فشار محاسبه شده است.

این واقعیت منجر به انعکاس موج تراکمی از مرز سمت راست موتور و گسترش آن در سمت مقابل می‌شود.

بسته به کاهش سرعت حرکت محصولات احتراق در حجم آزاد محفظه، شدت فرآیند گرمایش خرج پیشران کاهش یافته و این امر باعث افزایش مدت زمان رسیدن موتور به رژیم کاری شبه پایدار می‌شود.

گسترش فرآیند براساس این طرح در شکل ۱-۱۶ نشان داده شده است. خرج پیشران زمانی مشتعل می‌شود که لایه میکرونی واقع در سطح خرج پیشران، به دما و گرادیان دمای متناسب با پاره‌ای از شرایط بحرانی که تأمین‌کننده سوزش پایدار پیشران هستند، برسد.



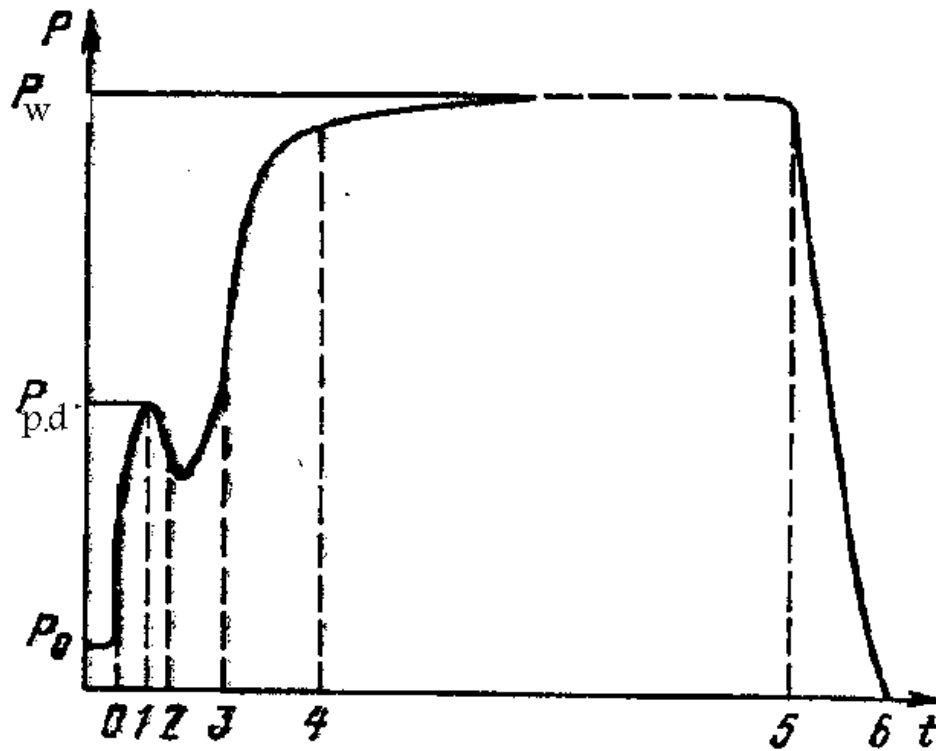
شکل ۱-۱۶- توزیع میدان فشار در طول محفظه در لحظه‌های زمانی مختلف طی عدم انهدام مانع (تویی):

۱، ۲، ۳- جابجایی موج تراکمی از سربند به سمت ته‌بند (شیپوره)؛ ۴-
 موج تراکمی به سطح مانع می‌رسد؛ ۵، ۶- ادامه فرآیند پس از انعکاس موج
 تراکمی از مانع

گسترش شعله در امتداد سطح خرج پیشران، بسته به شرایط احتراق و هندسه موتور، ممکن است با سرعت‌هایی از ۱ تا ۳۰۰ متربرثانیه صورت گیرد.

تغییر فشار در حجم جلویی سامانه پیشران‌ش در عرض تمام مدت زمان کار در شکل ۱-۱۷ نشان داده شده است.

ضربه کاری اصلی در بخش ۴ تا ۵ منحنی توسط سامانه پیشران‌ش ایجاد می‌شود. کار موتور موشکی سوخت جامد یا با تمام شدن پیشران و یا اجباراً و با استفاده از ابزار ختم تراست، به اتمام می‌رسد.



شکل ۱-۱۷- تغییرات فشار در محفظه موتور موشکی سوخت جامد طی مدت زمان عملکرد آن:
 P_0 - فشار اولیه در محفظه موتور؛ $P_{p.d}$ - فشار انهدام توپی شیپوره؛ P_w - سطح کاری فشار محصولات احتراق در محفظه؛ ۰ - آغاز فرآیند؛ ۱ - لحظه انهدام توپی؛ ۲ - لحظه اشتعال پیشران؛ ۳ - زمان متناسب با انتشار شعله در طول سطح پیشران؛ ۴ - زمان رسیدن موتور به رژیم کاری؛ ۵ - پایان دوره شبه پایدار کار موتور؛ ۶ - پایان عملکرد موتور؛

پرسش‌ها و مسایل

۱- روند توسعه سامانه‌های پیشرانس سوخت جامد از نظر تاریخی به چند مرحله تقسیم می‌شود؟ ویژگی هر مرحله در چیست؟

- ۲- روند تغییرات مشخصه‌های اصلی موتورهای راکت سوخت جامد در طول زمان را با رسم نمودار نشان دهید. سعی کنید با روش برون‌یابی، تغییرات آتی مشخصه‌های بررسی‌شده را پیش‌بینی کنید. برای پاسخ خود استدلال بیاورید.
- ۳- مزایا و معایب موتورهای سوخت جامد را برشمارید.
- ۴- با کاربرد اطلاعات نشریات دوره‌ای، سعی کنید قیمت موشک‌ها و سامانه‌های موشکی اصلی (که در جنگ‌افزارهای کشورهای پیشرفته قرار دارند) را برآورد کنید. بین سامانه‌های سوخت جامد و سوخت مایع مقایسه‌ای انجام دهید.
- ۵- بیشینه اجزای موتور سوخت جامد را در شکل شماتیک نشان داده و وظیفه هر یک را بیان کنید.

- ۶- کارکرد موتور سوخت جامد را از لحظه صدور فرمان آتش تا خاموشی با ترسیم شکل تقریبی منحنی فشار-زمان شرح دهید.
- ۷- هندسه‌های مختلف خرج را با رسم شکل نام ببرید.
- ۸- انواع حالت سوزش خرج را با رسم شکل توضیح داده و برای هر یک مثالی بزنید.
- ۹- معیارهای دسته‌بندی موتورهای سوخت جامد را نام برده و برای هر یک مثالی ذکر کنید.
- ۱۰- بهبود کدامیک از مشخصه‌های موتورهای سوخت جامد، بیش‌ترین تاثیر را در بهبود مشخصه‌های موشک خواهد گذاشت و به چه دلیل؟ پیشنهادهای خود را برای بهبود مشخصه‌های فوق‌الذکر ارائه دهید.

فصل دوم - مبانی تئوری موتورهای سوخت جامد

فرایند کاری در موتورهای راکت سوخت جامد توسط قانون سوزش خرج سوخت جامد، تولید محصولات احتراق در سطح سوزش خرج موتور و خروج محصولات احتراق از درون شیپورهی موتور تعیین می‌شود. از جمله اصلی‌ترین پارامترهای فرایند کاری عبارتند از فشار، دما، چگالی، و سرعت حرکت محصولات احتراق و زمان انجام فرایند. در این بخش پارامترها و روابطی ارائه می‌شوند که در طراحی و تحلیل موتور سوخت جامد به کار می‌روند. روابط ارائه شده در این بخش بر پایه فرضیات زیر استوار هستند:

- محصولات احتراق به صورت گازهای همگن هستند و از قانون گاز کامل پیروی می‌کنند؛

- از انتقال حرارت دیواره‌ی محفظه‌ی احتراق و شیپوره صرف نظر می‌شود؛

- فرض می‌شود درون محفظه و شیپوره موازنه‌ی شیمیایی برقرار است و ترکیب گاز درون شیپوره تغییر نمی‌کند؛

- فرایند عبور محصولات احتراق و خروج از موتور، یک‌بعدی و شبه‌پایدار است؛

- فشار و دمای گازها در کل حجم محفظه احتراق ثابت است؛

- خرج پیشران در لایه‌های موازی می‌سوزد؛

۲-۱- میدان جریان درون یک شیپوره همگرا-واگرا

جریان یک‌بعدی، جریانی است که در آن متغیرهای میدان جریان، تنها تابعی از یک بعد هستند (مثلاً X).

به عنوان نمونه، جریانی که از لوله‌ای با سطح مقطع ثابت و دیواره‌ی کاملاً صیقلی عبور می‌کند، جریانی یک‌بعدی است که در شکل (۲-۱ الف) نشان داده شده است.

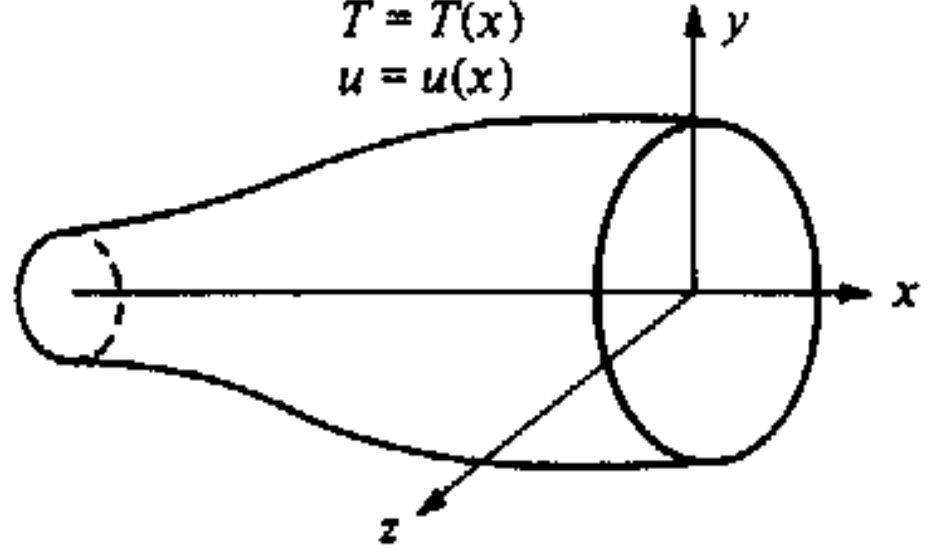
اگر خواص جریان افزون‌بر این که در جهت X تغییر می‌کند، در جهت Y نیز تغییر کند، جریان دو بعدی نامیده می‌شود. جریان سه‌بعدی نیز به همین ترتیب تعریف می‌شود. اگر جریان از لوله‌ای با سطح مقطع متغیر عبور کند، در این حالت جریان سه‌بعدی است. ولی اگر تغییرات سطح مقطع کم باشد، تغییر خواص جریان در جهت Z و Y نسبت به X قابل صرف نظر کردن است. به این ترتیب می‌توان در هر مقطع واقع در مختصات X ، خواص جریان را ثابت در نظر گرفت. شکل (۲-۱ ب) این مطلب را نمایش می‌دهد. به چنین جریانی که در آن از اثرات ابعاد دوم و سوم صرف نظر می‌شود، جریان شبه یک‌بعدی گفته می‌شود.

$$\begin{aligned}
 A &= \text{const} \\
 p &= p(x) \\
 \rho &= \rho(x) \\
 T &= T(x) \\
 u &= u(x)
 \end{aligned}$$



(الف) جریان یک بعدی

$$\begin{aligned}
 A &= A(x) \\
 p &= p(x) \\
 \rho &= \rho(x) \\
 T &= T(x) \\
 u &= u(x)
 \end{aligned}$$



(ب) جریان شبه یک بعدی

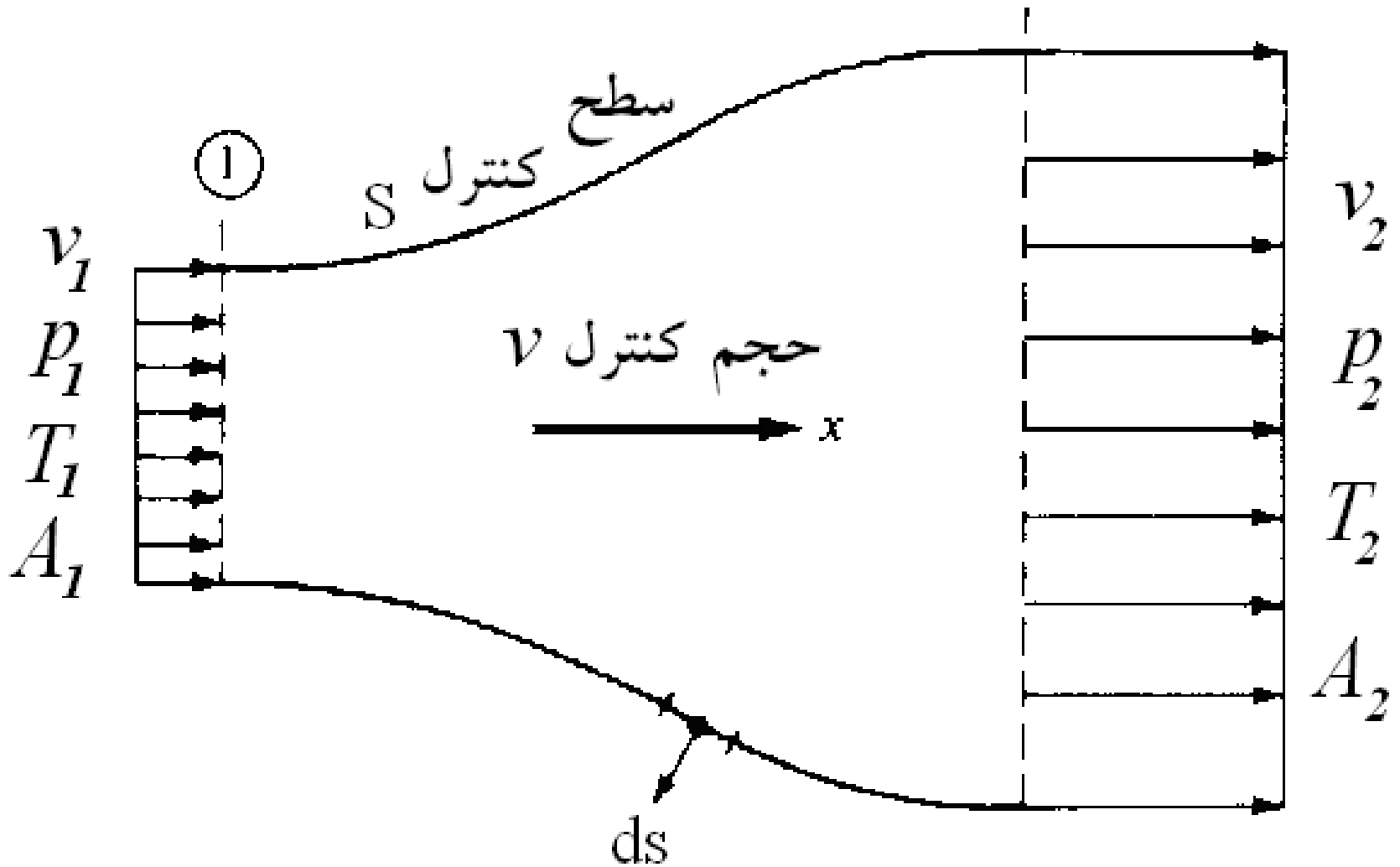
شکل ۱-۲ جریان یک بعدی و شبه یک بعدی

در این فصل با کاربرد معادلات حاکم بر چنین جریانی، به بررسی چگونگی تغییرات خواص جریان با سطح مقطع در جهت X پرداخته می‌شود.

معادلات پیوستگی و انرژی برای حجم کنترل نشان داده شده در شکل (۲-۲) به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{m} = \rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2 \quad (۱-۲)$$

$$h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2} \quad (۲-۲)$$



شکل ۲-۲ حجم کنترل متناهی برای جریان شبه یک بعدی

ρ ، A و h به ترتیب سرعت، چگالی، سطح مقطع و آنتالپی جریان هستند.

بیان دیگر برای معادله‌ی انرژی می‌تواند به صورت زیر باشد:

$$h_1 - h_2 = c_p (T_1 - T_2) = \frac{1}{2} (v_2^2 - v_1^2) \quad (3-2)$$

در رابطه‌ی فوق c_p گرمای ویژه است و ارتباط آن با k نمای آدیاباتیک گازها و R ثابت گازها به صورت زیر است:

$$c_p = \frac{kR}{k-1} \quad (4-2)$$

بین هر دو نقطه مانند x و y در یک جریان آیزنتروپیک رابطه زیر حاکم است:

$$\frac{T_x}{T_y} = \left(\frac{p_x}{p_y} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{V_y}{V_x} \right)^{k-1} \quad (5-2)$$

در این رابطه T دما، p فشار و V حجم ویژه (عکس چگالی) است.

هنگامی که جریان سیال به صورت آیزنتروپیک متوقف شود، شرایط به وجود آمده در حالت سکون به عنوان شرایط سکون شناخته می شود و معمولا با زیرنویس 0 ، s یا t نشان داده می شود.

به کمک معادله انرژی (رابطه‌ی ۲-۳) و تعریف فوق، دمای سکون (که به آن دمای کل نیز گفته می‌شود) به صورت زیر قابل محاسبه است :

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2c_p} \quad (۲-۶)$$

اگر جریان سیال به صورت آیزنتروپیک متوقف شود، رابطه‌ی بین نقطه‌ی سکون و هر نقطه‌ی دیگر به صورت زیر خواهد بود:

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \left(\frac{V}{V_0} \right)^{k-1} \quad (۲-۷)$$

سرعت صوت در یک گاز ایده‌ال مستقل از فشار است و به صورت زیر
تعریف می‌شود:

$$a = \sqrt{kRT} \quad (۸-۲)$$

عدد ماخ نیز پارامتری بعد جریان است که به صورت نسبت سرعت
جریان به سرعت محلی صوت تعریف می‌شود:

$$M = \frac{v}{a} = \frac{v}{\sqrt{kRT}} \quad (۹-۲)$$

اکنون رابطه‌ی (۲-۶) دمای سکون به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$T_0 = T \left[1 + \frac{1}{2} (k - 1) M^2 \right] \quad (۲-۱۰)$$

به کمک رابطه‌ی فوق و رابطه‌ی (۲-۷)، می‌توان رابطه‌ای نیز برای فشار سکون به دست آورد:

$$P_0 = p \left[1 + \frac{1}{2} (k - 1) M^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \quad (۲-۱۱)$$

شیپوره‌ی موتور سوخت جامد موشک به صورت معمول یک شیپوره‌ی همگرا-واگراست. سطح مقطع جریان در چنین شیپوره‌ای، تا مقدار حداقلی کاهش یافته و سپس دوباره افزایش می‌یابد.

در این بخش با فرض جریان آیزنتروپیک، به بررسی جریان در مقاطع مختلف شیپوره پرداخته می‌شود. با در نظر گرفتن قانون گاز ایده‌ال، رابطه‌ی (۱-۲) در هر مقطع از شیپوره به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\dot{m} = \frac{P}{RT} A M \sqrt{kRT} \quad (۱۲-۲)$$

که با جای گذاری (۱۰-۲) و (۱۱-۲) خواهیم داشت:

$$\dot{m} = \frac{P_0}{\sqrt{RT_0}} A \sqrt{k} M \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{(k+1)}{(2-2k)}} \quad (۱۳-۲)$$

به این ترتیب برای دو سطح مقطع مختلف A_x, A_y (که عدد ماخ در آنها به ترتیب M_x, M_y است) داریم:

(۱۴-۲)

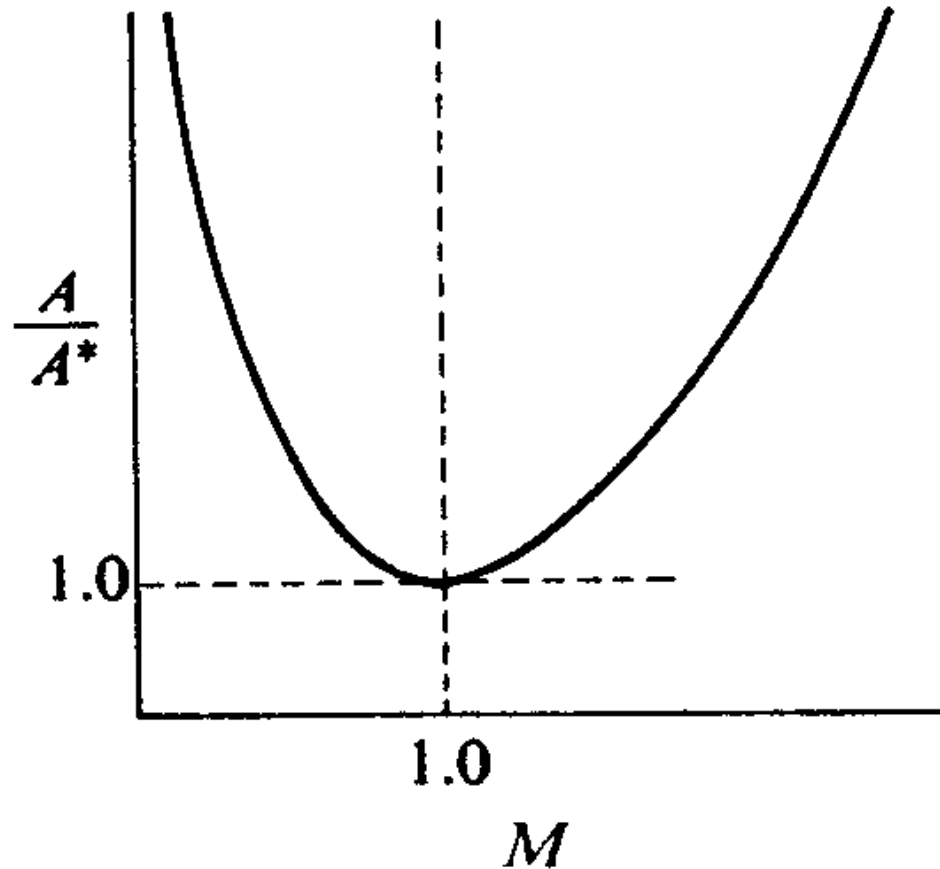
$$A_x \sqrt{k} M_x \left(1 + \frac{k-1}{2} M_x^2\right)^{\frac{(k+1)}{(2-2k)}} = A_y \sqrt{k} M_y \left(1 + \frac{k-1}{2} M_y^2\right)^{\frac{(k+1)}{(2-2k)}}$$

اکنون فرض کنید سطح مقطعی مثل A^* وجود دارد که در آن $M = 1$ است. در این حالت از رابطه (۱۴-۲) داریم:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M^2} \right)^{(k+1)/(2-2k)} \quad (۱۵-۲)$$

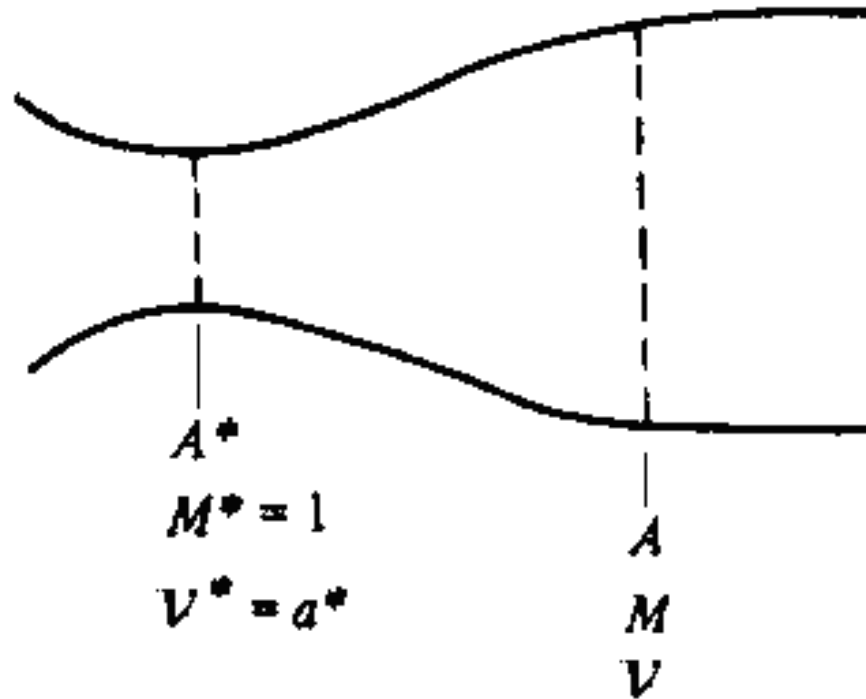
این معادله به رابطه سطح-عدد ماخ شهرت دارد.

نمودار شکل (۳-۲) مقدار $\frac{A}{A^*}$ را به طور کیفی برای اعداد ماخ مختلف نشان می‌دهد.



شکل ۳-۲ منحنی تغییرات سطح-عدد ماخ

در این نمودار مقدار $\frac{A}{A^*}$ در $M = 1$ به کمترین مقدار یعنی ۱ می‌رسد. پس وقتی $A = A^*$ ، آن‌گاه $M = 1$ این به معنای آن است که در عبور جریان آیزنتروپیک از شیپوره، مقدار A^* کمترین سطح را داراست. این بخش همان گلوگاه است. شکل زیر هندسه مربوط به رابطه (۲-۱۵) را نشان می‌دهد.



سرعت جریان در خروجی شیبوره از مشخصات انرژی جریان محسوب می‌شود. بر پایه رابطه‌ی (۲-۲) (معادله‌ی انرژی) و رابطه‌ی (۴-۲) برای دو نقطه از یک جریان آیزنتروپیک می‌توان نوشت:

$$v_2 = \sqrt{2(h_1 - h_2) + v_1^2}$$

$$v_2 = \sqrt{2C_p T_1 \left(1 - \frac{T_2}{T_1}\right) + v_1^2} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + v_1^2} \quad (۱۶-۲)$$

اگر نقطه‌ی ۱ ابتدا و نقطه‌ی ۲ انتهای شیبوره در نظر گرفته شود (یعنی فرض شود که جریان در سرتاسر شیبوره آیزنتروپیک است) و سرعت در ابتدای شیبوره بسیار کم‌تر از انتهای آن باشد، یعنی بتوان از مقدار v_1 در مقابل v_2 صرف‌نظر کرد، آن‌گاه سرعت در خروجی شیبوره به صورت زیر بیان می‌شود:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R'T_1}{M} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (17-2)$$

T_1 دما در ورود به شیپوره است و اندکی با T_0 دمای محفظه‌ی احتراق اختلاف دارد. M جرم مولکولی و $R' = M R$ در حالت بهینه جریان در یک شیپوره کاملاً منبسط می‌شود. به این معنا که اولاً جریان در طول شیپوره آیزنتروپیک است و ثانیاً فشار در خروجی شیپوره با فشار محیط برابر است یعنی $P_2 = P_3$. در این حالت سرعت در خروجی، همان سرعت مؤثر است یعنی $v_2 = c$. اگر شیپوره در خلأ انبساط کامل پیدا کند یعنی $P_2 = 0$ ، آن‌گاه بیشینه سرعت قابل دستیابی است:

$$(v_2)_{Max} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{R'T_1}{M}}$$

در یک تقریب، عدد ماخ در ورودی شیپوره بسیار نزدیک به صفر است. در این صورت بر پایه روابط (۲-۱۰) و (۲-۱۱) فشار و دما در ورودی شیپوره با مقدار فشار و دمای سکون برابر است. همچنین معمولا عدد ماخ جریان در گلوگاه شیپوره‌ی موشک‌ها ۱ است. برای چنین شرایطی روابط (۲-۱۰) و (۲-۱۱) به صورت زیر برای گلوگاه شیپوره بازنویسی می‌شوند:

$$T_t = \frac{2T_1}{(k+1)} \quad (۲-۱۸)$$

$$p_t = p_1 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (۲-۱۹)$$

به کمک رابطه‌ی (۲-۵) و (۲-۱۰) حجم ویژه در گلوگاه قابل محاسبه است:

$$V_t = V_1 \left(k + \frac{1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (20-2)$$

با جای گذاری رابطه‌ی (۲-۱۹) در رابطه‌ی (۲-۱۷) سرعت در گلوگاه شیپوره به دست می‌آید:

$$v_t = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_1} \quad (21-2)$$

در شیپوره‌ی مافوق صوت، نسبت سطح مقطع گلوگاه به هر سطح مقطع شیپوره در پایین دست گلوگاه می‌تواند به کمک قانون پیوستگی، (۲-۱۷)، (۲-۲۰) و (۲-۲۱) بیان شود:

$$\frac{A_t}{A_x} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{P_x}{P_1} \right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_x}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (22-2)$$

به همین ترتیب می‌توان رابطه‌ای نیز برای نسبت سرعت در هر مقطع به سرعت در ابتدای ورودی شیپوره ارائه کرد:

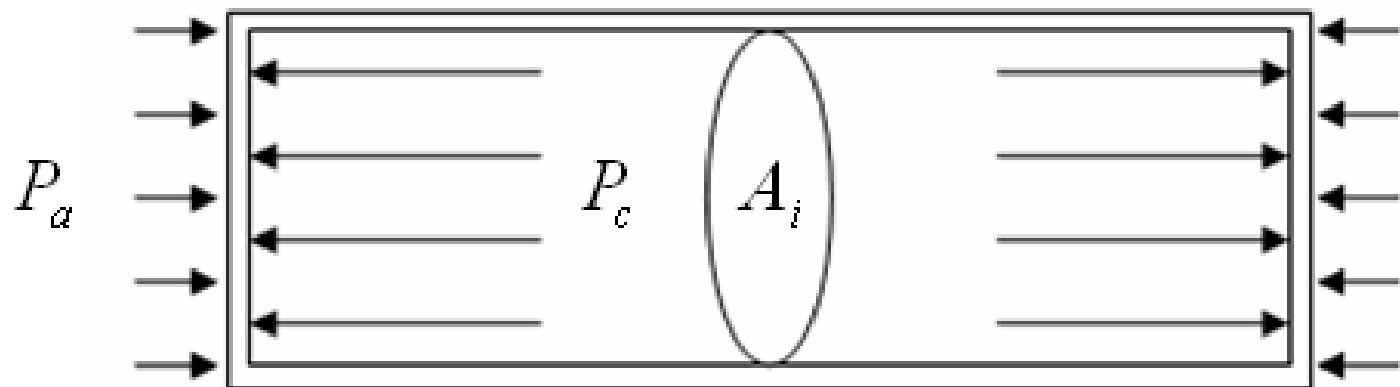
$$\frac{v_x}{v_1} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_x}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (2-23)$$

۲-۲- نیروی جلوبرنده و ضریب نیروی جلوبرنده

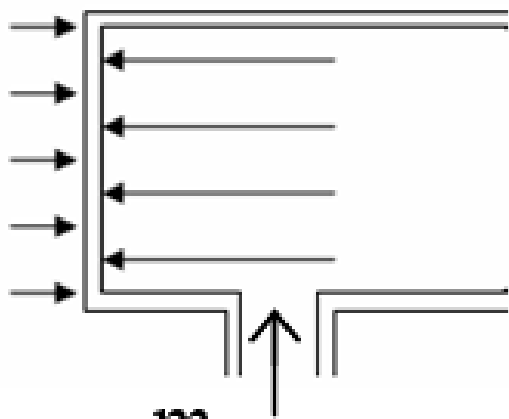
نیروی جلوبرنده، قابلیت‌های پروازی موشک را در برد، سرعت، مانورپذیری و ارتفاع پرواز تعیین می‌کند. بنابراین مقدار آن توسط الزامات موشک و حتی الزامات آرایه موشکی تعیین می‌شود. به این ترتیب نیروی جلوبرنده مهم‌ترین مشخصه موتور است.

۲-۲-۱ مفهوم نیروی جلوبرنده

در شکل (۲-۵) روشی برای بیان ساده‌ی مفهوم نیروی جلوبرنده ارائه شده است.

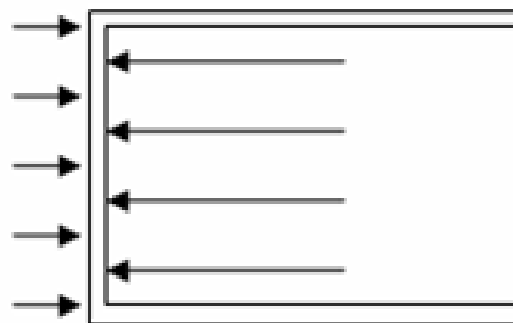


الف



m

ج



ب

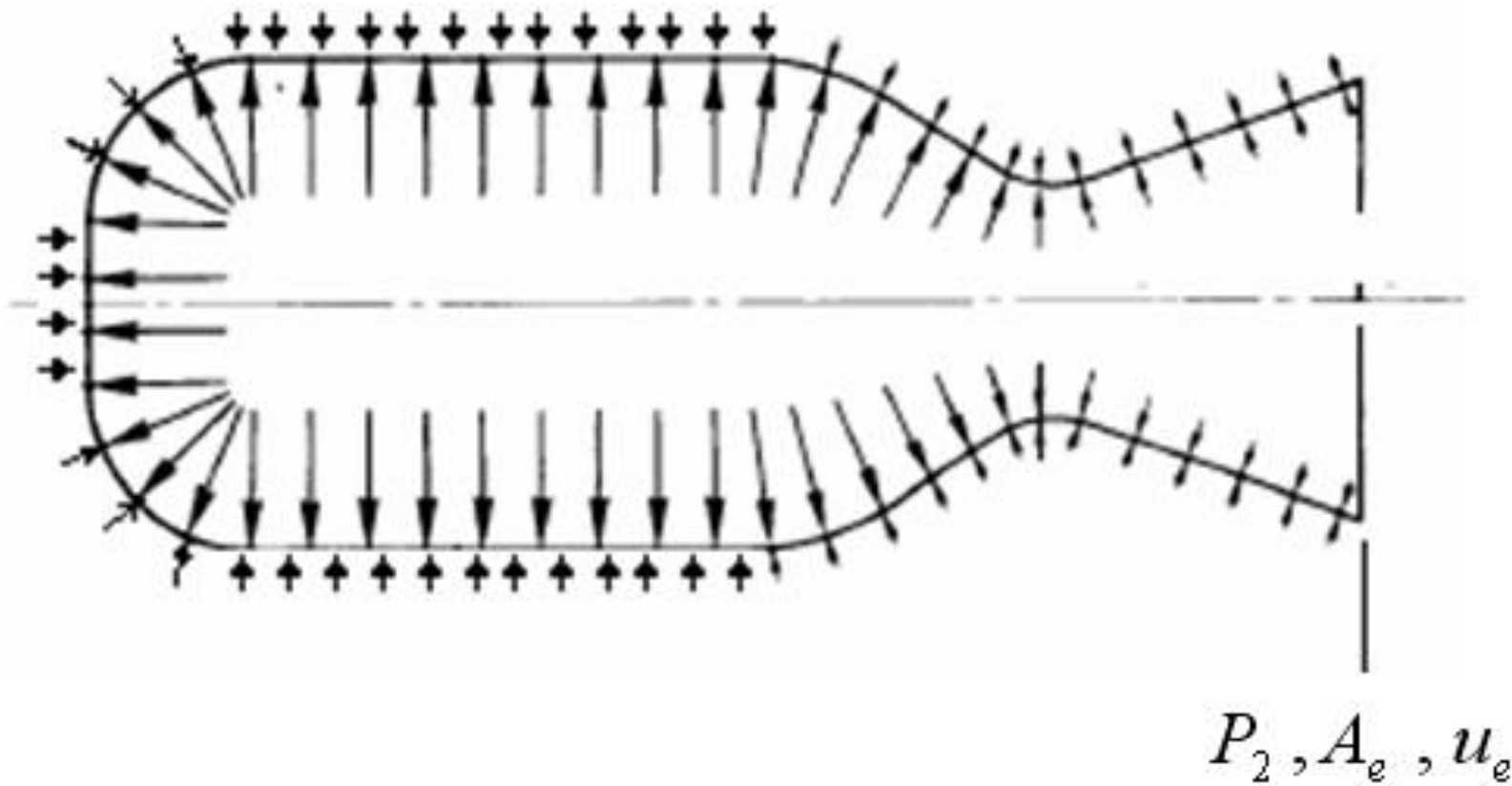
شکل ۲-۵ نیروی جلوبرنده جت

در بخش الف این شکل، مخزنی بسته با سطح مقطع A_i و فشار داخلی P_c در فشار محیط (P_a) دیده می‌شود. روشن است که نیروهای فشاری درونی و بیرونی مخزن در جهت x در تعادل‌اند و بنابراین نیروی برآیند وارد بر مخزن صفر است.

اگر در یک لحظه، نیمه‌ی راست مخزن جدا شود، آن‌گاه در همان لحظه تعادل فشاری مخزن به‌هم خورده و نیرویی بر مخزن وارد می‌شود که آن‌را از تعادل خارج می‌کند. این نیرو همان نیروی جلوبرنده است. ایده‌ی موتورهای پیش‌رانشی، فراهم کردن روشی برای حفظ فشار در مخزن است که مدل آن، می‌تواند مشابه شکل ج باشد. به این ترتیب موتور سوخت جامد با تزریق محصولات احتراق پیش‌ران جامد در محفظه‌ی موتور، فشار درون موتور را برای تداوم نیروی جلوبرنده حفظ می‌کند.

با اتمام پیشران موتور، فشار محفظه صفر شده و نیروی جلوبرنده از بین می‌رود.

نیروی جلوبرنده توسط برآیند تمامی نیروهای وارده بر سطح داخلی موتور (نیروهای گاز دینامیکی) و بر سطح خارجی آن (فشار استاتیک محیط پیرامونی) تعیین می‌شود. شکل (۲-۶) تمامی نیروهای وارد بر سطح داخلی و خارجی موتور را نشان می‌دهد. آن چنان که در این شکل نیز دیده می‌شود، انتگرال‌گیری روی چنین سطحی از مشکلاتی برخوردار است، به‌ویژه وقتی شکل موتور پیچیده‌تر باشد. از این رو برای استخراج رابطه‌ای برای نیروی جلوبرنده روش دیگری ارائه می‌شود.



شکل ۲-۶ نیروهای وارد بر سطح داخلی و خارجی موتور

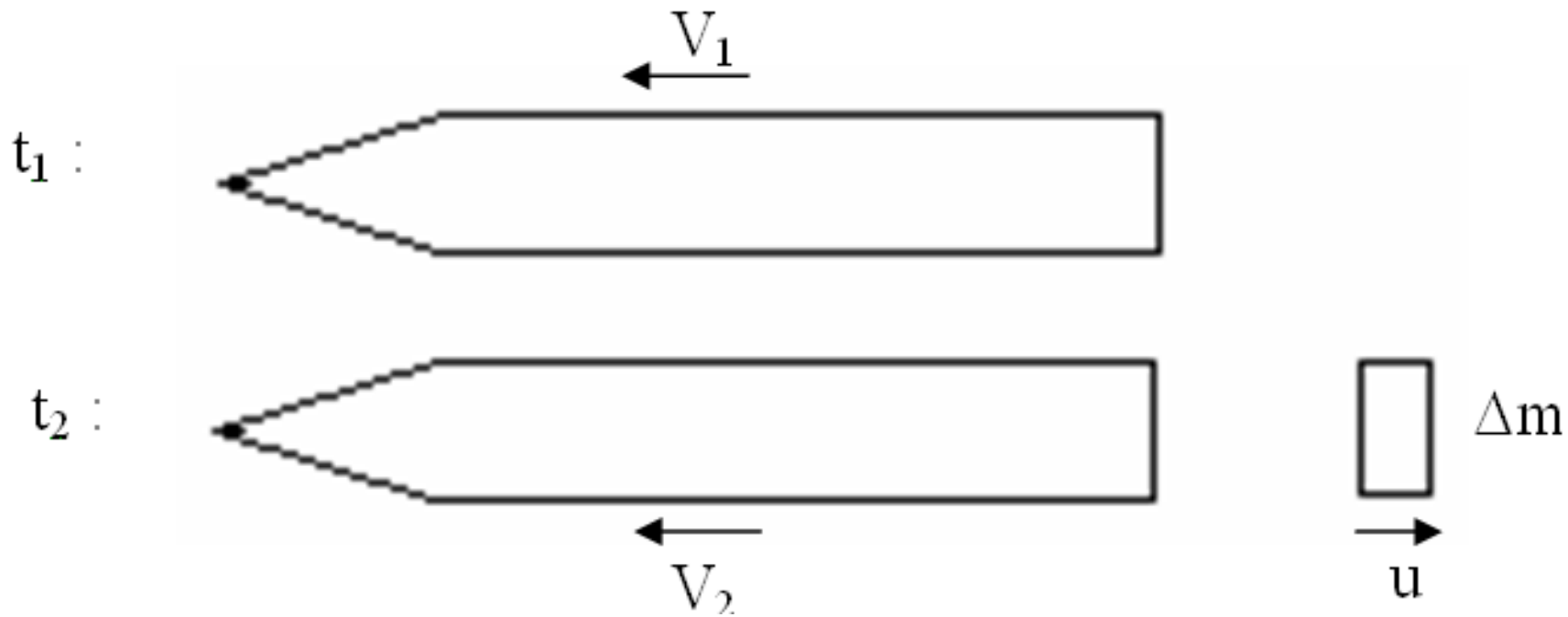
۲-۲-۲- معادله‌ی نیروی جلوبرنده

بر پایه قانون بقای مومنتم، تغییرات اندازه‌ی مومنتم وارد بر موشک در واحد زمان برابر است با مجموع نیروهای وارد بر موشک، یعنی:

$$\frac{\Delta P}{\Delta t} = \sum F \quad (۲-۲۴)$$

در شکل (۲-۷) مدل ساده‌ای برای خروج جرم از موتور نشان داده شده است. در این شکل موشک در دو لحظه‌ی t_1 و $t_2 = t_1 + \Delta t$ نشان داده شده است. با توجه به این که مقدار مومنتم برابر است با حاصل ضرب سرعت و جرم جسم، بنابراین تغییر مومنتم در موشک بین لحظه‌ی t_1 و t_2 به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta P = [(m - \Delta m)V_2 + (\Delta m)u] - [mV_1]$$



شکل ۲-۷ یک مدل ساده برای خروج جرم از موتور

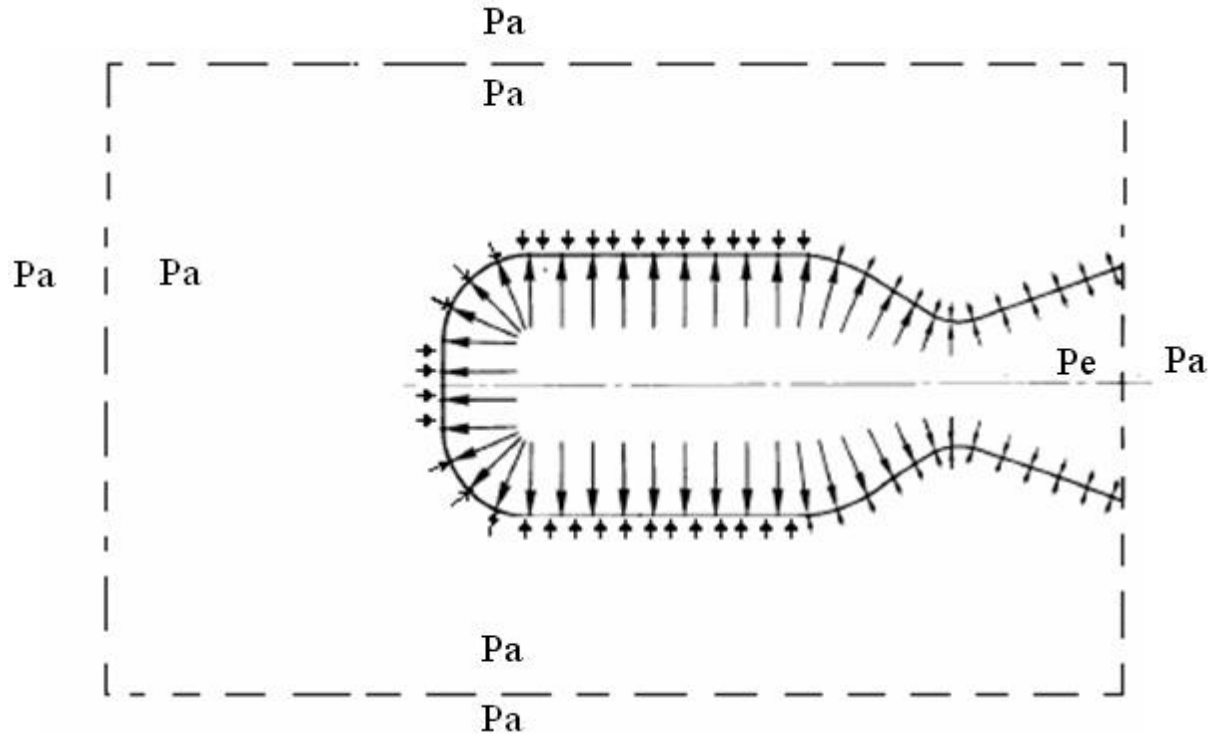
اگر رابطه فوق مرتب شود، آن گاه:

$$\Delta P = \Delta m(u - V_2) + m(V_2 - V_1)$$

جمله‌ی $(u - V_2)$ سرعت نسبی گازهای خروجی از موتور است و با u_e نشان داده می‌شود. در صورتی که Δt به صفر میل کند، آن گاه می‌توان سمت چپ رابطه‌ی (۲۴-۲) را با توجه به رابطه‌ی فوق به صورت زیر بیان کرد:

$$\frac{dP}{dt} = \dot{m}u_e + m\dot{V} \quad (۲۵-۲)$$

برای مشخص کردن سمت راست معادله‌ی (۲۴-۲) یعنی محاسبه‌ی نیروهای وارد بر موتور، حجم معیاری مانند شکل (۲-۸) در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۲-۸ حجم معیار اطراف موتور

آن چنان که دیده می شود یک سطح این حجم معیار، جت خروجی را در صفحه‌ی خروجی شیپوره (که جریان تقریباً یک بعدی است) قطع می کند و سطح دیگر آن در بالادست جریان تا فاصله‌ی دوری از موتور در نظر گرفته می شود.

چون فشار در کلیه‌ی سطوح این حجم معیار به جز در سطح خروجی شیپوره، با فشار محیط برابر است، نیرویی بر این سطوح وارد نمی‌شود. در سطح خروجی شیپوره مقدار نیروی خارجی وارد بر سطح معیار به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\sum F = (P_e - P_a)A_e \quad (۲۶-۲)$$

در این رابطه A_e سطح مقطع خروجی شیپوره است. اکنون می‌توان رابطه‌ی (۲۴-۲) را بسط داد:

$$(P_e - P_a)A_e = \dot{m}u_e + m\dot{V} \quad (۲۷-۲)$$

$m\dot{V}$ نیروی اینرسی است و واکنش آن، همان نیروی جلوبرنده است که در این جا با F نشان داده می‌شود.

بنابراین رابطه‌ی بالا به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$F = -\dot{m}u_e + (P_e - P_a)A_e \quad (28-2)$$

\dot{m} یعنی تغییرات جرمی موشک و بنابراین خود، مقداری منفی است. اگر این مقدار منفی در نظر گرفته شود، آن گاه علامت منفی در رابطه‌ی بالا حذف می‌شود. اگر p_2 فشار در خروجی شیپوره p_3 فشار محیط و A_2 مساحت مقطع خروجی شیپوره باشد، آن گاه:

$$F = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (29-2)$$

برای شیپوره مشخص، برای به دست آوردن بیشینه نیروی جلوبرنده باید $P_3 = 0$ باشد، یعنی شرایط خلأ.

در شرایط بهینه (یعنی شرایطی که به بیشینه نیروی جلوبرنده ختم می‌شود) فشار در خروجی شیپوره و فشار محیط برابر خواهد بود ($P_2 = P_3$). در چنین شرایطی بخش دوم سمت راست رابطه‌ی بالا حذف می‌شود و سرعت خروجی مؤثر (C) به صورت زیر تعریف

$$C = \frac{F}{\dot{m}} = v_2 + \frac{(p_2 - p_3)A_2}{\dot{m}} \quad \text{می‌شود:} \quad (۲-۳۰)$$

به این ترتیب سرعت مؤثر، سرعتی است که اگر سرعت خروجی به آن نزدیک شود، مقدار نیروی جلوبرنده به بیشینه مقدار خود نزدیک می‌شود. در شرایطی غیر از شرایط بهینه برای نیروی جلوبرنده و ضربه‌ی ویژه داریم:

$$F = F_{opt} - P_1 A_t \left(\frac{P_2}{P_1} - \frac{P_3}{P_1} \right) \frac{A_2}{A_t} \quad (۲-۳۱)$$

نیروی جلوبرنده را با توجه به رابطه‌ی (۲-۱) و (۲-۲۹) می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$F = A_t v_t \rho_t v_2 + (p_2 - p_3) A_2 \quad (۲-۳۲)$$

در حالتی که گلوگاه شیپوره خفه شده باشد، با جای‌گذاری روابط (۲-۱۰)، (۲-۱۱) و رابطه‌ی گاز کامل در معادله‌ی قبل، رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$F = A_t P_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + (p_2 - p_3) A_2 \quad (۲-۳۳)$$

رابطه‌ی بالا نشان می‌دهد که نیروی جلوبرنده با فشار ورودی به شیپوره (مربوط به محفظه‌ی احتراق) و مساحت گلوگاه متناسب است و تابعی است از نسبت فشار شیپوره $\left(\frac{P_2}{P_1}\right)$ ، k و همچنین میزان نیروی جلوبرنده فشاری.

۲-۲-۳- ضریب نیروی جلوبرنده

ضریب نیروی جلوبرنده (C_F) به صورت نسبت نیروی جلوبرنده به $A_t P_1$ تعریف می‌شود. به این ترتیب ارتباط نیروی جلوبرنده با پارامترهای طراحی موتور توسط C_F بیان می‌شود. به کمک رابطه‌ی (۲-۳۳)، C_F به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$C_F = \frac{F}{A_t P_1} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \left(\frac{P_2}{P_1} - \frac{P_3}{P_1}\right) \frac{A_2}{A_t}} \quad (۲-۳۴)$$

بر پایه روابط پیشین، به ازای انتخاب یک $\frac{A_2}{A_t}$ ، مقدار مشخصی از $\frac{P_2}{P_1}$ وجود خواهد داشت. به این ترتیب C_F به صورت تابعی از $\frac{P_3}{P_1}$ ، $\frac{A_2}{A_t}$ و k قابل بیان خواهد بود. البته شرایط $\frac{P_3}{P_1} = \frac{P_2}{P_1}$ حالت بهینه خواهد بود که در هر ارتفاع و k معین در یک $\frac{P_1 A_2}{A_t}$ مشخص به دست می‌آید.

در صورتی که جریان در شیپوره کاملاً منبسط شود، آنگاه فشار خروجی شیپوره با فشار محیط برابر خواهد بود و حداکثر ضریب نیروی جلوبرنده ($C_{F_{opt}}$) فقط تابعی از نسبت فشار خروجی به فشار محفظه ($\frac{P_2}{P_1}$) و نسبت گرماهای ویژه (k) خواهد بود و خواهیم داشت:

$$C_{F_{opt}} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2-34-2)$$

مسئله ۲-۱: منحنی‌های تغییرات ضریب تراست بهینه با $\left(\frac{P_2}{P_1}\right)$ و (k) را رسم کنید.

گاهی اوقات ترم داخل گروهی زیر رادیکال تحت عنوان راندمان حرارتی ایده‌آل سیکل برایتون نامیده می‌شود که بین دو فشار P_2 و P_1 عمل می‌کند.

$$\eta_{th} = 1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (2-34-3)$$

در صورتی که فشار محفظه خیلی بزرگ بوده و نسبت مساحت خروجی شیپوره به گلوگاه خیلی بزرگ باشد، آنگاه فشار استاتیک خروجی کوچک شده و راندمان حرارتی به ۱ نزدیک شده و ضریب تراست بهینه‌ی حداکثر قابل دستیابی است:

$$C_{F_{opt.\max}} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{(k+1)}{(k-1)}}} \quad (2-34-3)$$

مسئله ۱-۲: منحنی تغییرات $C_{F_{opt.\max}}$ با (k) را رسم کنید.

۲-۳- دبی جرمی

با جای‌گذاری روابط (۲-۲۰)، (۲-۲۱) و قانون گاز ایده‌ال در رابطه‌ی (۲-۱)، دبی جرمی که از شیپوره‌ی در حالت خفگی عبور

می‌کند، به دست می‌آید:

$$\dot{m} = A_t p_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (۲-۳۵)$$

رابطه‌ی بالا را می‌توان به صورت دیگری نیز بیان کرد:

$$\dot{m} = C_D P_1 A_t \quad (۲-۳۶)$$

که در آن C_D ضریب تخلیه جرمی است و توسط رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$C_D = \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (۳۷-۲)$$

می‌توان دبی جرمی گازهای تولیدشده در اثر سوزش پیشران را نیز با رابطه‌ی زیر بیان کرد:

$$\dot{m} = A_b r \rho_p \quad (۳۸-۲)$$

که A_b سطح سوزش، ρ_p چگالی پیشران و r نرخ سوزش است. اگر رابطه موازنه جرمی، برای محفظه احتراق در نظر گرفته شود، در این صورت دبی جرمی گازهای تولید شده (طبق رابطه‌ی ۲-۳۶)، برابر است با تغییرات جرم گاز در واحد زمان درون محفظه احتراق به‌علاوه دبی جرمی خروجی از شیپوره (طبق رابطه‌ی ۲-۳۸)، یعنی:

$$A_b r \rho_p = \frac{d}{dt} (\rho_g \bar{V}_c) + A_t P_c \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (۳۹-۲)$$

در این رابطه \bar{V}_c حجم گازهای سوخته شده‌ی درون محفظه‌ی احتراق است. اگر فرض شود که تغییرات جرم گاز در واحد زمان، درون محفظه، در مقابل دبی خروجی از شیپوره قابل صرف نظر کردن باشد، آن‌گاه به کمک روابط (۷-۲) و (۱۰-۲) می‌توان نتیجه گرفت:

$$\frac{A_b}{A_t} = \frac{P_c \sqrt{\frac{k}{RT_c} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}{r \rho_p} \quad (۴۰-۲)$$

۲-۴- نرخ سوزش

نرخ سوزش عبارت است از نرخ کم‌شدن و عقب رفتن سطح سوزش (سطحی از سوخت که در نزدیکی آن واکنش (احتراق) صورت می‌گیرد) و فرض می‌شود که این پس‌روی در جهت عمود بر سطح سوزش صورت می‌گیرد. این مشخصه برای پیشران‌های مرکب، با تغییرات زیر، افزایش خواهد داشت.

۱- افزودن کاتالیزرِ نرخ سوزش یا افزایش درصد کاتالیزرِ موجود؛

۲- کاهش اندازه ذرات اکسیدکننده؛

۳- افزایش اکسیدکننده که البته به علت کم‌شدن استحکام در این حالت، از حد معینی نمی‌تواند تجاوز کند.

جدا از اثرات ناشی از فرمولاسیون پیشران و پروسه‌ی ساخت، نرخ سوزش به موارد زیر بستگی دارد:

۱- فشار محفظه احتراق؛

۲- دمای اولیه پیشران در لحظه‌ی شروع احتراق؛

۳- دمای شعله پیشران؛

۴- سرعت جریان گاز در جهت موازی با سطح سوزش؛

۵- حرکت موتور.

طبق تئوری احتراق می‌توان رابطه‌ی زیر را برای سرعت سوزش در شرایط داخل محفظه احتراق در نظر گرفت:

$$u = u_{10} f_1(p) f_2(T_0) f_3(V) f_4(n) f_5(J) f_6 f_7 \quad (۴۱-۲)$$

در این رابطه u_{10} ضریبی تجربی است که بعد سرعت سوزش را دارد و $f_1(p)$ ، $f_2(T_0)$ ، $f_3(V)$ ، $f_4(n)$ ، $f_5(J)$ ، f_6

و f_7 ضرایبی هستند که به ترتیب تابع فشار محفظه، دمای اولیه پیشران، سرعت وزش محصولات احتراق بر سطح پیشران، بار اضافی وارده بر خرج، تغییر شکل خرج تحت تنش، مختصات مکانی و فناوری تولید خرج هستند.

در بیش تر موارد هنگام طراحی، کاربرد رابطه‌ای که تنها ضریب $f_1(p)$ یا $f_1(p)$ و $f_2(T_0)$ را لحاظ می‌کند، کافی به نظر می‌رسد. در نظر گرفتن تاثیر تمامی عوامل باقی مانده، در مراحل پیشرفته‌تر طراحی منطقی است و در مراحل اولیه طراحی تنها طی طراحی سامانه‌های پیشران‌ش مخصوص مقرون به صرفه است.

نرخ انتقال حرارت از شعله به پیشران معمولاً به مقدار فشار استاتیکی محلی بستگی دارد. نرخ سوزش نیز به این انتقال حرارت بستگی دارد و از این رو نرخ سوزش به صورت تابعی از فشار بیان می‌شود. در صنایع، بیش‌تر برای توصیف نرخ سوزش از بیان تحلیلی استفاده می‌شود. یکی از آن‌ها که بیش‌تر محققین آن را ترجیح می‌دهند، و در فشار محفظه‌ی تا حدود ۲۰ الی ۳۰ مگاپاسکال مناسب است، قانون نرخ سوزش ساینت روبرت است.

$$r = aP_c^n \quad (۲-۴۲)$$

که در آن r نرخ سوزش پیشران، a ضریب فشار (تابعی است از دمای اولیه پیشران)، P_c فشار محفظه و n نمای فشار (میزان حساسیت نرخ سوزش به فشار) است.

مقادیر a و n معمولاً از داده‌های مربوط به آزمایش با موتورهای کوچک تحقیقاتی با قطر ۵ تا ۱۵ سانتی‌متر به دست می‌آید. در موتوری با اندازه کامل، نرخ سوزش به طور متداول از ۱ تا ۵ درصد بیش‌تر می‌شود.

در محدوده‌ی فشارهای ۳۰ الی ۶۰ مگاپاسکال رابطه‌ی زیر پیشنهاد شده است:

$$r = AP_c + B \quad (۲-۴۳)$$

در این رابطه نیز ضرایب بی‌بعد A و B به صورت تجربی به دست می‌آیند. معمولاً فشار محفظه در موتور موشک‌ها کم‌تر از ۳۰ مگاپاسکال است و از این‌رو رابطه‌ی (۲-۴۲) بیش‌تر به کار می‌رود.

به صورت تجربی به دست می آیند. معمولاً فشار محفظه در موتور موشک‌ها کم‌تر از ۳۰ مگاپاسکال است و از این‌رو رابطه‌ی (۲-۴۲) بیش‌تر به کار می‌رود.

نرخ سوزش و فشار کاری موتور به دمای اولیه خرج () وابسته هستند. حساسیت بالستیک موتور به دمای خرج با ضرایب حساسیت دمایی متفاوتی بیان می‌شود. هر ضریب در قالب یک ثابت تناسبی در معادله دیفرانسیل جزئی تعریف می‌شود. ضرایبی که معمولاً در تحلیل‌های بالستیکی استفاده می‌شوند عبارتند از:

π_k حساسیت دمایی فشار موتور و σ_p حساسیت دمایی نرخ سوزش که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\pi_k = \frac{\Delta p}{\Delta T P_c} \quad (۲-۴۴)$$

$$\sigma_p = \frac{\Delta r}{\Delta T r} \quad (۴۵-۲)$$

ارتباط این دو ضریب به صورت زیر است:

$$\pi_k = \frac{1}{n-1} \sigma_p \quad (۴۶-۲)$$

در برخی مراجع مقدار حساسیت دمایی نرخ سوزش را به ازای هر درجه کلوین ۰۰۱/۰ تا ۰۰۵/۰ معرفی شده است.

۲-۵- مشخصه‌های ضربه‌ای موتورهای سوخت جامد

مهم‌ترین پارامتر در درخواست فنی برای طراحی و ساخت موتور عبارت است از ضربه کل نیروی جلوبرنده موتور:

$$I_t = \int_0^{t_b} T(t) dt \quad (۴۷-۲)$$

که t_b زمان کار موتور است. ضربه‌ی ویژه عبارت است از ضربه‌ی کل به ازای واحد جرم پیشران مصرفی و نشان دهنده‌ی کارکرد پیشران است.

$$I_{sp} = \frac{I_t}{m_p g} \quad (۴۸-۲)$$

و با فرض نیروی جلوبرنده ثابت

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}_p g} \quad (۴۹-۲)$$

m_p جرم پیشران و \dot{m}_p دبی جرمی محصولات احتراق پیشران است. در صورتی که شیپوره در حالت بهینه‌ی طراحی قرار داشته باشد، مقدار ضربه‌ی ویژه با توجه به رابطه‌ی (۲-۳۰) به صورت زیر خواهد

$$I_{sp} = \frac{c}{g} \quad \text{بود:} \quad (۲-۵۰)$$

رابطه‌ی (۲-۴۹) با استفاده از ضرایب تخلیه و تراست به صورت زیر نیز می‌تواند بازنویسی شود:

$$I_{sp} = \frac{C_F}{C_D g} \quad (۲-۵۱)$$

با در نظر گرفتن فشار محفظه و فشار خروجی شیپوره، ضربه ویژه کیفیت تبدیل انرژی پیشران به انرژی جنبشی موشک در شرایط موتور را نیز نشان می‌دهد .

۲-۶- کارکرد ایده‌ال و واقعی موتور

اگر چه در نظر گرفتن فرضیات اولیه‌ای که در ابتدای این فصل به آن‌ها اشاره شد، باعث ساده‌سازی مسایل مربوط به موتور و شیپوره می‌شود، ولی در موتور واقعی شرایط فرض شده صادق نیست. بنابراین کارکرد موتور واقعی با آن‌چه از روابط تئوری مبتنی بر فرضیات ساده‌ساز به دست آمده متفاوت خواهد بود.

در مقایسه با حالت ایده‌ال، موتور واقعی تلفاتی دارد که اصلی‌ترین آن‌ها عبارتند از:

- واگرایی جریان در بخش خروجی شیپوره، باعث افتی می‌شود که میزان آن به صورت تابعی از کسینوس زاویه‌ی واگرایی تغییر می‌کند. در واقع بر خلاف حالت ایده‌ال، در شیپوره واقعی، جریان به طور کامل محوری نیست و دارای مولفه‌های شعاعی است.

- در صورتی که مساحت مقطع کانال درون خرج نسبت به مقطع گلوگاه کوچک باشد، افت فشاری درون محفظه‌ی موتور اتفاق می‌افتد که باعث کاهش نیروی جلوبرنده و سرعت خروجی گازها می‌شود.

- سرعت جریان در نزدیکی دیواره‌های شیپوره کم‌تر است که باعث ظهور اصطکاک و لایه‌ی مرزی می‌شود و می‌تواند بین ۵/۰ تا ۵/۱ درصد کاهش سرعت موثر خروجی را به دنبال داشته باشد.

-- وجود جریان دوفازی (ذرات متراکم همراه با گازهای خروجی) تا ۵ درصد ایجاد تلفات می‌کند.

-- احتراق ناپایدار نیز به عنوان بخشی از عوامل افت کارکرد محسوب می‌شود.

-- وجود واکنش‌های احتراقی درون شیپوره، مشخصات گاز و دمای آن را تغییر می‌دهد و معمولاً باعث ۵/۰ درصد افت می‌شود.

- خوردگی مواد فناشونده‌ی درون شیپوره، بین ۱ تا ۶ درصد افزایش قطر گلوگاه را به همراه دارد. این امر باعث می‌شود فشار و نیروی جلوبرنده موتور ۱ تا ۶ درصد در انتهای زمان کارکرد موتور کاهش یابد و در مجموع ۷/۰ درصد افت ضربه‌ی ویژه را به همراه دارد.

- کارکرد موتور در حالت گذرا (شروع و پایان کار موتور) اندکی تلفات به همراه دارد.

-- ترکیب غیریکنواخت گازها (مخلوط غیرکامل، اغتشاشات یا رژیم ناقص احتراق) می‌تواند کارکرد موتور را کاهش دهد.

-- کارکرد شیپوره در نسبت انبساط غیربهینه، می‌تواند نیروی جلوبرنده و ضربه‌ی ویژه را کاهش دهد. اگر موشک در ارتفاعی پرواز کند که شیپوره برای آن طراحی شده، افتی در کارکرد شیپوره به وجود نخواهد آمد و در صورتی که نسبت انبساط شیپوره ثابت باشد، با تغییر ارتفاع، افت کارکرد شیپوره تا ۱۵ درصد اتفاق می‌افتد.

به این ترتیب در شرایط واقعی، کاربرد روابط تئوری برای تخمین کارکرد موتور با خطای زیادی همراه است. از این رو در این جا برای تخمین داده‌های کارکردی واقعی به کمک روابط تئوری، ضرایب تصحیح نیمه تجربی مورد بحث قرار می‌گیرند.

ضریب تصحیح، نسبت مقدار یک پارامتر به مقدار ایده‌ال (تئوری) آن پارامتر است. با ضرب کردن ضریب تصحیح در مقدار تئوری، مقدار واقعی آن به دست می‌آید.

ضریب تصحیح ضربه‌ی ویژه (که با $\zeta_{I_{sp}}$ نشان داده می‌شود) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\zeta_{I_{sp}} = \frac{(I_{sp})_a}{(I_{sp})_i} \quad (۲-۵۲)$$

مقدار این ضریب تصحیح از ۸۵/۰ تا ۹۹/۰ است که متوسط آن ۹۲/۰ است

ضریب تصحیح برای تبدیل نیروی جلوبرنده تئوری به نیروی جلوبرنده واقعی که با ζ_T نشان داده می‌شود، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\zeta_T = \frac{T_a}{T_i} \quad (۵۳-۲)$$

تجربه نشان می‌دهد مقدار ζ_T بین ۹۲/۰ تا ۱ است. برای دبی جرمی خروجی از موتور، ضریب تصحیح با ζ_D نشان داده شده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\zeta_D = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_i} \quad (۵۴-۲)$$

مقدار این ضریب از یک بیش‌تر است (بین ۱ تا ۱۵/۱) و علت آن را می‌توان به صورت زیر بیان کرد :

۱- جرم ملکولی گازها در طول عبور از شیبوره افزایش یافته و از این رو چگالی گاز زیاد می‌شود.

۲- گرمای ویژه و دیگر مشخصات گاز در یک شیبوره واقعی چنان تغییر می‌کند که مقدار ضریب تصحیح تخلیه‌ی جرمی اندکی افزایش می‌یابد.

۳- احتراق ناقص، چگالی گازهای خروجی را افزایش می‌دهد.

سه ضریب ζ_T ، ζ_{Isp} و ζ_D مستقل از یکدیگر نیستند و می‌توان رابطه‌ی زیر را بین آنها برقرار کرد:

$$\zeta_T = (\zeta_D)(\zeta_{Isp}) \quad (۵۵-۲)$$

پرسش‌ها و مسایل فصل ۲

۱- شیپوره یک موشک که برای ارتفاع ۷ کیلومتری طراحی شده دارای نسبت انبساط ۱۰ است. الف) عدد ماخ در خروجی این شیپوره چقدر است؟ ب) اگر فشار محفظه‌ی این موشک ۲۰ درصد افت کند، نیروی جلوبرنده موتور و سرعت خروجی شیپوره چه تغییری خواهد کرد؟ ج) نیروی جلوبرنده این موشک در سطح دریا چقدر تغییر می‌کند؟ فرض می‌شود خواص گازهای احتراق در هر دو حالت یکسان است:

$$T = 3100k \quad , \quad k = 1.2$$

۲- فشار و دما در محفظه‌ی احتراق یک موتور به ترتیب $10 \cdot bar$ و $2700^\circ k$ ، قطر گلوگاه شیپوره آن ۱۰ سانتی‌متر، جرم مولکولی محصولات احتراق ۱۸ و $k = 1.25$ است. اگر زمان سوزش این موتور ۱۰ ثانیه باشد، مقدار تقریبی جرم سوخت آن چقدر است؟

۳- روابط (۲-۲۲) و (۲-۲۳) را اثبات کنید. فرضیات حاکم بر آنها را به صورت کامل بیان کنید.

۴- منحنی نسبت سطح مقطع شیپوره فوق صوتی به گلوگاه بر حسب نسبت فشار در این دو مقطع را برای چندین مقدار k ترسیم کنید.

۵- بر پایه نتایج تجربی، سرعت سوزش پیشران را می توان با روابط زیر بیان کرد:

$$T = +50^{\circ} C \quad u = 1.77 \times 10^{-3} \left(p / 0.98 \times 10^5 \right)^{0.42} m/s$$

$$T = +20^{\circ} C \quad u = 1.71 \times 10^{-3} \left(p / 0.98 \times 10^5 \right)^{0.41} m/s$$

$$T = +0^{\circ} C \quad u = 1.46 \times 10^{-3} \left(p / 0.98 \times 10^5 \right)^{0.41} m/s$$

این روابط در شرایطی به دست آمده‌اند که فشار در محفظه موتور راکت سوخت جامد $P = 100 \times 10^5$ پاسکال است. مقدار حساسیت دمایی نرخ سوزش را برای پیشران مورد بررسی محاسبه کنید.

بِسْمِ اللّٰهِ الرَّحْمٰنِ الرَّحِیْمِ

طراحی سامانه‌های پیشرانس
موشکی سوخت جامد

فصل ۳ - آشنایی با پیشران‌های جامد

دسته‌بندی‌های مختلفی برای پیشران‌های جامد وجود دارد. این دسته‌بندی‌ها می‌تواند بر پایه چگونگی توزیع سوخت و اکسیدکننده، فرایند تولید، کاربرد پیشران و یا چگالی محصولات احتراق انجام گیرد. پیشران‌ها می‌توانند بر پایه نوع کاربردشان در موشک‌های تاکتیکی، بوسترها و غیره دسته‌بندی شوند که بر این اساس هر دسته، نرخ سوزش، خواص فیزیکی و کارایی ویژه خود را دارا است.

بر پایه چگونگی توزیع سوخت و اکسیدکننده در پیشران نیز می‌توان پیشران‌ها را در سه دسته بررسی کرد: همگن، مرکب و پراثری.

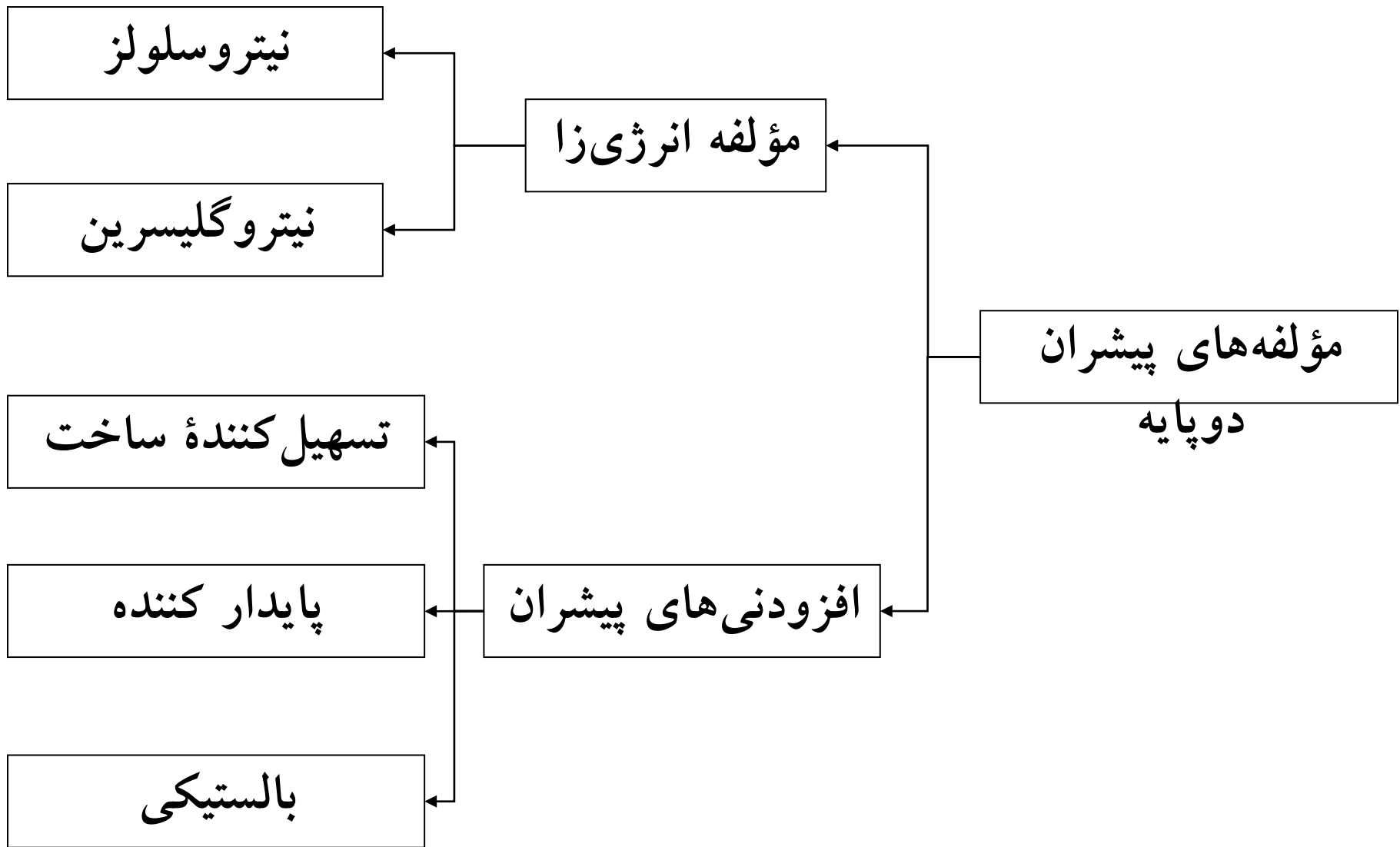
۳-۱- پیشران‌های همگن

اگر سوخت و اکسیدکننده در یک مولکول باشند، پیشران را همگن گویند. پیشران‌های همگن در یک دسته‌بندی کلی، به تک‌پایه و دو پایه تقسیم می‌شوند.

در پیشران‌های تک‌پایه، نیتروسلولز به کار می‌رود. ساختار متخلخل الیافی نیتروسلولز منجر به سوزش حجمی و انفجار می‌شود. حذف این انفجار با تلفیق نیتروسلولز با محلولی غیرفرار صورت می‌پذیرد. از این ترکیب، جرمی ژلاتینی با خاصیت پلاستیکی به دست می‌آید که همان پیشران دو پایه است.

در این پیشران‌ها از نیتروگلیسرین به عنوان محلول غیرفرار استفاده شده است. هر دو مؤلفه‌ی یاد شده (نیتروسلولز و نیتروگلیسرین) از مواد منفجره محسوب می‌شوند. در حالت عمومی مؤلفه‌هایی که یک پیشران دو پایه را تشکیل می‌دهند، عبارتند از:

مؤلفه‌های انرژی‌زا؛ افزودنی‌های تسهیل‌کننده ساخت؛ افزودنی‌های پایدارکننده شیمیایی؛ افزودنی‌هایی برای کارکردهای ویژه و افزودنی‌های بالستیکی (شکل ۳-۱).



شکل ۱-۳ مؤلفه‌های تشکیل‌دهنده یک پیشران دو پایه

۳-۱-۱- مولفه‌های انرژی‌زا

مؤلفه انرژی‌زا مخلوطی از نیتروسلولز و نیتروگلیسرین است. نیتروسلولز و نیتروگلیسرین هر کدام به تنهایی، مخلوط سوخت و اکسیدکننده هستند. ولی نیتروسلولز افزون‌بر این، نقش پلیمر را نیز بر عهده دارد، به این معنا که به‌عنوان واسط نگهدارنده‌ی سوخت و اکسیدکننده عمل می‌کند.

نیتروسلولز از واکنش مخلوط اسیدنیتریک و اسیدسولفوریک با سلولز به‌دست می‌آید.

نیتروگلیسرین (که همان تری‌نیتريت گلیسرول و روغنی بی‌رنگ است) از نترات کردن گلیسرین به‌وسیله بخار سولفونیتریک به‌دست می‌آید.

ترکیب نیتروگلیسرین به گونه‌ای است که محصولات واکنش آن می‌تواند نقش اکسیدکننده را داشته باشد و به همین ترتیب محصولات واکنش نیتروسلولز نیز می‌تواند نقش سوخت را ایفا کند. نسبت استوکیومتری ترکیب این دو یعنی نیتروگلیسرین به نیتروسلولز، 8.57 است، ولی از آن جا که نیتروگلیسرین مایعی روغنی است، برای جامد نگه‌داشتن پیشران و همچنین امنیت آن در مقابل خود اشتعالی، پیشران نمی‌تواند بیش از 43.5 درصد، نیتروگلیسرین داشته باشد.

نیتروگلیسرین می‌تواند عامل نرم‌کننده‌ی پیشران نیز به حساب آید.

۳-۱-۲- افزودنی‌های پیشران

افزودنی‌های تسهیل‌کننده ساخت: این افزودنی‌ها برای آسان کردن فرآیند ساخت لازم هستند. به عنوان نمونه می‌توان به نرم‌کننده‌ها (Plasticizers) اشاره کرد که پدیده ژلاتینه کردن را بهبود می‌بخشند و میزان آن‌ها در پیشران از صفر تا ۱۰ درصد تغییر می‌کند. از فتالیت‌ها (Phthalates) یا تری‌استات (Triacetate) نیز برای کم کردن حساسیت نیتروگلیسرین برای سرو کار داشتن مطمئن‌تر با پیشران استفاده می‌شود. از افزودنی‌های دیگر همچون گرافیت، برای تسهیل در بعضی کاربردها مثلاً برای روان شدن پودرهای ریخته‌گری، به مقدار کم، حدود 0.1 درصد کمک گرفته می‌شود.

متداول ترین نرم کننده‌هایی که به کار می‌روند، عبارتند از:

- دی اتیل فتالیت برای پیشران‌های دو پایه که با فرایند اکستروژن تولید شده‌اند (پیشران‌های دو پایه اکستروژنی)
- دی اکتیل فتالیت برای پیشران‌های دو پایه که با فرایند ریخته‌گری تولید شده‌اند (پیشران‌های دو پایه ریخته‌گری شده)
- تری استات گلیسرول تری استین یا تری استات برای پیشران‌های دو پایه ریخته‌گری شده

افزودنی‌های پایدارکننده: استرهای نیتريت پیشران‌های

دوپایه، بسته به زمان و دما در نرخ‌های متفاوتی تجزیه می‌شوند. اگر این تجزیه کنترل نشود، آثار مخربی بر اطمینان، کیفیت و کارکرد پیشران خواهد داشت. به کمک افزودنی‌های پایدارکننده واکنش کنترل می‌شود.

متداول ترین پایدارکننده‌ها عبارتند از:
"Diethyl Diphenyl Urea" یا "Centralite Acts" که البته
برای پیشران‌های با ضخامت وب زیاد، مناسب نیست و می‌تواند باعث
انفجار پیشران شود.

"2- Nitrodiphenylamine"

"N-Methyl-para-nitro-aniline"

افزودنی‌های بالستیکی : از آن جا که نرخ سوزش پیشران‌های دوپایه
به شدت با فشار تغییر می‌کند، در طول زمان احتراق آن‌ها، نوسانات
کوچک احتراق، به تغییرات فشار می‌انجامد. این موضوع باعث افزایش
نرخ سوزش و در نتیجه افزایش فشار و انفجار موتور می‌شود. برای
کنترل این پدیده، با اضافه کردن افزودنی‌های بالستیکی به پیشران،
حساسیت نرخ سوزش آن را نسبت به تغییرات فشار کم می‌کنند.

افزودنی‌هایی که برای بهبود شرایط بالستیکی به کار گرفته می‌شوند با کاربرد ترکیبات فلزی، مانند نمک‌ها و اکسیدهای سرب به دست می‌آیند. اکسیدهای سرب، بر سطح انرژی، نرخ سوزش، بازه‌ی فشار عملیاتی و فرآیند ساخت پیشران اثر می‌گذارند. محصولات با بنیاد مسی نیز برای پایداری اثرات کاتالیزرهای دیگر استفاده می‌شوند.

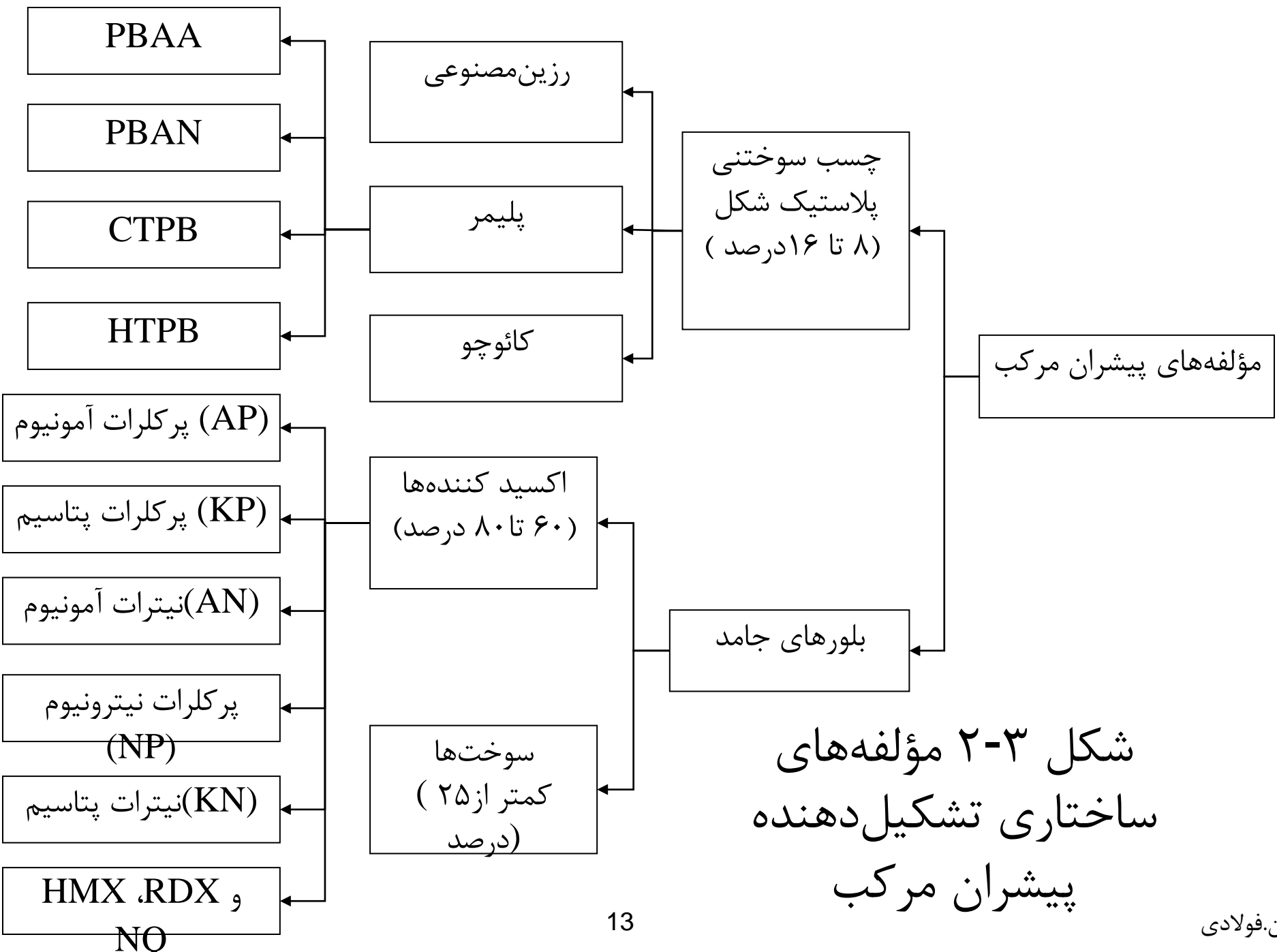
برخی ویژگی‌های طراحی موتور باعث می‌شود تا افزودنی‌های دیگری نیز به کار گرفته شود. به عنوان نمونه کاربرد ذرات جامد در گازهای احتراق، باعث تقلیل اثرات ناپایداری اکوستیکی احتراق می‌شود.

۳-۲- پیشران‌های مرکب

توزیع سوخت و اکسیدکننده در پیشران‌های مرکب نسبت به پیشران‌های همگن متفاوت است. در این نوع پیشران، سوخت و اکسیدکننده یک مولکول نیستند و پیشران آمیزه‌ای از بلورهای اکسند در چسب سوختنی آلی پلاستیک شکل است.

در بیش‌تر کاربردهای عملی، پیشران‌های مرکب به صورت متصل به بدنه به کار می‌روند؛ به این معنا که پیشران به همراه بدنه، یک قطعه را تشکیل می‌دهند. در پیشران‌های متصل به بدنه اختلاف زیاد بین ضریب انبساط حرارتی بدنه و پیشران باعث می‌شود، تنش‌های حرارتی زیادی به پیشران وارد شود. در زمان روشن شدن موتور، افزون بر این تنش، تنش‌ها و کرنش‌هایی نیز ناشی از کج‌شدگی بدنه‌ی تحت فشار اضافه می‌شود.

از این رو پیشران باید ویژگی‌های الاستیکی داشته باشد. چنین ویژگی‌هایی تنها توسط چسب سوختنی پلاستیک شکل فراهم می‌شود در شکل (۲-۳) مؤلفه‌های ساختاری تشکیل‌دهنده پیشران مرکب نشان داده شده است. می‌توان گفت پیشران مرکب از دو بخش اصلی ساخته شده است: چسب سوختنی پلاستیک شکل و بلورهای جامد.



شکل ۲-۳ مؤلفه‌های ساختاری تشکیل‌دهنده پیشران مرکب

۳-۲-۱- چسب سوختنی پلاستیک شکل (Binder)

چسب‌های سوختنی پلاستیک شکل، بستری چسبناک برای اتصال مولفه‌های بلورین پیشران به یکدیگر فراهم می‌کنند. انواع این چسب‌ها عبارتند از رزین‌های مصنوعی، کائوچوها و پلیمرها. معمولاً نام پیشران با توجه به نوع چسب سوختنی پلاستیک شکل آن تعیین می‌شود.

امروزه پرکاربردترین چسب‌های سوختنی عبارتند از پلیمرهای تهیه‌شده بر پایه پلی‌بوتادین‌ها که پلی‌اورتان از آن‌ها خارج شده است.

از چنین پلیمرهایی می‌توان به کوپلیمر اسید پلی‌بوتادین اکریلیک (Polybutadiene Acrylic Acid-PBAA)، ترموپلیمر ترکیب اسید پلی‌بوتادین اکریلیک و اکریلونیتریل (Polybutadiene Acrylonitrile Acrylic Acid-PBAN Carboxyl-) و همچنین گروه پلی‌بوتادین‌ها با انتهای کربوکسیلی (terminated Polybutadiene-CTPB) و انتهای هیدروکسیلی (Hydroxyl-terminated Polybutadiene-HTPB) اشاره کرد.

۳-۲-۲-۱- اکسیدکننده‌ها

یک اکسندهی خوب ظرفیت فراهم کردن اکسیژن کافی برای سوزاندن چسب سوختنی پلاستیک شکل و دیگر سوخت‌ها را با بیشینه حرارت احتراق دارد و همچنین آنتالپی تشکیل آن در حد امکان بالاست.

معمولاً اکسنده‌ها از بلورهای خردشده‌ی یکی از مواد زیر تشکیل می‌شوند:

- پرکلرات آمونیوم (AP): بیش‌ترین کاربرد را دارد؛ زیرا اکسنده‌ای چگال، از نظر گرمایی پایدار و با اکسیژن زیاد است. در مجموع کارکرد و قیمت آن متوسط است.

- پرکلرات پتاسیم (KP): اکسنده‌ای چگال و پایدار از نظر گرمایی با اکسیژن زیاد است که آنتالپی تشکیل آن کم‌تر از AP است و نمای فشار پشیران را افزایش می‌دهد.

- نترات آمونیوم (AN): آنتالپی تشکیل کم‌تری دارد که در نتیجه، ضربه ویژه پشیران حاوی آن کم‌تر از ضربه ویژه پشیران‌های با پرکلرات است. کارکرد این اکسیدکننده متوسط و قیمت آن پایین است.

- پرکلرات نیترونیوم (NP): بسیار فعال و ناپایدار است.
- نیترات پتاسیم (KN): کارکرد و قیمت آن پایین است.
- HMX- (Cyclotetramethylene tetranitramine)
(CH₂N₂O₂)، RDX (Cyclotrimethylene)
trinitramine و (Nitroguanidine) NQ: در واقع اکسنده
نیستند و به عنوان بلور جامد پر انرژی تکمیل کننده در پیشران
استفاده می شوند.

۳-۲-۲-۱- سوختها

با افزودن گردهای فلزی (آلومینیوم، منیزیم، بر، زیرکونیوم و برلیوم)
(به صورت ذرات کروی با قطر ۵ تا ۶۰ میکرومتر) به عنوان سوخت به
پیشرانهای جامد، ضربه‌ی ویژه و چگالی آن را می توان افزایش داد.

متداول ترین آن‌ها آلومینیوم است که سوختی جهانی برای پیشران‌های مرکب به حساب می‌آید.

زیرکونیوم از نظر کارکرد ضعیف است، ولی چگالی بالایی دارد. منیزیوم در پیشران‌های تمیز (کم دود) به کار می‌رود.

به علت سمی بودن محصولات احتراق، از برلیوم تنها در کاربردهای ویژه استفاده می‌شود.

در خلال سوختن، ذرات آلومینیوم تمایل به انسجام و تشکیل توده‌های اکسید آلومینیوم (Al_2O_3) در سطح اشتعال دارند.

این توده‌ها می‌توانند چنان بزرگ باشند که سرعت و دمای آن‌ها تفاوت چشمگیری با سرعت و دمای گازهای حامل آن‌ها در شیپوره داشته باشد. این پدیده با نام جریان دو فازی، بر رانش و ضربه‌ی ویژه موتور به صورت جدی اثرگذار است.

۳-۲-۳- تقسیم‌بندی پیشران‌های مرکب

پیشران‌های مرکب را می‌توان به صورت زیر تقسیم‌بندی کرد :

پیشران‌های مرکب متداول که معمولاً از ۶۰ تا ۷۲ درصد پرکلرات آمونیوم به عنوان اکسیدکننده تا ۲۲ درصد پودر آلومینیوم به عنوان سوخت فلزی و از ۸ تا ۱۶ درصد چسب آلی پلاستیک‌شکل تشکیل شده‌اند.

پیشران‌های مرکب اصلاح شده که به آن‌ها نیترامین انرژی‌زا (HMX یا RDX) برای بهبود کارایی اضافه شده است.

پیشران‌های مرکب اصلاح شده که به آن‌ها نرم‌کننده‌ی انرژی‌زا (مثل نیتروگلیسرین) برای بهبود کارایی اضافه شده است.

پیشران‌های مرکب با انرژی کم که به جای پرکلرات آمونیوم از نیترات آمونیوم به عنوان اکسیدکننده استفاده می‌کند و برای مولدهای گاز به کار می‌رود.

۳-۳- پیشران‌های مرکب پر انرژی

اگر در ترکیب پیشران مرکب، به جای چسب از ماده منفجره مانند نیتروگلیسرین استفاده شود، پیشران حاصل را پیشران مرکب پرانرژی گویند. این پیشران‌ها بر پایه شیوه‌ی تولیدشان دو دسته مجزا دارند:

- پیشران‌هایی که به شیوه‌ی ریخته‌گری مشابه پیشران‌های دو پایه تهیه می‌شوند. از این نمونه می‌توان به پیشران‌های دو پایه ریخته‌گری شده‌ی اصلاح شده مرکب (Composite Modified Double Base Propellante (CMDB اشاره کرد. در صورتی که به آن پرکلرات آمونیوم جامد و آلومینیوم هم افزوده شود پیشران‌های دو پایه‌ی اصلاح شده الاستمری (Elastomeric Modified Double Base Propellante (EMCDB ایجاد می‌شوند.

- پیشران‌هایی که به شیوه‌ای مشابه پیشران‌های مرکب تولید می‌شوند. از این نمونه XLDB (Crosslinked Double Base) یا NEPE (Nitrate Ester Polyether) را می‌توان نام برد. سازنده‌های اصلی XLDB عبارتند از: نیتروسلولز؛ پلی‌استرها؛ پلی‌اترها و غیره به عنوان پلیمر، نیتروگلیسرین، تری‌نیترات بوتانتریول و غیره به عنوان نرم‌کننده انرژی‌زا، عوامل لازم برای پروریدن در فرایند ساخت، پایدارکننده‌های شیمیایی و در صورت نیاز برخی نرم‌کننده‌های غیرانرژی‌زا.

کاربری پیشران‌های مرکب پر انرژی و دوپایه اصلاح شده با HMX در موشک‌های تاکتیکی به علت ضریب دمایی و نمای فشاری نسبتاً بالا و حساسیت به ضربه به‌ویژه در دماهای کم محدود است

۳-۴- ملاحظات طراحی در انتخاب پیشران‌ها

برای انتخاب پیشران، نیاز به معرفی معیارهای مناسبی است که بر پایه آن‌ها بتوان پیشران‌ها را با یکدیگر مقایسه کرد و با توجه به مأموریت و الزامات موتور تحت طراحی، پیشران مناسب را انتخاب کرد. انواع پیشران‌ها بر پایه معیارهای مختلف، دارای مزایا و معایبی هستند. برخی معیارهایی که بر پایه آن به ارزیابی و انتخاب پیشران‌ها پرداخته می‌شود عبارتند از: کارکرد (ضربه ویژه)؛ میزان دود در محصولات احتراق؛ سمی بودن؛ چگالی؛ مخاطره؛ نمای فشار و ضریب دمایی نرخ سوزش؛ دمای شعله و هزینه مواد اولیه و تولید.

ضربه ویژه استاندارد $I_{sp, st}$ مشخصه‌ای از توانایی انرژی‌تیک پیشران است.

طبق تعریف، ضربه ویژه استاندارد (بر پایه تعاریف روسی) در شرایطی به دست می آید که محصولات احتراق در حالت تعادل بوده، فشار محفظه احتراق $P_c = 40bar$ و فشار مقطع خروجی شیپوره $P_e = 1bar$ باشد. افزون بر این فرض می شود که شیپوره در رژیم نامی کار می کند. در کشورهای غربی فشار محفظه احتراق برای ضربه ویژه استاندارد $P_c = 70bar$ است.

مقدار ضربه ویژه برای پیشران‌های مختلف را از محاسبات ترمودینامیکی به دست می آورند. سپس آن‌ها را به صورت جدول و نمودار ارائه می کنند.

برای منظور کردن تلفات محفظه احتراق، باید "نیروی جلوبرنده ویژه استاندارد" را ۴-۵٪ کاهش داد. بنابراین "ضربه ویژه استاندارد" کاهش یافته برابر خواهد بود با:

$$I_{sp, st, a} = (0.95 - 0.96) I_{sp, st} \quad (1-3)$$

در پیشران‌های جامد دارای آلومینیوم، باید تلفات دیگری نیز برای ضربه ویژه منظور کرد که از جریان دوفازی گاز ناشی می‌شود؛ یعنی وجود ذرات جامد اکسید آلومینیوم در محصولات احتراق گازی شکل. ضربه ویژه استاندارد کاهش یافته در این حالت از فرمول زیر به دست می‌آید:

$$I_{sp, st, a} = I_{sp, st, i} \left(1 - 0.01(4.3 + 0.17A + 0.009A^2) \right) \quad (2-3)$$

که A ، درصد وزنی محتوای آلومینیوم است.

برای محاسبه ضربه ویژه موتور در رژیم نامی کار شیپوره ($I_{sp,a}$) به کمک ضربه ویژه استاندارد کاهش یافته ($I_{sp,st,a}$) از رابطه زیر استفاده می‌شود که بر پایه محاسبات تئوری می‌توان روابط زیر را به دست آورد :

$$\frac{I_{sp,a}}{I_{sp,st,a}} = \left[\frac{1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - \left(\frac{1}{70} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3-3)$$

در روابط بالا واحد ضربه ویژه، ثانیه است و فشار محفظه احتراق (P_c) و فشار در مقطع خروجی شیپوره (P_e) بر حسب بار هستند.

پردود بودن، مشخصه‌ای منفی برای پیشران محسوب می‌شود؛ زیرا رؤیت‌پذیری موشک را زیاد کرده و بنابراین آسیب‌پذیری موشک افزایش می‌یابد. بیش‌تر پیشران‌های مرکب، دارای محصولات احتراق دودی هستند. با کاهش درصد آلومینیوم یا کاربرد اکسیدکننده‌ای غیر از پرکلرات آمونیوم، مقدار دود کاهش می‌یابد.

میزان سمی بودن پیشران‌ها نیز از اهمیت خاصی برخوردار است. برخی از کاتالیزرهای نرخ سوزش یا عوامل اتصال‌دهنده در پیشران‌های مرکب، از نظر پوستی و تنفسی سمی هستند و در زمان کار با آن‌ها باید بسیار دقت کرد.

اگر گازهای خروجی از موتور، محتوی برلیم یا ذرات اکسید برلیم، گاز کلرین، گازهای اسید هیدروکلریک، گازهای اسید هیدروفلوریک یا بعضی دیگر از ترکیبات فلورین باشد، سمی است. مثلاً اگر در پیشران، پرکلرات آمونیوم به عنوان اکسیدکننده حضور داشته باشد، گازهای خروجی تا ۱۴ درصد اسید هیدروکلریک در خود خواهد داشت.

تبدیل سوزش به انفجار در پیشران‌ها در اثر افزایش فشار محفظه باعث می‌شود تا خطرات زیادی موتور را تهدید کند. پیشران‌هایی که از حالت سوزش به انفجار منتقل می‌شوند، از مخاطره‌ی بالایی برخوردارند؛ از این منظر کلاس 1/1 به آن‌ها اطلاق می‌شود. پیشران‌هایی که منفجر نمی‌شوند، در کلاس 1/3 قرار می‌گیرند.

دمای شعله‌ی زیاد به معنی نیاز به عایق حرارتی ضخیم‌تر و گران‌تر در شیپوره و محفظه است. این امر افزایش جرم سازه موتور و کاهش شاخص تکامل جرمی موتور را به دنبال دارد. دمای سوزش سوخت را می‌توان از رابطه زیر محاسبه کرد :

$$T_f = T_{f,st} + 1.12 (P_c - 40) \quad (۴-۳)$$

که $T_{f,st}$ ، دمای استاندارد سوزش است و از جداولی به دست می‌آید که بر پایه محاسبات ترمودینامیکی محاسبه شده‌اند ، P_c فشار در محفظه احتراق بر حسب بار است. این رابطه تحت شرط زیر صادق است:

$$3000^\circ K \leq T_{f,st} \leq 3500^\circ K$$

مقدار ضریب دمایی نرخ سوزش، مبین حساسیت نرخ سوزش به دمای اولیه است. پیشرانی با چنین مشخصه‌ای نمی‌تواند در بازه‌ی وسیعی از دمای محیط، کارکرد مناسب داشته باشد.

یکی از مشخصه‌های منفی پیشران، زیاد بودن نمای فشار است؛ زیرا در موتوری با چنین پیشرانی، نوسانات فشار محفظه، تغییرات زیادی در نرخ سوزش و کارکرد موتور ایجاد خواهد کرد.

برای مقایسه‌ی کلی بین پیشران‌ها، جدول (۱-۳) مزایا و معایب چندین نوع پیشران را نشان داده است. به کمک این جدول با سرعت بیش‌تری می‌توان به مقایسه معیارهای ارزیابی پیشران‌های مختلف پرداخت و به همین دلیل این جدول در انتخاب پیشران نقش مهمی ایفا می‌کند. در جداول (۲-۳) و (۳-۳) مشخصات برخی پیشران‌های موشکی ارائه شده است.

جدول ۱-۳ مقایسه کلی بین پیشران‌ها

ردیف	نوع پیشران	عملکرد	هزینه	سمی بودن	محصولات خروجی	نرخ سوزش	منخصات مکانیکی	چگالی	مخاطره تولید	توضیحات
۱.	EDB	ضعیف	نسبتاً کم	غیر سمی	بدون دود	باره وسیع کنترل خوب	خوب	کم	ریاد تا متوسط	جهت نصب نیار به تجهیزات ساره‌ای دارند. NG ممکن است تبخیر شود. قطر بوسیلده پرمس‌های اکستروژن در دسترس محدود می‌شود. نمای فشار کم - ضریب دمای کم.
۲.	CDB	ضعیف	بیشتر از ردیف ۱	غیر سمی	بدون دود	باره وسیع کنترل خوب	خوب	کم	ریاد تا متوسط	NG ممکن است تبخیر شود - ضریب انبساط حرارتی کم.
۳.	CMDB	خوب	متوسط	نسبتاً سمی	انداکی دودی		خوب	ریاد	ریاد	دمای شعله ریاد - حساس به رطوبت - مقدار نمای فشار ریاد است و ضریب دمای نسبتاً بالا.
۴.	AP/AL/PBAN یا CTPB یا PU	خوب	کم تا متوسط	سمی	دودی	کنترل خوب	خوب	ریاد		معمولاً احتراق پایدار دارد، عمر خوب - باره حرارتی وسیع - حساسیت دمای کم تا متوسط - دمای شعله ریاد - مطمئن.
۵.	AP/AL HTPB	نسبتاً بهتر از ردیف ۴	متوسط	سمی	دودی	وسیع ترین باره کنترل خوب	خوب			وسیع ترین باره دمای محیطی - احتراق پایدار - پایداری مناسب برای انبارداری - حساس به رطوبت - دمای شعله نسبتاً ریاد.
۶.	AP/AL/PB + HMX یا RDX	عالی	ریاد	سمی	دودی	کنترل خوب ولی مشکلی	نسبتاً خوب	ریاد	ریاد	احتراق پایدار - دمای شعله ریاد - نمای فشار متوسط تا ریاد.
۷.	مرکب پر انرژی	عالی	ریاد			باره بسیار وسیع		ریاد		حساس به ضربه و نمای فشار ریاد.
۸.	دوپایه اصلاح شده با HMX	عالی	ریاد	نسبتاً سمی	انداکی دودی	باره بسیار وسیع		ریاد	ریاد	احتراق پایدار - دمای شعله ریاد - حساس به رطوبت - مقدار نمای فشار ریاد و ضریب دمای نسبتاً بالا.
۹.	نیترات آمونیوم اصلاح شده با HMX یا RDX	مناسب	نسبتاً ریاد	غیر سمی	بدون دود	باره کم		متوسط	نسبتاً ریاد	حساس به ضربه.
۱۰.	RDX /HMX یا پلیمر	ضعیف		غیر سمی	دود کم			کم		دمای احتراق کمتر.

جدول ۲-۳ مشخصات کمی ۹ نوع پیشران

فرایند ساخت	مخاطره	کرنش (%) / تنش (Psi)		نمای فشار	نرخ سوزش*) mm/S (e	درصد فلز	چگالی) gr/c (m ³	دمای شعله) (K	ضربه ویژه* (Se)	نوع پیشران
		F ۱۵۰	-۶۰ F							
اکستروود	۱/۱	۶۰/۴ ۹۰	۲/۶۰۰ ۰	۳۰/۰	-۴۸/۳۰ ۲۷/۱	۰	۶۰۵/۱	۲۵۵۰	-۲۳۰ ۲۲۰	DB
اکستروود	۳/۱	۵۰/۱ ۲۰	۵/۲۷۵ ۰	۴۰/۰	-۴/۲۵ ۰۸/۵	-۲۱ ۲۰	۷۹۹/۱	۳۸۸۰	-۲۶۵ ۲۶۰	DB/AP/ A1
ریخته‌گری	۱/۱	۳۳/۵ ۰	۳/۲۳۷ ۵	۴۹/۰	-۴۸/۳۰ ۰۸/۵	۲۰	۷۹۹/۱	۴۰۰۰	-۲۷۰ ۲۶۵	DB/AP- HMX/A1
ریخته‌گری یا اکستروود	۳/۱	۲۲۰/۳۸	۱۵۰/۳ ۶۵	۳۵/۰	-۸۶/۲۲ ۶۲/۷	۲۱	۷۷۲/۱	۳۳۸۰	-۲۶۵ ۲۶۰	PVC/AP/ A1

فرایند ساخت	مخاطره	کرنش (%) / تنش (Psi)		نمای فشار	نرخ سوزش* (mm/Se)	درصد فلز	چگالی (gr/cm ³)	دماي شعله (K)	ضربه ویژه* (Se)	نوع پیشران
		۱۵۰. F	-۶۰. F							
ریخته گری	۳/۱	۳۳/۷۵	۶/۱۱۷۰	۱۵/۰	-۸۶/۲۲ ۰.۸/۵	-۲۰ ۱۶	۷۷۲/۱	۳۴۴۰	۲۶۰-۲۶۵	PU/AP/Al
ریخته گری	۳/۱	۲۸/۷۱	۱۶/۵۲. at 10) (F	۳۳/۰	-۴/۲۵ ۳۵/۶	۱۶	۷۷۲/۱	۳۵۰۰	۲۶۰-۲۶۳	PBAN/AP/ AL
ریخته گری	۳/۱	۷۵/۸۸	۲۶/۳۲۵	۴۰/۰	-۸/۵۰ ۳۵/۶	-۱۷ ۱۵	۷۷۲/۱	۳۴۴۰	۲۶۰-۲۶۵	CTPB/AP/ Al
ریخته گری	۳/۱	۳۳/۹۰	۵۰/۹۱۰	۴۰/۰	-۲/۷۶ ۳۵/۶	۴-۱۷	۸۵۵/۱	۳۴۴۰	۲۶۰-۲۶۵	HTPB/AP/ Al
ریخته گری	۳/۱	۳۱/۴۱	۱۳/۵۰۰	۳۵/۰	-۰.۲/۳۳ ۳۵/۶	۱۴	۷۷۲/۱	۳۴۴۰	۲۶۰-۲۶۵	PBAA/AP/ Al

* ضربه ویژه در شرایط مرجع (فشار محفظه ۷۰ bar و فشار خروجی ۱ bar) و نرخ سوزش برای فشار ۷۰ bar داده شده اند

جدول ۳-۳ مشخصات کمی ۳ نوع پیشران [۱۱]

مخاطره	نمای فشار	نرخ سوزش* (mm/S) (e)	چگالی (gr/cm ³)	دمای شعله (K)	ضربه ویژه* (Se)	ترکیبات %				نوع پیشران
						پرکلرات آمونیوم	HMX	آلومنیوم	چسب سوختنی	
۳/۱	۴۵/ -۰ ۲۸/ ۰	۷-۵/۱۶	-۸۱/۱ ۷۶/۱	-۳۶۳. ۳۴۱.	۲۴۹-۲۵۴	۶۶-۷۰	۰-۲۰	۱۸-۲۱	۱۰-۱۴	HTPB/AP/ Al
۱/۱	۶۰/ ۰	۷-۵/۱۲	-۸۹/۱ ۸۷/۱	-۳۸۵. ۳۶۸.	۲۵۴-۲۵۶	۲-۱۴	۲-۴۰	۱۹-۲۱	۲۵-۲۷	XLDB
۱/۱	۶۰/ ۰	۹-۱۴	-۸۹/۱ ۸۵/۱	-۳۷۸. ۳۶۰.	۲۵۵-۲۵۸	۵-۱۵	۴۰-۵۲	۱۷-۲۱	۲۳-۲۷	NEPE

* ضربه ویژه در شرایط مرجع (فشار محفظه ۴۰ bar و فشار خروجی ۱ bar) و نرخ سوزش برای فشار ۴۰ bar داده شده اند

پرسش‌های فصل ۳

- ۱- نقش مؤلفه‌های نیتروسولوز و نیتروگلیسرین را از نظر سوخت و اکسیدکننده در یک پیشران مرکب تشریح کنید.
- ۲- نقش چسب‌های سوختنی در پیشران‌های مرکب چیست؟
- ۳- مؤلفه‌های ساختاری پیشران‌های دو پایه‌ی اصلاح شده الاستمری را بیان کنید.
- ۴- معیار دسته‌بندی پیشران‌ها در سه دسته‌ی دوپایه، مرکب و مرکب پرانرژی را مورد بحث قرار دهید.
- ۵- جریان دوفازی در پیشران‌های مرکب چگونه به وجود می‌آید؟

فصل ۴ - فرایند طراحی موتور سوخت جامد

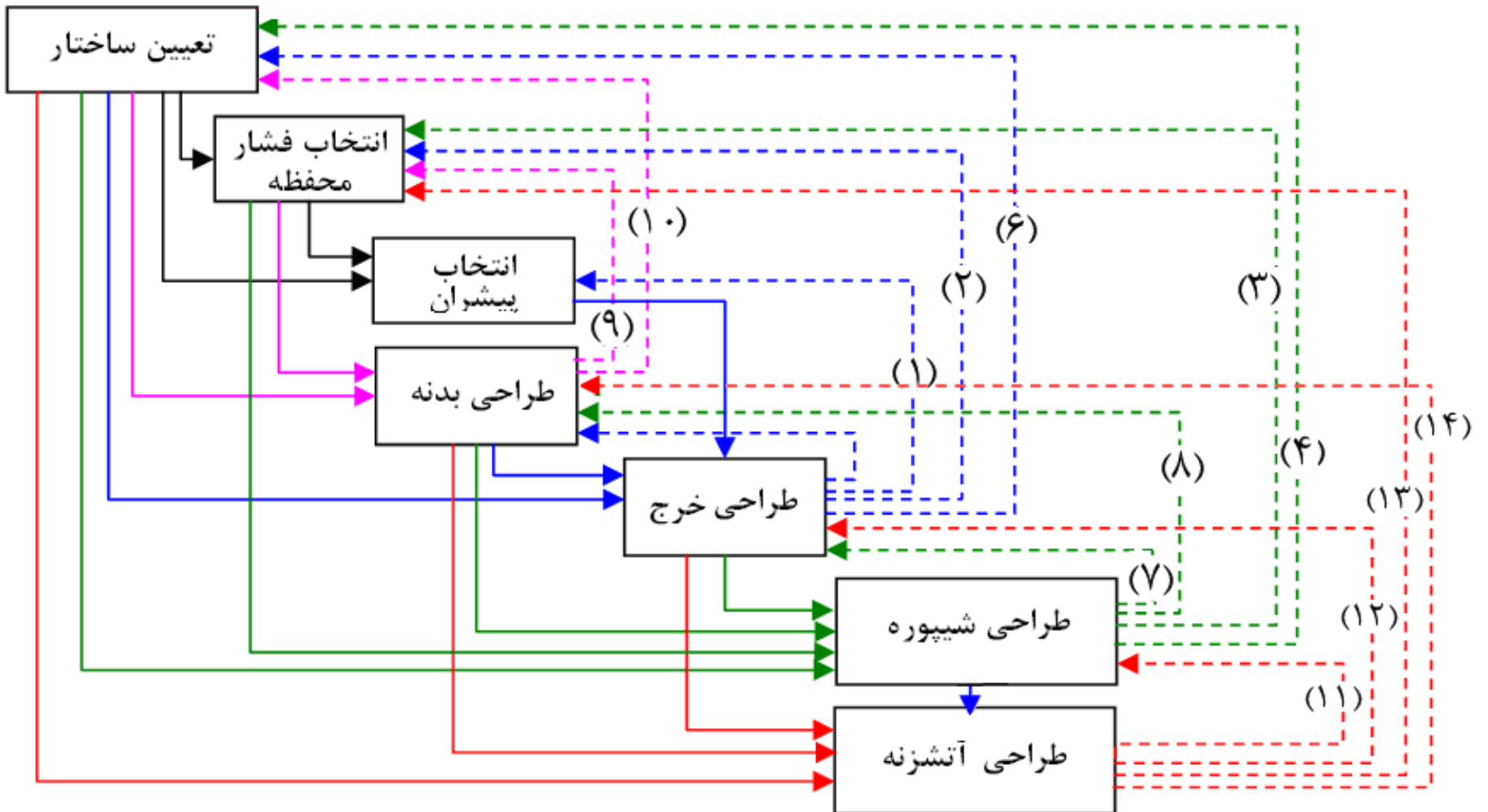
۴-۱- الگوریتم طراحی موتور سوخت جامد

اگرچه در طراحی همه‌ی موتورهای سوخت جامد، مؤلفه‌های مشترک زیادی وجود دارد، با این حال فرآیند و شیوه‌ی طراحی واحد و مشخصی برای موتورهای سوخت جامد وجود ندارد. در مراکز و مؤسسه‌های مختلف، بسته به ملزومات موتور سوخت جامد و ابعاد آن، طراحان تجربیات و توالی گام‌های طراحی متفاوتی دارند .

در این فصل الگوریتمی برای طراحی موتورهای سوخت جامد ارائه می‌شود. سپس بخش‌هایی از این الگوریتم به صورت دقیق‌تر تشریح می‌شود. در پایان به عنوان نمونه به طراحی مفهومی یک موتور خاص پرداخته می‌شود.

الگوریتم طراحی به صورت بلوک‌دیاگرام در شکل (۴-۱) معرفی شده است. در این دیاگرام سعی شده بخش‌های مختلف طراحی به همراه توالی و تکرار آن‌ها مشخص شوند. خطوط پر، نشان‌دهنده‌ی توالی الگوریتم و خط‌چین‌ها، نشان‌دهنده‌ی تکرار در جهت تصحیح پارامترهای طراحی هستند.

در این شکل تعداد تکرارها مقید و مشروط نشده است و تلاش شده ارتباط بین مراحل مختلف نمایش داده شود. برای ایجاد درکی مناسب از چگونگی کارکرد الگوریتم شکل (۴-۱)، لازم است تا هم مراحل طراحی و هم تکرارهای موجود در الگوریتم تشریح شود.



شکل ۱-۴ دیاگرام طراحی مفهومی موتور

ورود مراحل مختلف به حلقه طراحی موتور، از چپ به راست است. در نخستین مرحله از طراحی و در فاز طراحی مفهومی، متناسب با ملزومات، ساختاری مناسب برای موتور در نظر گرفته می‌شود. تعیین ساختار به منزله‌ی ترسیم نقشه‌ی جانمایی و اولیه برای موتور است.

پس از این مرحله، برای کارکرد موتور فشاری مناسب انتخاب می‌شود. این انتخاب بر پایه تجربه طراح (یا مراجعه به نمونه‌های مشابه) و با توجه به ساختار موتور انجام می‌شود.

در مرحله بعد، پیشران موتور انتخاب می‌شود. در مرحله طراحی مفهومی از جزئیات مباحث طراحی بدنه صرف نظر شده و به جای آن از تخمین‌های مهندسی کمک گرفته می‌شود.

بر این اساس و به کمک مشخصات پیشران انتخاب شده و فشار محفظه، محاسبات طراحی مفهومی انجام شده و برخی از پارامترهای طراحی خرج و طراحی شیپوره (که برای آنها محدودیت وجود دارد) به دست می‌آید.

به کمک مقایسه‌ی پارامترهای محاسبه شده با محدودیت‌های در نظر گرفته شده، مشخص خواهد شد که فشار و پیشران انتخابی مناسب هستند یا نیاز به تصحیح دارند. به این ترتیب، فشار و پیشران آن قدر اصلاح خواهند شد تا بتوان از حلقه‌های طراحی خارج شد.

در مراحل مختلف تعیین پارامترهای طراحی همچون پارامترهای بدنه، پارامترهای شیپوره و پارامترهای آتشنه، با مراجعه به مرحله تعیین ساختار موتور، شمای کلی طرح به دست می‌آید.

در پایان طراحی مفهومی موتور، نوع پیشران، مقدار فشار متوسط محفظه و شمای کلی موتور مشخص شده است، افزون بر این برخی مشخصات و ملزومات طراحی اولیه خرج و شیپوره نیز تعیین شده است.

در صورتی که طراحی، پیچیدگی چندانی نداشته باشد، معمولاً ترتیب مراجعه به تکرارها قابل پیش بینی است و می تواند از تکرار (۱) شروع و به تکرار (۱۴) ختم شود.

در تکرار شماره (۱)، با توجه به پارامترهای اولیه خرج و همچنین جان خرج (که از حاصل ضرب زمان و نرخ سوزش به دست می آید)، درستی پیشران انتخاب شده بررسی می شود.

به عنوان نمونه، نسبت جان سوخت به شعاع موتور باید به گونه‌ای باشد که در بازه‌ی مناسبی قرار داشته باشد. مثلاً اگر این پارامتر در محدوده‌ی ۵/۰ باشد، می‌توان از خرج ستاره‌ای استفاده کرد، ولی اگر مقدار نسبت یادشده ۸/۰ یا بیش‌تر باشد، نمی‌توان خرج ستاره‌ای به کار گرفت.

از این‌رو با عنایت به محدودیت‌های دیگر از جمله ساخت، محدودیت‌های لجستیکی و دیگر محدودیت‌ها، نسبت جان خرج به شعاع موتور باید نوع خرج قابل قبولی را تحمیل کند.

لازم به یادآوری است برخی پیشران‌ها، نرخ سوزش قابل تنظیمی دارند به این ترتیب که بدون تغییر دیگر مشخصات، با تغییر اندکی در ترکیب سوخت می‌توان نرخ سوزش را در بازه‌ی مشخصی تغییر داد.

از این رو تکرار (۱) می‌تواند به معنی تغییر در نرخ سوزش پیشران نیز باشد.

پس از مرحله‌ی تعیین پیشران، برای تعیین پارامترهای اولیه خرج، طراحی دوباره به مرحله طراحی خرج باز می‌گردد.

در تکرار شماره (۲)، تاثیر تغییر فشار بر مشخصات خرج مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. پس از این تکرار طراحی موتور، مرحله‌ی طراحی بدنه را طی می‌کند تا قطر داخلی بدنه و در واقع قطر خارجی خرج را مشخص کند و سپس مجدداً برای تعیین پارامترهای اولیه خرج به مرحله طراحی خرج باز می‌گردد.

در تکرار شماره (۳) با توجه به قطر موتور، و قطر به دست آمده برای خروجی شیپوره، فشار محفظه در محدوده‌ی مجاز تغییر داده شده و پس از آن محاسبات تعیین پارامترهای شیپوره دوباره تکرار می‌شود.

این تکرار تا یافتن مقدار مناسب برای فشار ادامه می‌یابد. پس از آن طراحی به مرحله‌ی انتخاب فشار باز می‌گردد تا تاثیر این تغییر بر دیگر مراحل طراحی نیز اعمال شود.

در تکرار شماره (۴)، تغییر در ساختار شیپوره برای ارضای کلیه‌ی الزامات، مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای نمونه، در صورتی که در محدوده‌ی مجاز فشار محفظه، نتوان الزامات طراحی را برآورده کرد، در این صورت باید در ساختار موتور و شیپوره تغییراتی داد.

از این به بعد، معمولاً طراحی و تکرارهای آن مربوط به **فاز طراحی اولیه‌ی موتور** است و تغییر در پارامترها باید با دقت بیشتری انجام شود؛ زیرا تغییرات از این مرحله به بعد، پرهزینه خواهد بود و بنابراین تعداد تکرارها باید حداقل باشد.

در طراحی بدنه به انتخاب جنس بدنه و قطعات آن، تعیین ساختار هندسی بدنه، محاسبه ضخامت سازه، انتخاب اتصالات برای قطعات اصلی موتور و محاسبه پارامترهای مربوط به این اتصالات پرداخته می‌شود. در پایان، برای اطمینان از درستی کارکرد طرح، تحلیل سازه‌ای انجام می‌شود.

موضوعاتی که در طراحی خرج به آن پرداخته می‌شود، شامل تعریف هندسه و تحلیل بالستیک داخلی است و برای آن محدودیت‌های تولیدی و ملزومات سازه‌ای نیز در نظر گرفته می‌شود. طراحی شیپوره، فرآیندی تکرارشونده است که در آن ملاحظات آیرودینامیکی، ترمودینامیکی، سازه‌ای و ساختی (تولیدی) با توجه به قیدهای طراحی در نظر گرفته می‌شود تا شکل اولیه‌ی شیپوره تولید شود.

سپس این شکل برای حرارت و سازه در شرایط طراحی یا غیر از آن و در مرحله‌ی بعد برای میزان همکاری آن با کارکرد کل موشک به دقت تحلیل می‌شود.

این فرآیند تکرار دوگانه تا زمانی ادامه می‌یابد که شیپورهای مناسب از نظر سازه‌ای و حرارتی به دست آید که قیده‌های وسیله را نیز تا حد ممکن به طور بهینه رعایت کرده باشد.

در طراحی آتشزنه انتخاب نوع آتشزنه، چگونگی استقرار آن در موتور، انتخاب نوع خرج و جنس سازه‌ی آتشزنه، تعیین جرم خرج آتشزنه و تعیین سایر پارامترهای طراحی آتشزنه در نظر است.

در مرحله‌ی طراحی خرج، حل بالستیک داخلی موتور منجر به تکرار (۵) می‌شود.

افزون بر این حل بالستیک داخلی با در نظر گرفتن مدل‌های مناسب برای سوزش فرسایشی نیز در این تکرار به انجام می‌رسد. به این ترتیب با توجه به مشخصات به دست آمده برای جریان داخل موتور، پارامترهای طراحی بدنه تکمیل می‌شود. پس از این تکرار ممکن است الزاماتی بر پارامترهای خرج تحمیل شود که ارضای آن منجر به طی شدن تکرارهای (۹) و (۱۰) شود.

در تکرار شماره‌ی (۶)، در صورتی که تکرارهای قبلی نتواند خرجی با مشخصات مناسب فراهم کند، تغییر در ساختار موتور (مثلاً تغییر در قطر موتور) لازم است. پس از هر گونه تغییر در ساختار کلی موتور، طراحی موتور از نخست شروع می‌شود. در پایان طراحی موتور دوباره به طراحی خرج و سپس به مرحله‌ی طراحی شیپوره برمی‌گردد.

در مرحله‌ی طراحی شیپوره، مشخصات نهایی شیپوره در تعامل با حل بالستیک داخلی موتور (تکرار ۷) تعیین می‌شود.

با توجه به مشخصات شیپوره، در تکرار شماره (۸) طراحی بدنه تکمیل می‌شود. در اینجا نیز در صورت نیاز، تکرارهای (۹) و (۱۰) برای تکمیل طراحی به انجام می‌رسد.

پارامتر ارزیابی در تکرار شماره (۹) می‌تواند جرم بدنه، ضریب تکامل جرمی (نسبت جرم سازه به جرم سوخت) یا ضخامت بدنه باشد. در این تکرار تغییر در مقدار فشار محفظه و بررسی تاثیر آن بر پارامتر ارزیابی مورد نظر است.

در تکرار شماره (۱۰)، با توجه به مشخصات جرمی به دست آمده و همچنین پس از تکرارهای (۵) و (۸) که منجر به تکمیل طراحی بدنه می‌شود، ساختار کلی موتور بررسی می‌شود.

در واقع درستی چیدمان و ساختار انتخاب شده برای مؤلفه‌های موتور در این مرحله مورد ارزیابی قرار گرفته و تغییر آن‌ها بررسی می‌شود. در صورت تغییر در ساختار موتور پس از تکرار شماره (۱۰)، طراحی مجدد تکرار می‌شود.

تکرارهای ۱۱ تا ۱۴ مربوط به آتشزنه است، ولی تغییر در المان‌های موتور برای تطبیق بر الزامات آتشزنه به ندرت اتفاق می‌افتد. در تکرار شماره (۱۱) استقرار آتشزنه بر شیپوره در ساختارهایی بررسی می‌شود که آتشزنه بر شیپوره سوار است. همچنین درپوش شیپوره در تعامل با مشخصات آتشزنه استخراج می‌شود. تکرار شماره (۱۲) تعامل بین طراحی آتشزنه و طراحی خرج را در موضوعاتی مانند سوزش فرسایشی امکان‌پذیر می‌کند.

در تکرار شماره‌ی (۱۳) تعامل بین کارکرد آتشزنه و فشار انتخاب شده به عنوان فشار موتور برقرار می‌شود.

در پایان تکرار شماره‌ی (۱۴) نیز تاثیر متقابل طراحی آتشزنه و بدنه‌ی موتور را امکان‌پذیر می‌کند.

لازم به ذکر است الگوریتم پیشنهادی بالا منحصر به فرد نیست و هدف از بیان آن تشریح مراحل مختلف طراحی موتور، چگونگی تعامل آن‌ها با یکدیگر و بیان توالی پیشنهادی در طراحی مفهومی موتور بوده است.

۴-۲- انتخاب پیشران برای موتورهای سوخت جامد

طراح موتور سوخت جامد، نخست باید یک نوع پیشران را بین گونه‌های مختلفی از پیشران‌ها انتخاب کند. سپس در ادامه طراحی، مشخصات پیشران را متناسب با ملزومات طراحی اصلاح کند.

اگر طراح در مراحل مقدماتی، در تعیین مقادیر اولیه برای مشخصات اصلی پیشران اشتباهی انجام دهد، با یک طراحی مجدد پر هزینه در نتیجه‌ی انتخاب مجدد پیشران روبرو خواهد شد.

از این رو اگر چه معمولاً پیشران انتخاب شده در مرحله‌ی اولیه در مشخصات خود انعطاف مناسبی دارد، با این حال انتخاب باید بر پایه اصولی انجام گیرد که موفقیت تضمین شده‌ای را به همراه داشته باشد تا از تحمیل هزینه بر طراحی جلوگیری شود.

انتخاب اولیه پیشران برای موتور سوخت جامد موشک در مرحله طراحی مفهومی انجام می‌شود. در این زمان الزامات اصلی مربوط به موتور به‌عنوان زیرمجموعه‌ای از موشک شکل گرفته و مقادیر منطقی پارامترهای سامانه پیشران‌ش و کل موشک انتخاب می‌شوند.

مسئله‌ی انتخاب نوع پیشران موتور سوخت جامد، منجر به تعیین ترکیب معینی از پیشران‌های موجود می‌شود که بهتر بتواند مجموعه الزامات مربوطه را برآورده سازد.

انتخاب پیشران با دقت کردن کاربرد موتور سوخت جامد، شمای ساختاری و بالستیکی موتور و خرج، محدوده‌ی دمایی کاربری موتور سوخت جامد، الزام مربوط به بی‌دود بودن شعله‌ی آن و سایر الزامات بهره‌برداری و اقتصادی - فناوری شروع می‌شود.

سپس الزامات مربوط به سرعت سوزش پیشران (با احتساب امکان تنظیم آن در چارچوب ترکیب انتخابی برای پیشران)، شکل گرفته و همزمان تلاش می‌شود تا بیشینه ضربه ویژه، چگالی و مقدار مجاز تغییرشکل (طی دماهای منفی) و همچنین حداقل دمای محصولات احتراق و مقدار فاز متراکم‌شده در آن حاصل آید.

مشخصه‌هایی پارامترهای جستجو نامیده می‌شوند که بر پایه آن‌ها جستجوی پیشران صورت می‌گیرد.

در ادامه به الگوریتم انتخاب پیشران با فرض مشخص بودن لیست نیازمندی‌های مربوط به پارامترهای جستجو، می‌پردازیم:

در مرحله اول باید اولویت بررسی در لیست پیشران‌ها را بر پایه هر یک از پارامترهای جستجو مشخص کنیم. به عنوان مثال ممکن است اولویت اول به انتخاب نوع پیشران - دوپایه یا مرکب - داده شود. طی طراحی موتورهای راکت سوخت جامد با ابعاد بزرگ، بعد از تعیین نوع پیشران باید اولویت بعدی به تعیین ضربه ویژه اختصاص داده شود. در ادامه، به ترتیب، سرعت سوزش، قیمت یک کیلوگرم پیشران، دمای محصولات احتراق و غیره، می‌توانند بررسی شوند.

در مرحله دوم پس از اولویت‌بندی جستجو بر پایه مشخصه‌های اصلی پیشران، آن مارک‌هایی از پیشران‌ها از لیست کلی حذف می‌شوند که نیازمندی‌های مطرح شده بر پایه محدودیت‌های پارامترهای جستجو با بالاترین اولویت را برآورده نمی‌کنند. به‌عنوان مثال اگر در درخواست فنی پیشران قید شود که پیشران باید از نوع مرکب باشد، در آن صورت لیست بررسی مارک‌ها در مراحل بعدی به نصف کاهش می‌یابد.

در مرحله سوم و مراحل بعدی، پیشران‌هایی که نیازمندی‌های مربوط به پارامترهای جستجوی اولویت‌بندی شده را تامین نمی‌کنند از موارد باقی‌مانده در لیست پیشران‌ها حذف می‌شوند. اگر تنها یک نوع پیشران در لیست باقی بماند، انتخاب پیشران در هر مرحله میانی متوقف می‌شود.

در این صورت باید تنها تفاوت پارامترهای این پیشران با سایر الزامات باقی مانده در درخواست فنی را مورد ارزیابی قرار داد.

در صورتی که پس از مرحله پایانی، بیش از یک پیشران به عنوان پیشران مجاز برای استفاده باقی بماند، باید مشخصه‌های دیگری را بررسی کرد که در لیست جستجو موجود نیستند؛ مثلاً چگالی پیشران (از لیست، پیشرانی انتخاب می‌شود که بیش‌ترین چگالی را داشته باشد)، یا نماد V در رابطه سرعت سوزش و غیره.

بسته به نوع و کاربرد موتورها، هم از خرج‌های قابل نصب در محفظه احتراق (خرج‌های چند خرجی و یکپارچه) و هم از خرج‌های متصل به محفظه احتراق استفاده شده است.

تجربه طراحی و ساخت موتورهای سوخت جامد پیشرفته، گواه این است که کاربرد خرج‌های متصل به بدنه، مرتبه پرشدگی بیش‌تری را برای محفظه احتراق توسط پیشران تامین کرده و در نتیجه سطح بالاتر تکامل انرژی و جرمی موتور را در کل تامین می‌کند. این امر ناشی از عدم اتلاف حجم برای سازمان‌دهی منطقه بلااستفاده بین خرج و بدنه و همچنین عدم وجود جرم غیرفعال پوشش زرهی خرج و عایق حرارتی محفظه و اجزای اتصال‌دهنده خرج به بدنه است.

۴-۳- انتخاب فشار محفظه احتراق

معمولا P_c توسط طراح یا با مراجعه به نمونه‌های مشابه انتخاب می‌شود. هنگام انتخاب فشار باید در نظر داشت که تاثیر آن بر موشک به صورت دوگانه است.

با افزایش P_c ، ضربه ویژه افزایش می‌یابد و در نتیجه مقدار پیشران موردنیاز و جرم موتور کاهش می‌یابد، ولی همزمان ضخامت مورد نیاز برای پوسته موتور نیز افزایش می‌یابد و در نتیجه جرم آن افزایش پیدا می‌کند. در مرحله اولیه طراحی، می‌توان به‌طور تقریبی فرض کرد که بیشینه مقدار فشار در محفظه احتراق موتور سوخت جامد بر پایه آمارها به قرار زیر است:

- برای شتاب‌دهنده‌ها، موتورهای شتاب‌دهی ضدموشک‌ها، موتورهای سوخت جامد شتاب‌دهی - اصلی موشک‌های پدافند هوایی و بالستیک، و همچنین موتورهای طبقات بالا و فضاپیماها:

$$P_{c_{\max}} = k_p \frac{150}{[\ln t_b]^{0.3}} \quad (1-4)$$

که فشار p_c بر حسب kg/cm^2 و t_b (زمان سوزش) بر حسب ثانیه است؛

$k_p = 0.60 - 0.75$ برای موتورهای سوخت جامد طبقات بالا و فضاپیماها؛

$k_p = 1.13 - 1.15$ برای موتورهای سوخت جامد از جنس مواد مرکب با استحکام بالا؛

- برای موتورهای سوخت جامد دو رژیمی تک محفظه احتراقی:

$$p_{c_{\max}} = 40(\bar{p} + 1) \quad (2-4)$$

$$\bar{p} = \frac{P_{Boost.}^{av}}{P_{sust.}^{av}} \quad \text{که در آن}$$

۴-۴- تعیین پارامترهای اولیه خرج و شیپوره موتور

معادلات حاکم بر جریان موتور سوخت جامد معادلات ناویر استوکس سه بعدی همراه با اعمال مدل‌های آشفته‌گی است. حل این معادلات نیازمند محاسبات بسیار پیچیده، هزینه و زمان زیاد است. تجربه نشان می‌دهد در طراحی مفهومی موتور، نیازی به حل این معادلات نیست و تنها کافی است تا از روابط مهندسی و بر پایه تجربه، محاسبات طراحی مفهومی را به انجام رسانید.

در این بخش الگوریتم محاسباتی در طراحی مفهومی موتور سوخت جامد تشریح می‌شود. این الگوریتم بر پایه روابط مهندسی، تدوین شده است. در واقع روابط مهندسی مورد اشاره همان معادلات دینامیک گازی با فرضیات ساده‌ساز هستند که متغیرهای مختلف موتور را به یکدیگر مرتبط می‌کنند.

در ادامه ضمن معرفی متغیرهای موتور سوخت جامد، روابط بین این متغیرها نیز ارائه خواهد شد.

۴-۴-۱- متغیرهای موتور سوخت جامد

متغیرهای موتور سوخت جامد متغیرهایی هستند که مشخصات پیشران، خرج، شیپوره، و مشخصات عمومی موتور را بیان می‌کنند و با معلوم شدن آنها می‌توان محاسبات طراحی مفهومی موتور را پایان یافته دانست. این متغیرها در جدول (۴-۱) معرفی شده‌اند.

آن‌چنان که دیده می‌شود از بین ۲۵ متغیر موتور ۴ متغیر مربوط به خرج، ۶ متغیر مربوط به پیشران، ۴ متغیر مربوط به شیپوره و ۱۱ متغیر نیز مربوط به مشخصات عمومی موتور است.

جدول ۴-۱ متغیرهای موتور سوخت جامد

kg	m_p	جرم پیشران	خرج	۱
m	L_p	طول خرج		۲
m^2	A_b	سطح سوزش		۳
m^2	A_p	سطح عبوری جریان		۴
kg / m^3	ρ_p	چگالی پیشران	پیشران	۵
m / s	a	ضریب ثابت نرخ سوزش		۶
-	n	توان فشاری نرخ سوزش		۷
-	k	نسبت گرمایی ویژه		۸
J / kgk	R	ثابت گاز		۹
K	T_1	دمای شعله		۱۰

m / s	v_2	سرعت خروجی شیپوره	شیپوره	۱۱
-	M_2	ماخ خروجی شیپوره		۱۲
m^2	A_f	سطح گلوگاه		۱۳
m^2	A_2	سطح خروجی شیپوره		۱۴
N / m^2	P_a	فشار محیط	مشخصات عمومی	۱۵
m / s^2	g	شتاب جاذبه		۱۶
m	D_c	قطر موتور		۱۷
Bar	P_1	فشار محفظه‌ی احتراق		۱۸
-	A_p / A_f	سطح عبوری به سطح گلوگاه		۱۹
-	V_l	ضریب بارگذاری حجمی		۲۰

S	I_{sp}	ضربه‌ی مخصوص	۲۱
S	t_b	زمان سوزش	۲۲
N	F	نیروی پیشران	۲۳
-	ζ_{Isp}	ضریب تصحیح ضربه‌ی ویژه	۲۴
-	ζ_D	ضریب تصحیح دبی جرمی	۲۵

۴-۴-۲- معادلات حاکم بر موتور سوخت جامد

۲۵ متغیر موتور به کمک ۱۰ معادله به یکدیگر مرتبط می‌شوند و به این ترتیب ۱۰ معادله بر یک موتور سوخت جامد حاکم است. در جدول (۲-۴) این معادلات همراه با شماره‌ی آن‌ها ارائه شده است. فرضیات ساده‌کننده در این روابط عبارتند از: خفه‌شدن گلوگاه شیپوره، دبی جرمی ثابت، فشار خروجی شیپوره با فشار محیط برابر است و جریان درون شیپوره آیزنتروپیک است.

جدول ۱-۴ معادلات حاکم بر موتور سوخت جامد

شماره	شماره رابطه‌ی مرجع	رابطه
۱.	۳۵-۲	$A_t = \frac{m_p}{t_b} \frac{1}{\zeta_D P_1} \sqrt{\frac{RT_1}{k} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$
۲.	۳۰-۲	$F = \frac{m_p}{t_b} v_2$
۳.	۱۱-۲	$\frac{P_1}{P_a} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$
۴.	۱۵-۲	$\frac{A_2}{A_t} = \frac{1}{M_2} \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2} \right)^{(k+1)/(2-2k)}$

$v_2 = \zeta_{Isp} M_1 \sqrt{\frac{kRT_1}{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}}$	$1 \cdot -2$	$.5$
$\frac{m_p}{t_b} = A_b a P_1^n \rho_p$	$3 \cdot -2$	$.6$
$V_l = \frac{4m_p}{\pi D_c^2 \rho_p L_p}$	$1 \cdot -1$	$.7$
$A_p = \frac{\pi D_c^2}{4} \frac{m_p}{\rho_p L_p}$		$.8$

$A_t = \frac{A_p}{\frac{A_p}{A_t}}$.۹
$I_{sp} = \frac{v_2}{g}$	۵۰-۲	.۱۰

۴-۴-۳- الگوریتم محاسباتی

متغیرهای موتور را از دیدگاه محاسباتی می‌توان به سه دسته تقسیم کرد:

۱- متغیرهای ورودی: متغیرهایی هستند که مقدار آنها تا پیش از طراحی مفهومی مشخص شده است. به این ترتیب با توجه به مشخص شدن نوع پیشران و مقدار فشار محفظه در مراحل قبل، ۷ متغیر مربوط به آنها جزء ورودی‌ها محسوب می‌شوند.

افزون بر آن‌ها فشار محیط، شتاب جاذبه، قطر داخلی موتور، ضریب تصحیح ضربه‌ی ویژه و ضریب تصحیح دبی جرمی نیز به عنوان متغیرهای ورودی مطرح هستند. به این ترتیب، ۱۲ متغیر از نوع ورودی محسوب می‌شوند.

در موشک ماهواره‌بر (که از برنامه‌ای استاندارد برای حرکت در قسمت فعال مسیر استفاده می‌کند) فشار محیط برای موتورهای مرحله‌ی اول در بازه‌ی 0.5 تا 0.75 بار است، برای موتورهای مرحله‌ی دوم در بازه‌ی 0.20 تا 0.35 بار است و برای موتورهای مرحله‌ی سوم در بازه‌ی 0.10 تا 0.18 بار است.

هنگامی که برنامه‌ی پرواز موشک تفاوت زیادی با برنامه‌ی استاندارد داشته باشد، به عنوان تقریب اول می‌توان مقدار p_e را برای هر مرحله از رابطه‌ی زیر استخراج کرد:

$$p_e = \frac{1}{t_b} \int_0^{t_b} p_h(t) dt + (0.05 - 0.10) \text{bar} \quad (3-4)$$

که در آن $p_h(t)$ فشار اتمسفری در لحظه‌ی t و t_b زمان سوزش است.

۲- متغیرهای خروجی: متغیرهایی هستند که مقدارشان تا پیش از طراحی مفهومی مشخص نیست و با انجام محاسبات طراحی مفهومی مشخص می‌شود. تعداد این متغیرها ۵ عدد است و عبارتند از: سرعت خروجی شیپوره، ماخ خروجی شیپوره، سطح گلوگاه، سطح سوزش و سطح عبوری جریان.

۳- پارامترهای طراحی: بقیه‌ی متغیرهای موتور ۸ عدد است که از بین آنها با توجه به تعامل موتور و موشک و بسته به نوع الگوریتم طراحی موشک، تعدادی از متغیرها معلوم و تعدادی مجهول است.

این پارامترها عبارتند از: جرم پیشران، نیروی جلوبرنده موتور، زمان سوزش، نسبت سطح مقطع کانال خرج به سطح مقطع گلوگاه، ضریب پرشدگی، ضربه‌ی ویژه، طول خرج و سطح مقطع خروجی شیپوره.

تاکنون مشخص شد که در موتور سوخت جامد ۱۰ معادله و ۲۵ مجهول وجود دارد. برای این که بتوان معادلات را حل کرد باید دستگاه ۱۰ معادله-۱۰ مجهولی تشکیل داد و بنابراین لازم است تا ۱۵ متغیر از متغیرهای موتور معلوم باشند.

کمیت ۱۲ متغیر به عنوان ورودی مشخص است و بنابراین لازم است تا از بین ۸ پارامتر طراحی، مقدار ۳ پارامتر معلوم شود. به این ترتیب حالت‌های مختلفی به وجود خواهد آمد که تعداد آن‌ها ترکیب ۳ از ۸ است یعنی:

$$\binom{8}{3} = \frac{8!}{(5!)(3!)} = 56$$

یعنی ۵۶ حالت مختلف وجود دارد. ولی از بین این حالت‌ها، ممکن است ترکیب انتخاب شده به گونه‌ای باشد که متغیرهای موتور مستقل از هم نبوده و از این رو دستگاه معادلات جوابی نداشته باشد. بنابراین لازم است تا حالت‌های معتبر مشخص شوند. در جدول (۴-۳) ۲۴ حالت معتبر مشخص شده است. برای هر یک از حالات این جدول روند محاسباتی مشخصی قابل ارایه است. این روند برای ۴ حالت اول در جداول (۴-۴) تا (۴-۷) ارایه شده است.

جدول ۱-۴ ترکیب‌های معتبر برای پارامترهای ورودی طراحی

A_p / A_t و F و m_p	۱.
V_l و F و m_p	۲.
A_p / A_t و t_b و m_p	۳.
V_l و t_b و m_p	۴.
V_l و A_p / A_t و m_p	۵.
A_2 و A_p / A_t و m_p	۶.

A_2, V_1, m_p	.۷
$A_p / A_1, t_b, F$.۸
V_1, t_b, F	.۹
$V_1, A_p / A_1, t_b$.۱۰
$A_2, A_p / A_1, t_b$.۱۱
A_2, t_b, V_1	.۱۲

m_p , F , L_p	.۱۳
m_p , t_b , L_p	.۱۴
m_p , A_p / A_i , L_p	.۱۵
m_p , A_2 , L_p	.۱۶
F , t_b , L_p	.۱۷
F , V_i , L_p	.۱۸

t_b , V_1 , L_p	.19
t_b , A_2 , L_p	.20
A_p / A_1 , V_1 , L_p	.21
A_p / A_1 , A_2 , L_p	.22
V_1 , A_2 , L_p	.23
F , A_p / A_1 , L_p	.24

جدول ۲-۴ الگوریتم حل برای حالت ۱

مرحله	رابطه	مجهول به دست آمده
.۱	۳	M_2
.۲	۵	v_2
.۳	۲	t_b
.۴	۱	A_1
.۵	۴	A_2
.۶	۱۰	I_{sp}
.۷	۹	A_p
.۸	۸	L_p
.۹	۷	V_l
.۱۰	۶	A_b

جدول ۳-۴ الگوریتم حل برای حالت ۲

مرحله	رابطه	مجهول به دست آمده
.۱	۳	M_2
.۲	۵	v_2
.۳	۲	t_b
.۴	۱	A_i
.۵	۴	A_2
.۶	۱۰	I_{sp}
.۷	۷	L_p
.۸	۸	A_p
.۹	۹	A_p / A_i
.۱۰	۶	A_b

جدول ۴-۴ الگوریتم حل برای حالت ۳

مرحله	رابطه	مجهول به دست آمده
.۱	۳	M_2
.۲	۵	v_2
.۳	۲	F
.۴	۱	A_i
.۵	۴	A_2
.۶	۱۰	I_{sp}
.۷	۹	L_p
.۸	۸	A_p
.۹	۷	A_p / A_i
.۱۰	۶	A_b

جدول ۴-۵ الگوریتم حل برای حالت ۴

مرحله	رابطه	مجهول به دست آمده
۱.	۳	M_2
۲.	۵	v_2
۳.	۲	F
۴.	۱	A_1
۵.	۴	A_2
۶.	۱۰	I_{sp}
۷.	۷	L_p
۸.	۸	A_p
۹.	۹	A_p / A_1
۱۰.	۶	A_b

به عنوان نمونه، یک حالت غیرمعتبر نیز بررسی می‌شود؛ اگر پارامترهای طراحی m_p ، F و t_b باشد، الگوریتم حل به صورت زیر است:

- به کمک رابطه‌ی ۳ مقدار M_2 محاسبه می‌شود.
- به کمک رابطه‌ی ۵ مقدار v_2 محاسبه می‌شود.
- به کمک رابطه‌ی ۲ مقدار F محاسبه می‌شود که امکان پذیر نیست؛ زیرا مقدار نیروی جلوبرنده به عنوان مقدار معلوم مطرح بوده است و بنابراین سه پارامتر m_p ، F و t_b نمی‌توانند به صورت هم‌زمان به عنوان پارامتر طراحی مطرح باشند.

۴-۵- طراحی بدنه

- مسایل اصلی طراحی بدنه را می‌توان به صورت زیر فهرست کرد:
- انتخاب جنس بدنه و قطعات آن؛

- تعیین ساختار هندسی بدنه؛

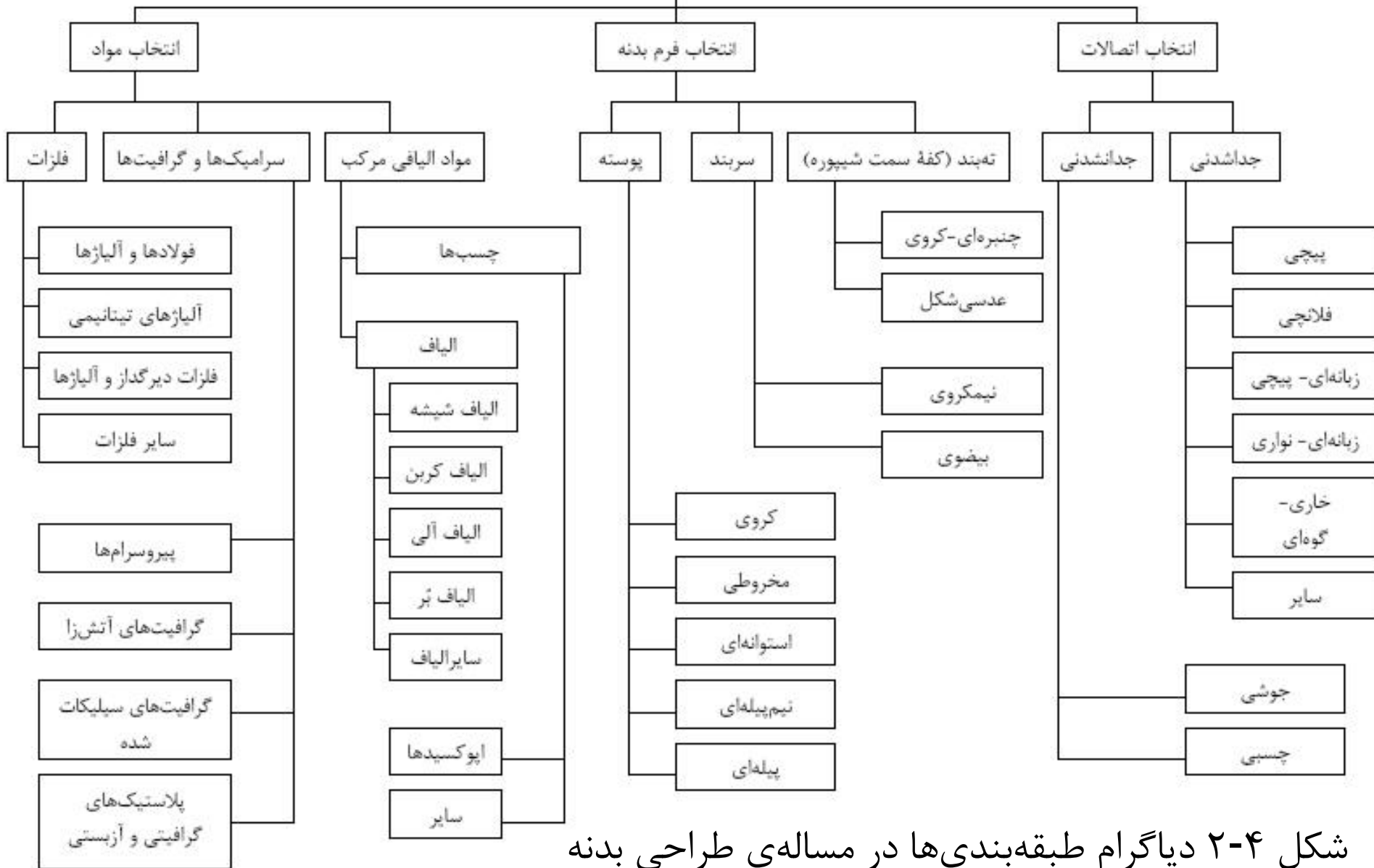
- محاسبه ضخامت سازه؛

- انتخاب اتصالات برای قطعات اصلی موتور و محاسبه پارامترهای مربوط به این اتصالات.

- استخراج مشخصات جرمی بدنه

البته باید توجه داشت همه‌ی موارد بالا در طراحی مفهومی مورد بررسی قرار نمی‌گیرند. به عنوان نمونه، مساله انتخاب مواد برای پوسته موتورهای سوخت جامد در مراحل مختلف طراحی مورد بررسی قرار می‌گیرد و انتخاب نهایی مواد در مرحله طراحی جزئی، طی بهینه‌سازی پارامترها با به‌کارگیری معیارهای سیستمی صورت می‌گیرد. همچنین انتخاب اتصالات نیز مربوط به مراحل طراحی اولیه و جزییات است. مسایل طراحی بدنه به‌صورت خلاصه در نمودار شکل (۲-۴) نشان داده شده است.

طراحی اجزا و قطعات بدنه



شکل ۲-۴ دیاگرام طبقه‌بندی‌ها در مساله‌ی طراحی بدنه

۴-۵-۱- انتخاب جنس

برای انتخاب جنس مناسب برای بدنه‌ی موتور، لازم است تا نخست مشخصات مواد مورد استفاده برای بدنه‌ی موتور معرفی شوند. به کمک این معلومات و بر پایه ملزومات طراحی، جنس مناسبی برای بدنه انتخاب می‌شود. در صورتی که جنس انتخاب شده در برآورده کردن ملزومات طراحی موفق نباشد، نسبت به تغییر جنس و تکرار عملیات طراحی اقدام می‌شود.

آلیاژهای فلزی

مختصری از مشخصات برخی آلیاژهایی که معمولاً در صنایع هوافضا به کار می‌رود، در جدول (۴-۸) ارائه شده است. چنان که دیده می‌شود، این مواد در سه دسته قرار دارند:

۱- آلیاژهای دارای ترکیبات آهنی: این دسته شامل آلیاژهای فولادی پیش از آنیل شدن، آلیاژهای فولادی بعد از آنیل شدن و فولادهای دارای نیکل هستند.

۲- آلیاژهای تیتانیومی (بدون ترکیبات آهنی): علت کاربرد این دسته آلیاژها در بدنه‌ی موتورهای راکت سوخت جامد، نسبت استحکام به چگالی بالای آنها است. در مقایسه با دسته‌ی اول، این دسته مقاومت کمتری نسبت به خمش دارند.

۳- آلیاژهای آلومینیومی (بدون ترکیبات آهنی): این دسته، برای بدنه‌های کوچک و برای بدنه‌هایی مناسب است که خوردگی در آنها مساله‌ی ویژه‌ای است.

جدول ۴-۸ مشخصات برخی آلیاژهایی که معمولاً در صنایع هوافضا به کار می‌روند

عملیات حرارتی ^۱	چگالی kg/m^3	مدول الاستیسیته ۱۰۰۰ MPa	استحکام حدی در کشش MPa	ماده
آب‌دهی ^۲ و برگشت ^۳	۷۸۸۶	۲۰۳	۵۵۲	فولاد HY:HY-80
			۸۹۷-۱۰۳۵	فولاد HY:HY-130/150
آب‌دهی و برگشت	۷۸۳۱	۲۰۰	۱۰۳۵-۱۲۴۱	فولاد 4130
			۱۲۴۱-۱۳۷۹	فولاد 4335V
			۱۲۴۱-۱۶۵۵	فولاد D6Ac
بازپخت ^۴ Solution و پیرسازی ^۵	۷۹۹۷	۱۸۹	۱۳۷۹	فولاد ماراجینگ 200
			۱۶۵۵	فولاد ماراجینگ 250
			۱۹۳۱	فولاد ماراجینگ 300
آب‌دهی و برگشت	۷۷۴۸	۱۹۶	۱۲۴۱-۱۵۱۷	فولاد HP:9Ni-4Co-0.25
			۱۷۹۳-۲۰۶۹	فولاد HP:9Ni-4Co-0.45
بازپخت Solution و پیرسازی	۴۶۲۱	۱۱۰	۱۰۳۵	تیتانیوم: Ti-6Al-4V
عملیات حرارتی Solution و پیرسازی	۲۷۶۷	۷۱	۲۴۱-۴۴۸	آلومنیوم: سری 2000
بدون عملیات حرارتی			۲۰۷-۲۷۶	آلومنیوم: سری 5000
مانند سری 2000			۲۵۵-۳۲۴	آلومنیوم: سری 6000
مانند سری 2000			۴۱۳-۴۶۹	آلومنیوم: سری 7000

مواد مرکب

سازه‌های مرکب شامل نوعی رزین به همراه جنس خاصی از الیاف است که درون رزین و در جهات خاصی قرار گرفته‌اند. وظیفه‌ی رزین، چسبانیدن الیاف به یکدیگر و توزیع نیرو بین کل الیاف است. در واقع این الیاف هستند که نیروهای وارد بر سازه را تحمل می‌کنند. سه نوع رزین معروف (که همگی از نوع پلاستیک هستند) عبارتند از پلی‌استر (ارزان قیمت)، اپوکسی و فنولیک (مناسب برای دماهای بالا). از بین الیاف نیز سه جنس خاص به طور گسترده‌تری استفاده می‌شود: شیشه، که ارزان قیمت، در دسترس و دارای چگالی کم است؛ کولار، گران قیمت است، ولی چگالی آن بسیار پایین است و در مجموع خواص خوبی دارد؛ گرافیت، از نظر خواص کم‌وبیش مشابه کولار است و افزون بر این، برای دماهای بالا مناسب است

بزرگ‌ترین مزیت سازه‌های مرکب، نسبت استحکام به چگالی بالا است. همچنین می‌توان سازه مرکب را چنان طراحی کرد که با توجه به ماموریت آن، تنها در جهات خاصی مستحکم شده باشد. از مشکلات این سازه‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد: ۱- نداشتن حالت پلاستیک (یعنی به صورت ناگهانی به نقطه تسلیم می‌رسند).

۲- مشخص نبودن ترک‌هایی که روی چنین سازه‌هایی به وجود می‌آید.

۳- کم بودن مقاومت سایشی.

۴- مشکلات مربوط به اتصالات.

۵- سمی بودن رزین‌ها که در هنگام تولید برای سازنده مشکل به وجود می‌آورد.

۶- گران قیمت بودن.

در جدول (۴-۹) مشخصات چند ماده‌ی مرکب فهرست شده است.

جدول ۴-۹ خواص مکانیکی مواد مرکب الیافی

دمای آغاز نرم شدن °C	مدول الاستیسیته در کشش $1 \times 10^{-9} pa$	استحکام حدی در کشش $1 \times 10^{-9} pa$	چگالی kg/m^3	مواد
۳۵۰	۳۹/۲	۱/۱	۲۰۷۰	شیشه پلاستیک*
۵۰۰	۱۱۷	۰/۸۸	۲۰۶۰	بورون پلاستیک*
۲۰۰۰	۱۱۰	۰/۵۵	۱۵۴۰	کربن پلاستیک*
۸۰	۴۲/۲	۰/۷۸	۱۳۵۰	مواد آلی پلاستیک*
۳۰۰۰	-	۱ تا ۰/۵	۱۴۰ تا ۱۷۰۰	گرافیت پلاستیک

* با پیچش طولی-عرضی الیاف

۴-۵-۲- ملاحظات طراحی در انتخاب جنس

ملاحظات طراحی که باید در انتخاب جنس مناسب برای بدنه‌ی موتور در نظر گرفته شود، عبارتند از: بیشینه تنش مجاز؛ بیشینه دما در طول پرواز؛ سادگی اتصالات؛ قیمت کم و چگالی پایین .

جدول (۴-۱۰) به عنوان نمونه و به طور مقایسه‌ای برخی از پارامترهای مورد نظر برای طراحی را برای جنس‌های مختلف نشان می‌دهد. از نمودار شکل (۴-۳) نیز چگالی و استحکام برخی مواد به صورت تابعی از دما قابل استخراج است.

معمولا بهترین شاخص‌ها را در رابطه با استحکام، مواد مرکب دارا هستند و افزایش شاخص استحکام با افزایش شاخص قیمت همراه است، به طوری که در برخی موارد به صورت تقریبی افزایش ۴ برابری استحکام به افزایش ۶۰۰ برابری قیمت ختم می‌شود.

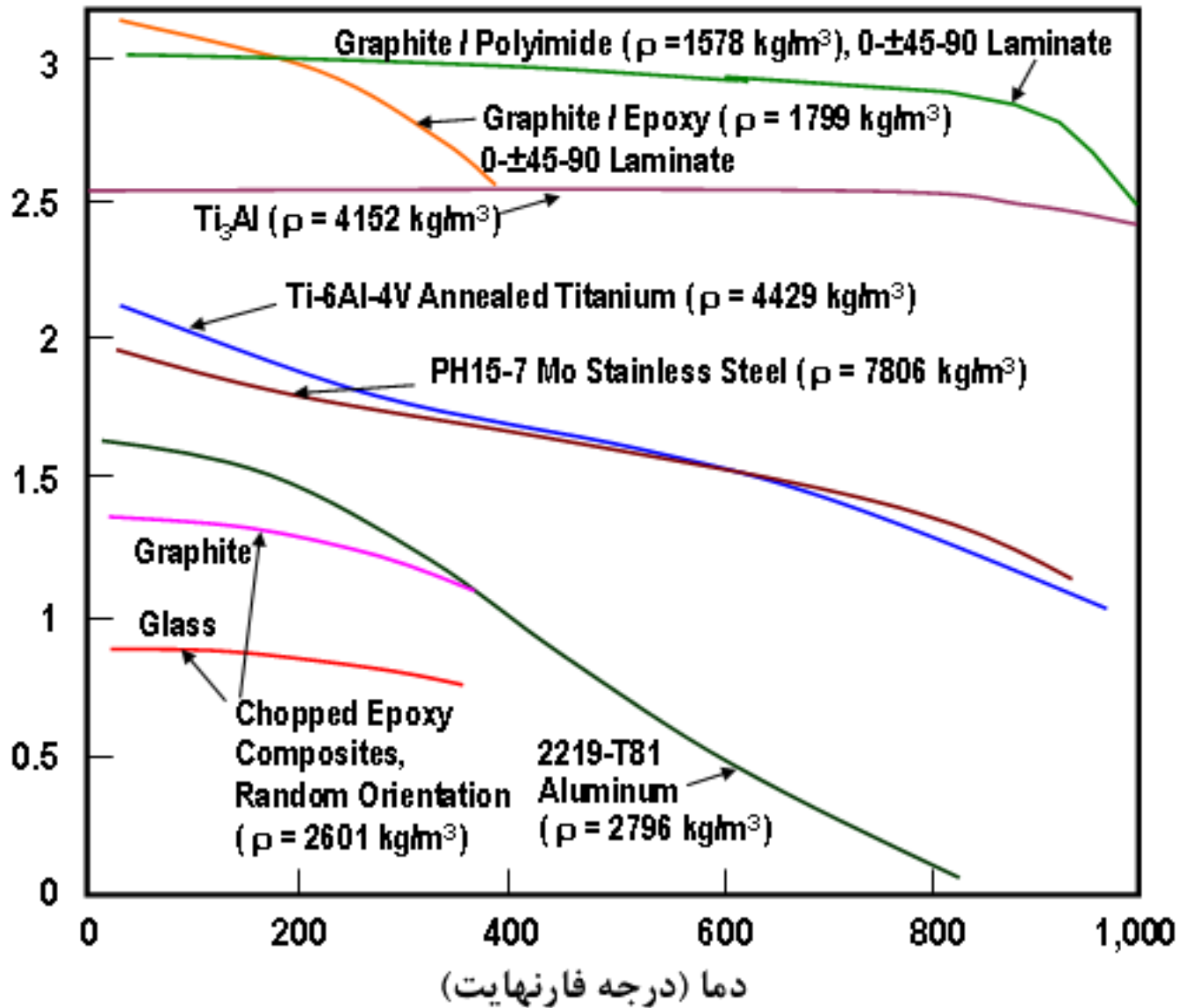
افزون بر اینها، سهولت ساخت و محدودیت‌های فناوری نیز در انتخاب جنس باید در نظر گرفته شود. گاهی انتخاب ماده‌ای فلزی با استحکام بالا، منجر به ضخامت اندکی برای بدنه می‌شود. تولید بدنه‌ای با ضخامت اندک با مشکلات ساختی روبرو است. افزون بر این، اتصال اجزای دیگر بدنه به چنین پوسته‌ای نیز مساله‌ای بحرانی است. از این رو، در هنگام انتخاب جنس باید به شاخص‌های فناوری آن نیز توجه داشت.

جدول ۴-۱۱ مواد به کار رفته در پوسته موتور چندین موشک مدرن پدافند هوایی را نشان می‌دهد.

جدول ۴-۱۰ ارزیابی مقایسه‌ای جنس‌های مختلف

نوع جنس	تنش حرارتی	وزن	اتصالات	هزینه
فولاد PH 15-7Mo	متوسط	ضعیف	عالی	عالی
آلومنیوم ۲۲۱۹	ضعیف	متوسط	خوب	عالی
تیتانیوم 6Al-4V	خوب	متوسط	متوسط	ضعیف
مرکب	خوب	خوب	متوسط	عالی
	خوب	عالی	ضعیف	ضعیف

نسبت حد استحکام کششی به چگالی 10^5



شکل ۳-۴ چگالی و استحکام برخی مواد به صورت تابعی از دما

جدول ۴-۱۱ مواد به کار رفته در پوسته موتور چندین موشک مدرن پدافند هوایی

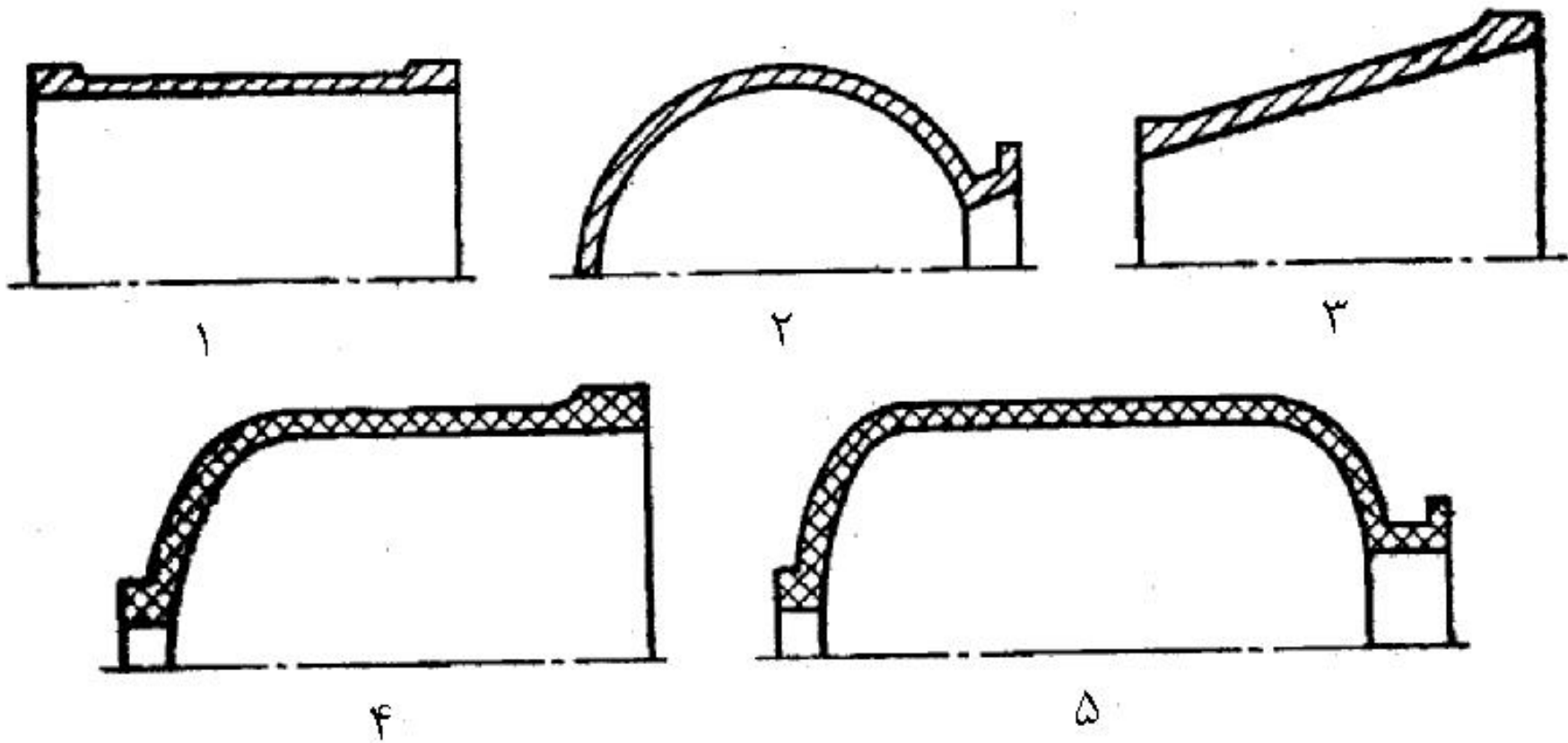
ماده پوسته موتور سوخت جامد	نوع موتور سوخت جامد	موشک
آلیاژ آلومینیوم با استحکام بالا	موتور شتاب‌دهی - اصلی، تک رژیم	اس-۳۰۰ پ ام او 48H6E (C-300ΠMY)
فولاد با استحکام بالا	موتور شتاب‌دهی - اصلی، تک رژیم	پاتریوت (PAC-2)
فولاد مستحکم (در آینده ماده مرکب)	شتاب‌دهنده	آستر - ۳۰
کربن - پلاستیک T-1000 CARBON	شتاب‌دهی - اصلی، دو رژیم	ارینت - ۱ (PAC-3)
فولاد مستحکم	شتاب‌دهی - اصلی، دو رژیم	تُر (9M330)
پلاستیک - الیاف آلی	شتاب‌دهنده	پانتسیر اس-۱
کربن - پلاستیک T-40 CARBON	شتاب‌دهی - اصلی، تک رژیم (سوخت بدون دود)	کروتال (VT-1) NG
شیشه - پلاستیک	شتاب‌دهی - اصلی، تک رژیم (سوخت بدون دود)	ADATS

۴-۵-۳- تعیین ساختار بدنه

ساختار هندسی بدنه‌ی موتور سوخت جامد را می‌توان در سه بخش مطالعه کرد: پوسته، سرپوش و اتصالات.

شکل هندسی پوسته‌ی بدنه

شکل (۴-۴) به صورت خلاصه، اشکال مختلفی از پوسته‌ی بدنه موتور را نشان می‌دهد. پوسته‌ی استوانه‌ای به دلیل این‌که از نظر تولید و چیدمان در موشک از سادگی قابل ملاحظه‌ای نسبت به دیگر انواع پوسته برخوردار است، بیش‌تر از انواع دیگر به کار می‌رود. نسبت طول به قطر این نوع پوسته در بازه‌ی 0.5 - 10 قرار دارد که مقادیر کوچک این بازه، مربوط به موتورهای بزرگ است.

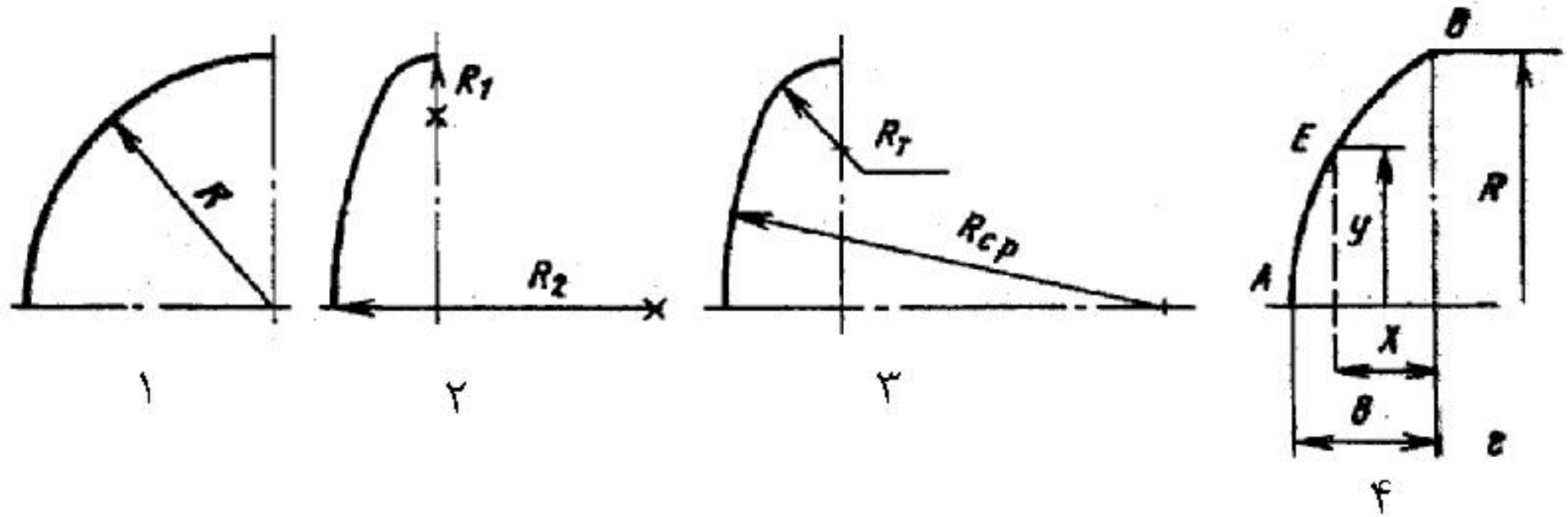


- شکل ۴-۴ اشکال مختلفی از پوسته‌ی بدنه موتور:
- ۱- پوسته‌ی استوانه‌ای؛ ۲- پوسته‌ی کروی؛ ۳- پوسته‌ی مخروطی؛ ۴ و ۵- پوسته‌های مرکب یک پارچه

پوسته‌های کرووی حداقل جرم نسبی سازه را برای موتور فراهم می‌کنند، همچنین از ضریب پرشدگی بالایی برخوردارند. مشکل این پوسته‌ها، سخت بودن چیدمانی فضایی و ابعادی آن‌ها در کل موشک است. پوسته‌های مخروطی در مقایسه با استوانه‌ای و کرووی از مزیت خاصی برخوردار نیستند و تنها ممکن است از دیدگاه چیدمانی در یک موشک خاص ترجیح داده شوند.

شکل هندسی سرپوش‌ها

شکل (۴-۵) انواع سرپوش‌ها را نشان می‌دهد. تحلیل‌های مشابه آن‌چه برای پوسته‌ها گفته شد برای سرپوش‌ها نیز صدق می‌کند.



شکل ۴-۵ انواع سرپوش‌ها (سربند و ته‌بند): ۱- سرپوش کروی؛ ۲- سرپوش بیضوی؛ ۳- سرپوش‌های چنبره‌ای-کروی؛ ۴- سرپوش با منحنی خاص

سرپوش کروی حداقل جرم را در ازای بیشینه حجم ایجاد می‌کند، ولی چیدمان آن در ترکیب موشک مشکل است و به همین دلیل، از نظر طولی بیش‌ترین ابعاد را دارا است. عیب **سرپوش بیضوی**، وجود تنش‌های خمشی در محل اتصال سرپوش به بدنه است. در نتیجه در صورت انتخاب این نوع سرپوش، این ناحیه باید تقویت شود. چنین عیبی در سرپوش‌های چنبره‌ای-کروی نیز وجود دارد. بخشی از منحنی سطح این سرپوش‌ها به شکل کره است (بخش میانی سرپوش که محور تقارن پوسته‌ی موتور از میان آن عبور می‌کند) که به‌طور همواری به بخش چنبره‌ای متصل شده است.

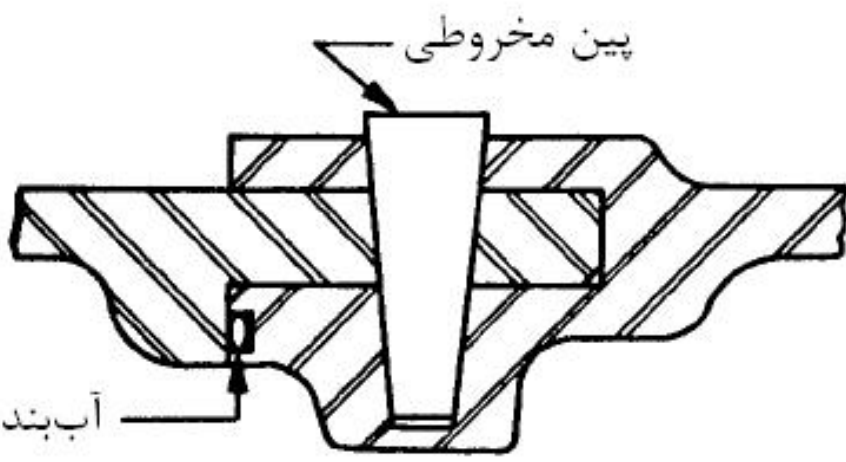
سرپوش‌های با منحنی خاص، نسبت به سرپوش چنبره‌ای-کروی این تفاوت را دارند که در اینجا کره با سطح حاصل از دوران یک منحنی خاص تلاقی می‌کند. معادله این منحنی به شکل زیر است:

$$\frac{x}{R} = 0.15 \arccos\left(\frac{r}{R}\right)^2 - 0.26 \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R}\right)^4}$$

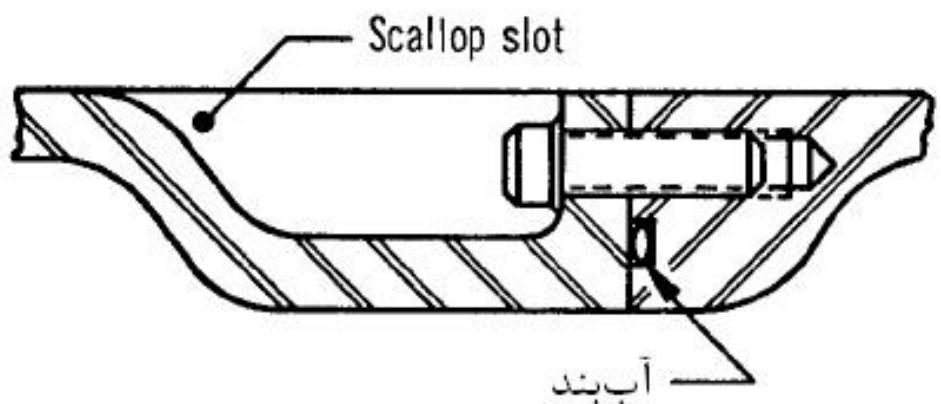
در اینجا x و r مختصاتی هستند که از نقطه‌ی E محاسبه می‌شوند (شکل ۴-۵). شعاع کره نیز در این حالت به صورت $R_{sp} = 2R$ است.

۴-۵-۴- انتخاب اتصالات

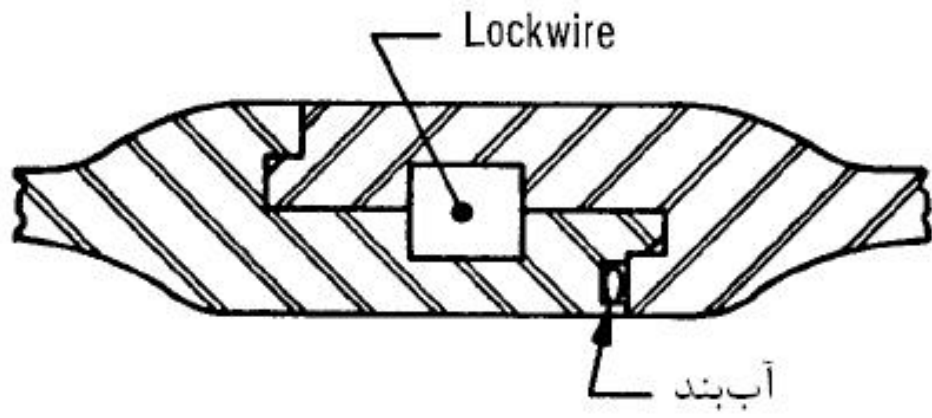
- اتصالات، بخشی از اجزای بدنه هستند که با سه هدف به کار می‌روند:
- ۱- مونتاژ قطعات یک موتور با ساختار چند قطعه‌ای: شکل (۴-۶) نمونه‌هایی از اتصال با این هدف را نشان می‌دهد.
 - ۲- اتصال قطعات دیگر به موتور: شکل (۴-۷) نمونه‌های مختلفی را نشان می‌دهند که برای اتصال قطعاتی چون آتشنزنه، شیپوره و سرپوش به کار می‌روند.
 - ۳- اتصال موتور به سازه مشخص.



straight or tapered pin

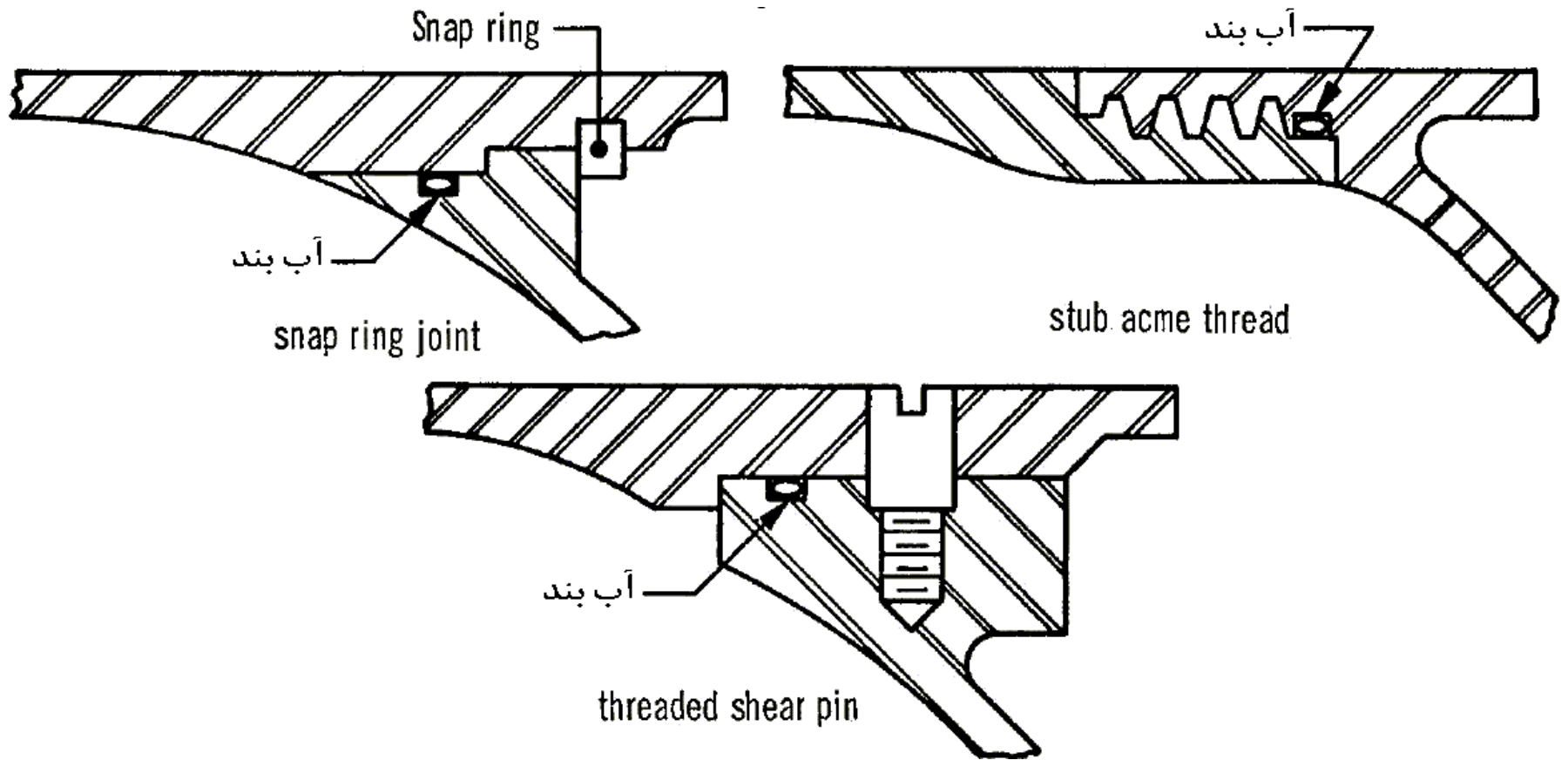


longitudinal bolted

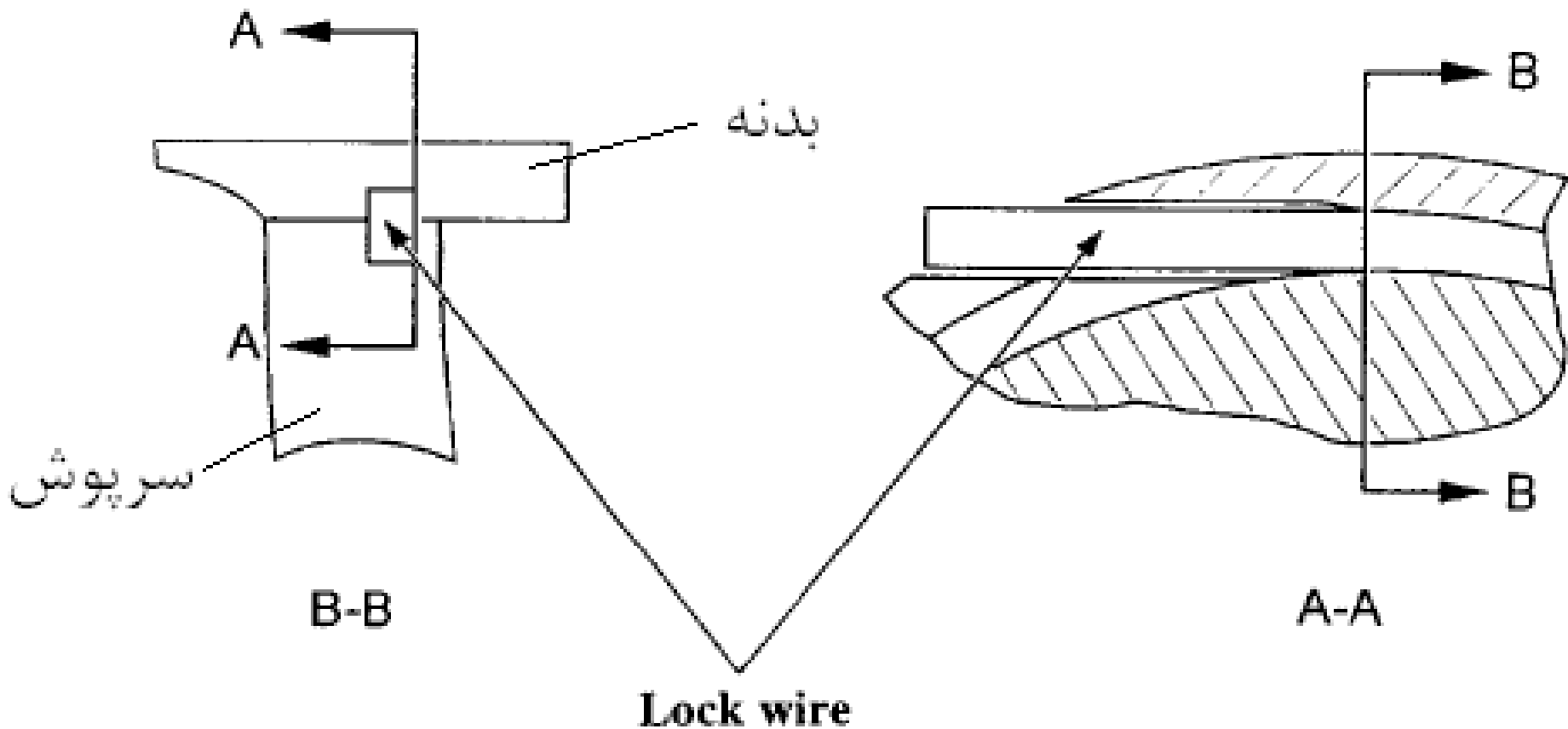


lockwire

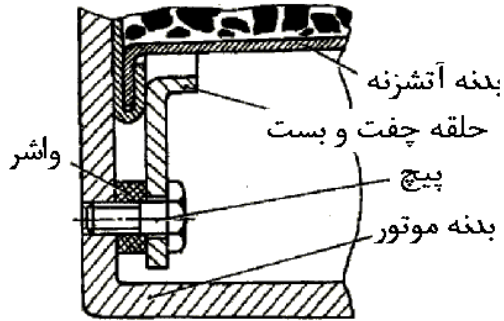
شکل ۴-۶ روش هایی از مونتاژ قطعات موتور با ساختار چند قطعه‌ای



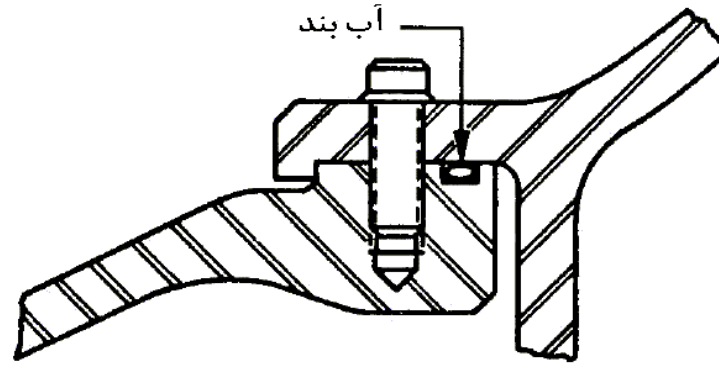
شکل ۴-۷ شکلهایی از اتصال سرپوش، شیپوره و آتشنه به موتور



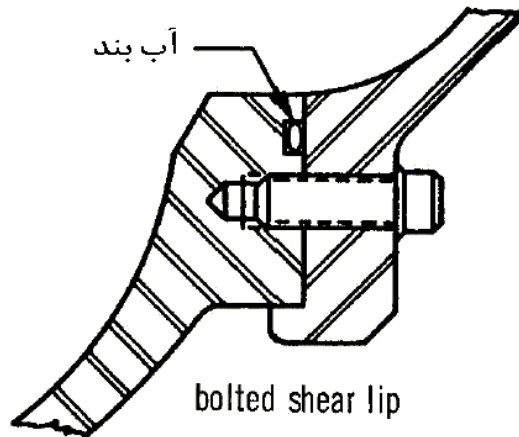
شکل ۴-۷ شکل‌هایی از اتصال سرپوش، شیپوره و آتشنه به موتور
(ادامه)



اتصال آتشنزنه



bolted-shear lip



bolted shear lip

یک روش اتصال نازل

شکل ۴-۷
شکل هایی از
اتصال سرپوش،
شیپوره و
آتشنزنه به موتور
(ادامه)

در دسته‌بندی کلی می‌توان اتصالات بدنه موتور را در دو بخش جداشدنی و جدانشدنی بررسی کرد.

اتصالات جدانشدنی، به‌طور نسبی جرم کمی دارند. در سازه‌های فلزی، جوشکاری، پرچ و در برخی موارد لحیم‌کاری به عنوان انواع اتصالات جدانشدنی به کار برده می‌شوند. در سازه‌های مرکب نیز اتصالات چسبنده به کار برده می‌شوند.

اتصالات جداشدنی برای متصل کردن سرپوش‌ها به بدنه، سازه آتشزنه به سربند و شیپوره به تهنده به کار می‌روند. همان‌گونه که در شکل‌های (۴-۶) و (۴-۷) دیده می‌شود، انواع متنوعی از اتصالات همچون پیچ، پین با توانایی تحمل برش، اتصالات رزوه‌ای، خار حلقوی و **Lock wire** برای اتصال به کار می‌روند.

در بین تمام اتصالات جداشونده، بدترین شاخص‌های جرم نسبی، متعلق به اتصالات رزوه‌ای است. این درحالی است که این نوع اتصالات، بیش‌ترین قابلیت تولید را (به‌ویژه برای موتورهای راکت سوخت جامد کوچک) دارند.

به‌کارگیری اتصالات رزوه‌ای در اجزای با قطر پیچ بیش از ۴/۰ متر، به‌واسطه ایجاد مقدار زیاد نیروی پیچش طی اتصال قطعات یا اجزاء، نامعقول است. افزون‌بر این، در قطره‌های زیاد قطعات، خطر پیچیدگی درهنگام محکم کردن آن‌ها بروز می‌کند. طراحی اتصالات رزوه‌ای، به انتخاب مقطع رزوه، تعداد رزوه‌ها و نیروی کشش پیچ منجر می‌شود.

اتصالات فلانجی می‌توانند برای محکم کردن پوسته با سربندها یا محکم کردن بخش شیپوره با سربند موتور راکت سوخت جامد به کار برده شوند. طراحی اتصالات فلانجی، منجر به تعیین تعداد پیچ‌ها و قطر آن‌ها، استقرار پیچ‌ها در مقطع عرضی و محاسبه‌ی نیروی کشش می‌شود. برای اجرای عملیات مونتاژ باید طرح ترتیب سفت کردن پیچ‌های اتصال تهیه شود.

عواملی که بر انتخاب نوع اتصال و طبقه‌بندی مشخص آن تاثیرگذار هستند، به شرح زیر است: امکان مونتاژ و باز کردن موتور موشک در دوره‌ی بهره‌برداری (مثلاً برای تعمیر)؛ جرم اتصالات؛ امکانات و محدودیت‌های فناوری؛ جنس مواد به کار رفته برای بدنه و قطعات آن؛ مقدار و نوع باری که اتصالات باید تحمل کنند و در پایان قابلیت اطمینان خواسته شده از اتصالات.

معمولاً بازده سازه‌ای، هزینه و قابلیت اطمینان چندین طرح مورد ارزیابی قرار می‌گیرد تا طرح بهینه انتخاب شود.

مسئله‌ی مهم در به‌کارگیری اتصالات جداشدنی، آب‌بندی این اتصالات است. هنگامی که آب‌بندی تحت فشار قرار می‌گیرد، بر اثر الاستیسیته و قابلیت انحنای در کوچک‌ترین فرورفتگی‌ها و برجستگی‌های سطوح به هم چسبیده، متورم می‌شود. برخی شیوه‌های پیاده‌کردن آن‌ها در شکل‌های (۴-۶) و (۴-۷) ارائه شدند.

موادی که برای آب‌بندی به کار برده می‌شوند، می‌توانند مواد مقاوم در برابر گرما، مواد آزبستی اندود شده با مس یا مواد پلاستیکی فلئوئوردار باشند.

لاستیک ورقه‌ای تنها در مواردی به کار برده می‌شود که نیروی فشار قطعات جفت‌شونده زیاد نباشد و بیش‌تر به‌صورت حلقه‌ای با کشش درون شیارهای آماده‌شده نصب می‌شود.

درحالتی که آببند تحت تاثیر فشارهای بالا و دماهای بالا قرار دارد مواد مسی، مس-آزبستی و مواد پلاستیکی فلئوردار به صورت واشرها، ورقه‌ها و حلقه‌ها می‌توانند به کار برده شوند. یادآوری می‌شود در فناوری موشکی برای آببندی اتصالات، به‌ویژه نوع اتصالات رزوه‌ای، به‌طور گسترده از مواد آببندی استفاده می‌شود که در فاصله‌ی بین قطعات جفت‌شونده ریخته می‌شوند. رزین اپوکسیدی می‌تواند به‌عنوان ماده آببندی به کار برده شود.

۴-۵-۵- طراحی سازه‌ای پوسته بدنه

طراحی سازه‌ای پوسته بدنه به معنی تعیین ابعاد هندسی پوسته‌ی موتور است؛ به گونه‌ای که افزون‌بر در نظر گرفتن ملاحظات طراحی سازه‌ای، از نظر شاخص‌های تکامل جرمی نیز موتور جایگاه مناسبی داشته باشد.

برای موتور موشک، انواع بارهای وارد بر بدنه موتور، ملاحظات طراحی را تشکیل می‌دهند.

بارهای وارد بر بدنه‌ی موتور

بارهای مختلفی بر بدنه موتور موشک اعمال می‌شود. این نیروها بر پایه منشأ تولید آنها عبارتند از: فشار داخلی ناشی از گازهای تولیدی در طول احتراق سوخت، نیروی جلوبرنده موتور در طول زمان روشن بودن آن، نیروی کمانش محلی، نیروهای خمشی آیرودینامیکی، بارهای ایجاد شده در شرایط مختلف پروازی (انبارداری، حمل و نقل، شلیک و پرواز آزاد) و تنش‌های ناشی از انبساط حرارتی. در جدول (۴-۱۲)، فهرستی از بارهای وارد بر بدنه و منابع تولید آنها ارائه شده است.

جدول ۴-۱۲ فهرستی از بارهای وارد بر بدنه و منابع تولید آنها

نوع بار	منشاء ایجاد بار
	اتصالات
محوری، خمش، برش	شیپوره و آتشنه موتور
محوری، خمش، برش	سیستم کنترل بردار رانش
محوری، خمش، برش	بدنه و نیروی جلوبرنده
کشش، فشار، خمش، برش	ترکیب چند موتور باهم
کشش، فشار، خمش، برش، پیچش	سطوح کنترلی آیرودینامیکی
محوری، خمش	تجهیزات و سیستم‌های الکتریکی

جدول ۴-۱۲ فهرستی از بارهای وارد بر بدنه و منابع تولید آنها (ادامه)

نوع بار	منشاء ایجاد بار
	بارهای داخلی و خارجی
دو محوری (حلقوی و محوری)	فشار داخلی
محوری	نیروی جلوبرنده محوری
خمش، برش	از دست دادن هم‌محوری نیروی جلوبرنده
کشش، فشار، خمش، برش، پیچش	حمل و نقل زمینی
محوری، خمش، برش	جرم وسیله و باد بر سکوی شلیک
محوری، خمش، برش، پیچش	پرواز، مانور و محیط پرواز
دو محوری خمش - برش	گرمایش محیطی

محاسبات سازه‌ای

در بین بارهای وارد بر بدنه موتور، بیش‌ترین اثر مربوط به فشار داخلی است. به عبارتی، بدنه‌ای که توانایی تحمل بارهای ناشی از فشار داخلی را داشته باشد، عموماً نسبت به تحمل بارهای دیگر استحکام کافی دارد. روابط مربوط به تنش‌های حلقوی مربوط به بدنه موتور و تنش‌های محوری آن عبارتند از:

$$(F_t)_{Hoop} = \frac{PR}{t}$$

(۴-۴)

$$(F_t)_{Longitudinal} = \frac{PR}{2t}$$

در این رابطه $(F_t)_{Hoop}$ مقدار تنش حلقوی، $(F_t)_{Longitudinal}$

مقدار تنش محوری، R شعاع بدنه استوانه‌ای و t ضخامت بدنه است. مقدار تنش وارد بر سرپوش کروی با مقدار تنش‌های محوری یکسان است.

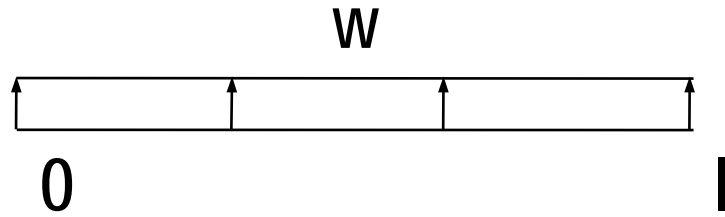
در سازه‌های مرکب ممکن است دامنه‌ی تحمل تنش به‌جای فشار داخلی توسط نیروهای خمشی مشخص شود. ممان خمشی (M_B) از رابطه‌ی زیر به‌دست می‌آید :

$$M_B = \frac{FL}{C} \quad (۵-۴)$$

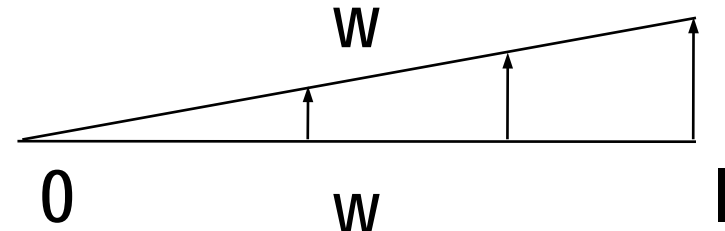
در این رابطه F مقدار نیرو، L طول و C ضریبی است که با توجه به نوع بارگذاری تعیین می‌شود. شکل (۴-۸) ضریب C را برای هر حالت بارگذاری نشان می‌دهد. به عنوان نمونه در موشکی به جرم M ، طول L که 20 g مانور دارد، مقدار F برابر است با 20 mg و C را می‌توان ۴ در نظر گرفت و بنابراین ممان خمشی آن 5 mg است.

ضخامت مورد نیاز برای سازه موشک (t) برای تحمل تنش ناشی از ممان خمشی، به عنوان تابعی از ممان خمشی (M_B)، شعاع سازه (R) (که استوانه‌ای فرض می‌شود)، بیشینه تنش مجاز (σ_{\max}) و ضریب اطمینان (η) با رابطه‌ی زیر ارایه می‌شود:

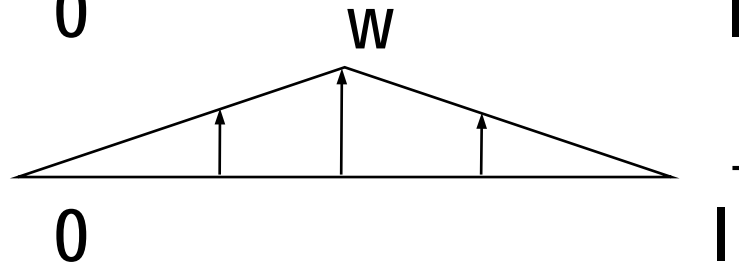
$$t = \eta \frac{M_B}{\pi R^2 \sigma_{\max}} \quad (۴-۶)$$



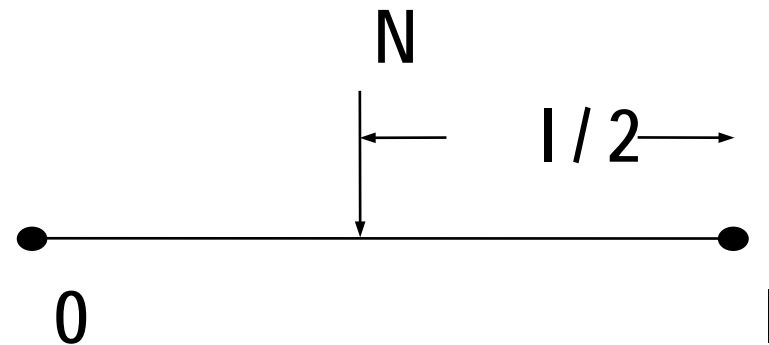
$C = 4$ برای بارگذاری یکنواخت



$C = 8/7$ برای بارگذاری خطی



$C = 6$ برای بارگذاری خطی در مرکز



$C = 4$ برای بارگذاری در مرکز

شکل ۴-۸ مقدار ضریب C با توجه نوع بارگذاری

به دلیل فشار بالای محفظه در موتور موشک، امکان به وجود آمدن کمانش موضعی در بدنه موتور وجود ندارد. به این ترتیب، با در نظر گرفتن بیشینه فشار مورد انتظار درون محفظه و ضریب اطمینان، با توجه به جنس انتخاب شده ضخامت بدنه از روابط (۴-۴) محاسبه می‌شود.

۴-۵-۶- تعیین مشخصات هندسی و جرمی

برای تعیین مشخصات جرمی موتور، پارامتر نسبت جرم سازه به جرم پیشران موتور معرفی می‌شود که با علامت α_{en} نشان داده می‌شود. سعی در به دست آوردن مقادیر متوسط α_{en} از روی داده های آماری نتیجه مثبتی ندارد؛ زیرا α_{en} تا حد زیادی به خواص سوخت، فرم خرج و روش قرارگیری آنها در محفظه احتراق و نیز مشخصات مواد ساختاری به کار رفته بستگی دارد.

به علاوه کاربرد داده‌های آماری تاثیر برخی از پارامترهای طراحی موشک بر پارامترهای موتور را حذف می‌کند.

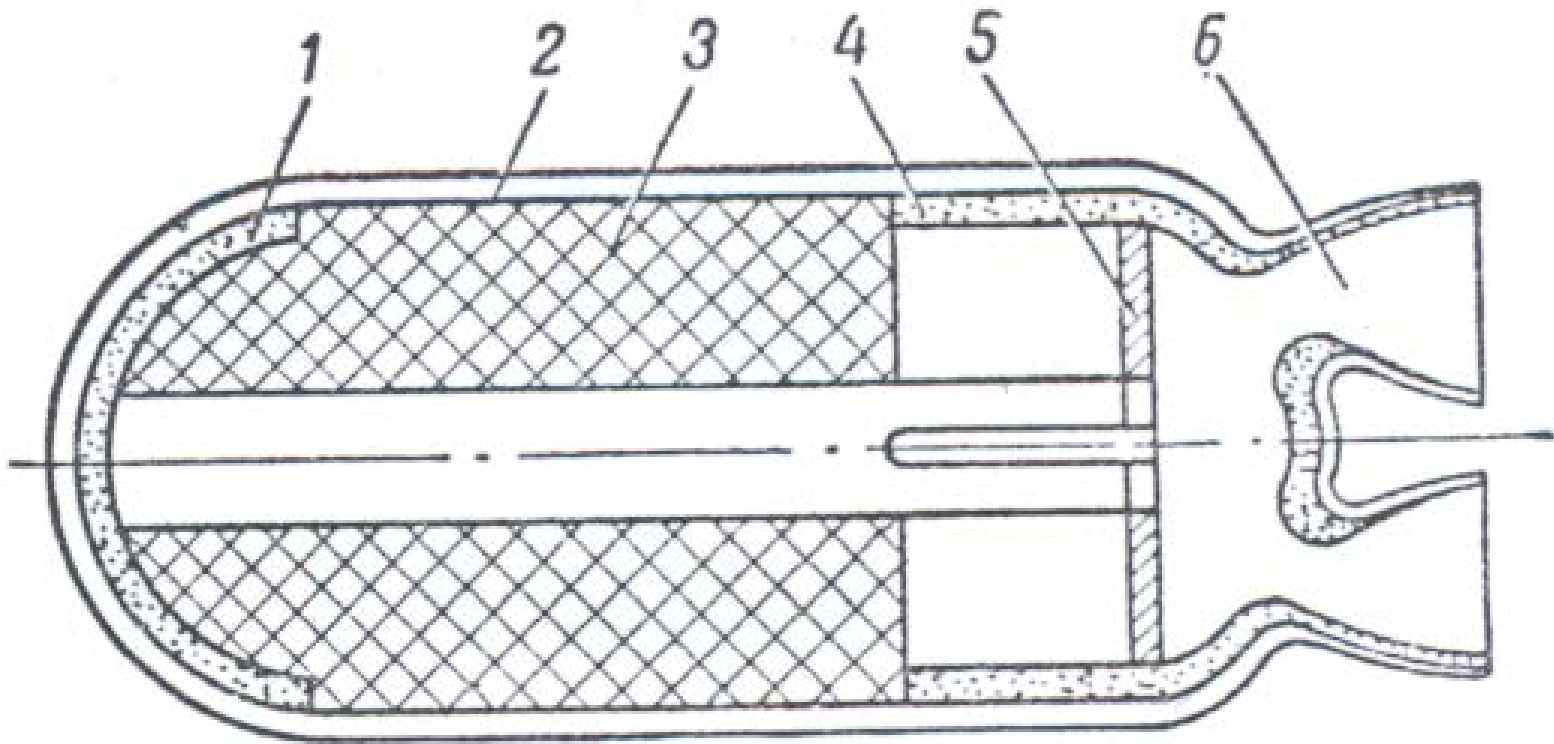
به جای کاربرد داده‌های آماری، المان‌های مختلف موتور مجزا شده و روش تخمین جرم آن‌ها بیان می‌شود. آن چه در این بخش ارائه می‌شود، روش تخمین جرم موتور در موشک‌های راهبردی است.

برای ساده کردن محاسبه α_{en} ، بهتر است از مفهوم موتور استاندارد استفاده کنیم. موتور استاندارد به موتور سوخت جامدی اطلاق می‌شود که تنها شامل اجزای ضروری موتور برای کار طبیعی است و با پارامترهایی مشخص می‌شود که روابط اصلی را میان پارامترهای موشک و مشخصات سوخت برقرار می‌کند.

آن چنان که در شکل (۴-۹) دیده می‌شود، در کلی‌ترین حالت این قطعات اصلی عبارتند از محفظه احتراق استوانه‌ای با عدسی‌ها و شیپوره‌های واگرا؛ عایق حرارتی محفظه احتراق، عدسی‌ها و شیپوره‌ها؛ خرج سوخت جامد؛ پوشش زرهی قسمتی از سطح (پوشش مقاوم در برابر سوزش) یا لایه‌ای که خرج را به دیواره‌های محفظه می‌چسباند. بدین ترتیب جرم سازه موتور را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$m_{en} = m_{cy} + m_b + m_a + m_N + m_{hs} \quad (۷-۴)$$

که m_{cy} جرم قسمت استوانه‌ای، m_b جرم عدسی‌های موتور (سربند و ته‌بند)، m_a جرم پوشش زرهی و لاینر، m_N جرم شیپوره‌های واگرا، و m_{hs} جرم عایق حرارتی است. در این صورت داریم:



شکل ۴-۹ موتور استاندارد سوخت جامد: ۱- عایق حرارتی عدسی
 محفظه احتراق؛ ۲- محفظه احتراق؛ ۳- خرج سوخت جامد؛ ۴- عایق
 حرارتی محفظه احتراق و شیپوره‌ها؛ ۵- پوشش زرهی؛ ۶- شیپوره

در این صورت داریم:

$$\alpha_{en} = \frac{m_{cy} + m_b + m_a + m_N + m_{hs}}{\omega_p} \quad (۸-۴)$$

روش تعیین مقادیر موجود در رابطه (۸-۴) و روابط ممکن میان پارامترهای موتور و موشک و مشخصات سوخت را برای حالت ساده‌ی نشان داده شده در شکل (۹-۴) بررسی می‌کنیم.

در این حالت موتور دارای خرج متصل به بدنه از نوع شیاردار است. جرم قسمت استوانه‌ای محفظه احتراق، با فرض آنکه طول آن برابر طول خرج و قطرش مساوی قطر مشخصه طبقه موشک باشد، از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$m_{cy} = \pi l_p \delta_{cy} \rho_{cy} d_M \quad (۹-۴)$$

که δ_{cy} ضخامت دیواره محفظه d_M قطر مشخصه طبقه، l_p طول خرج، و ρ_{cy} چگالی ماده محفظه است. ضخامت دیواره محفظه برای پوسته‌های نازک را می‌توان از رابطه زیر به دست آورد:

$$\delta_{cy} = \frac{p_c d_M}{2\sigma_{cc}} \eta \quad (۴-۱۰)$$

که p_c فشار محاسباتی درون محفظه احتراق، σ_{cc} حد استحکام ماده محفظه، و $\eta = 1.25-2.0$ ضریب اطمینان است. طول نسبی خرج به صورت نسبت طول به قطر خرج تعریف می‌شود:

$$\bar{l}_p = \frac{l_p}{d_p}$$

با صرف نظر کردن از تفاوت میان قطر خرج و قطر موشک برای خرج چسبیده، برای جرم قسمت استوانه‌ای محفظه احتراق داریم:

$$m_{cy} = \frac{\pi \rho_c \rho_{cy} \eta}{2 \sigma_{cc}} \bar{l}_p d_M^3 \quad (۱۱-۴)$$

جرم عدسی بیضوی با نسبت شعاع‌های ۱ به ۲ از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$m_b^1 = S_b \delta_b \rho_b \quad (۱۲-۴)$$

که δ_b ضخامت عدسی، ρ_{cy} چگالی ماده‌ی عدسی و S_b سطح عدسی است که با رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$S_b = \frac{5\pi}{16} d_M^2 \approx d_M^2 \quad (۱۳-۴)$$

با فرض $\delta_b \approx \delta_{cy}$ و صرف نظر کردن از ابعاد سوراخ مربوط به شیپوره و آتشنه در عدسی‌ها، مجموع جرم عدسی به دست می‌آید:

$$m_b = \frac{\rho_c \rho_{cy} \eta}{\sigma_{cc}} d_M^3 \quad (۴-۱۴)$$

اگر قسمت استوانه‌ای محفظه احتراق و عدسی‌ها از یک ماده ساخته شده باشند، یعنی $\rho_{cy} = \rho_b = \rho_M$ پس از ادغام روابط (۴-۱۱) و (۴-۱۴) خواهیم داشت:

$$m_{cy} + m_b = a d_M^3 \quad (۴-۱۵)$$

$$a = \left(\frac{\pi \bar{l}_p}{2} + 1 \right) \frac{\rho_c \rho_M \eta}{\sigma_{cc}} \quad \text{که} \quad (۴-۱۶)$$

جرم پوشش زرهی کف خرج (طرف شیپوره) و چسب روی تمام سطح خارجی خرج برابر است با:

$$m_a = m_a^{butt} + m_{liner} \quad (۱۷-۴)$$

که m_a^{butt} جرم پوشش زرهی کف خرج و m_{liner} جرم چسب است. جرم پوشش زرهی کف بدون احتساب عرض شیارها برابر است با:

$$m_a^{butt} = \frac{\pi}{4} \delta_a \rho_a (d_M^2 - d_{ch}^2) \quad (۱۸-۴)$$

که δ_a ضخامت پوشش زرهی، ρ_a چگالی زره d_{ch} و قطر کانال استوانه‌ای خرج است.

ضخامت پوشش زرهی کف خرج به زمان کار موتور بستگی دارد که آن هم به نوبه خود از قطر خرج و سرعت سوزش سوخت تعیین می‌شود. برای تعیین مقدار δ_a ، رابطه تقریبی زیر پیشنهاد می‌شود:

$$\delta_a = \frac{\alpha_a}{r} d_M \quad (۱۹-۴)$$

که r نرخ سوزش و $\alpha_a = 0.04-0.10 \text{ mm/s}$ است. به این ترتیب رابطه (۱۸-۴) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$m_a^{butt} = \frac{\pi}{4} \frac{\alpha_a}{u} \rho_a \left(1 - \bar{d}_{ch}^2\right) d_M^3 \quad (۲۰-۴)$$

که \bar{d}_{ch} قطر نسبی کانال است.

جرم چسب با این فرض که چگالی آن با چگالی پوشش زرهی برابر است، از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$m_{liner} = \pi d_M \rho_a l_p \delta_{liner} = \pi \rho_a \bar{l}_p \delta_{liner} d_M^2 \quad (۲۱-۴)$$

که δ_{liner} ضخامت چسب، \bar{l}_p طول نسبی خرج، ρ_a و چگالی زره است. برای تعیین ضخامت چسب، اختلاف تقریبی میان قطر محفظه احتراق d_M و قطر خرج d_p (که به صورت آماری به دست آمده) به کار می‌رود. می‌توان ادعا کرد که $\varepsilon = 0.97 - 0.99$ که به صورت نسبت قطر خرج به قطر موتور تعریف می‌شود $(\varepsilon = \frac{d_p}{d_M})$.

ضخامت چسب را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$\delta_{liner} = \frac{d_M - d_p}{2} = \frac{1 - \varepsilon}{2} d_M \quad (22-4)$$

در این صورت، جرم چسب از رابطه زیر به دست می آید:

$$m_{liner} = \frac{\pi}{2} \rho_a \bar{l}_p (1 - \varepsilon) d_M^3 \quad (23-4)$$

از روابط (21-4) و (23-4) می توان رابطه ی (17-4) را بازنویسی کرد:

$$m_a = b d_M^3 \quad (24-4)$$

$$b = \frac{\pi}{2} \rho_a \left[\frac{\alpha_a}{2u} \left(1 - \bar{d}_{ch}^2 \right) + \bar{l}_p (1 - \varepsilon) \right] \quad (25-4)$$

که:

جرم شیپوره‌های واگرا را می‌توان از رابطه‌ی زیر محاسبه کرد:

$$m_N = n_N S_N (\rho_N \delta_N + \rho_{hsN} \delta_{hsN}) \quad (۲۶-۴)$$

که n_N تعداد شیپوره‌ها، S_N مساحت سطح شیپوره، ρ_N چگالی جنس شیپوره، δ_N ضخامت متوسط دیواره شیپوره، و ρ_{hsN} ، δ_{hsN} به ترتیب چگالی و ضخامت متوسط عایق شیپوره است. رابطه‌ی (۴-۲۶) قابل ساده‌سازی است، به این ترتیب که:

$$\rho_N \delta_N + \rho_{hsN} \delta_{hsN} \approx \rho_N^m (\delta_N + \delta_{hsN}) \quad (۲۷-۴)$$

که ρ_N^m چگالی متوسط مواد (فلز و عایق حرارتی) شیپوره واگرا است.

ضخامت متوسط دیواره‌ی شیپوره دارای عایق حرارتی متناسب است با قطر محفظه احتراق یعنی:

$$\delta_N + \delta_{hsN} = \alpha_N d_M \quad (۲۸-۴)$$

که $\alpha_N = 0.004-0.008$ مساحت سطح شیپوره مخروطی با نیم‌زاویه رأس β_N ، از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$S_N = \frac{\pi}{4 \sin \beta_N} \left(\frac{A_e}{A_t} - 1 \right) d_t^2 \quad (۲۹-۴)$$

که A_e مساحت مقطع خروجی شیپوره، A_t مساحت گلوگاه شیپوره، و d_t قطر گلوگاه شیپوره است. مقادیر $\frac{A_e}{A_t}$ و قطر گلوگاه شیپوره از روابط فصل دوم به دست می‌آید.

جرم عایق حرارتی محفظه احتراق دو جزء دارد:

$$m_{hs} = m_{hs}^b + m_{hs}^s \quad (۳۰-۴)$$

که m_{hs}^b جرم عایق حرارتی عدسی‌های محفظه احتراق است و m_{hs}^s جرم عایق قسمت استوانه‌ای محفظه که در معرض محصولات احتراق قرار دارد. برای خرج‌های متصل به بدنه، در صورتی که خرج از نوع شیاردار باشد، در محل شیارها m_{hs}^s وجود دارد.

با صرف نظر کردن از ابعاد سوراخ شیپوره و آتشنه برای دو عدسی:

$$m_{hs}^b = 2 \frac{5\pi}{16} \rho_{hs} \delta_{hs} d_M^2 \approx 2 \rho_{hs} \delta_{hs} d_M^2 \quad (۳۱-۴)$$

که ρ_{hs} چگالی عایق حرارتی و δ_{hs} ضخامت عایق است. برای عایق حرارتی در محل شیارها داریم:

$$m_{hs}^s = \pi h \rho_{hs} \delta_{hs} d_M \quad (۳۲-۴)$$

که h طول شیارها است. طول شیارها برای خرج شیاردار را می‌توان به‌طور تقریبی از رابطه زیر به‌دست آورد:

$$h = (0.37 \bar{l}_p - 0.30) d_M \quad (۳۳-۴)$$

آن‌گاه جرم عایق حرارتی به‌صورت زیر تعیین می‌شود:

$$m_{hs} = \left[2 + \pi (0.37 \bar{l}_p - 0.30) \right] \rho_{hs} \delta_{hs} d_M^2 \quad (۳۴-۴)$$

ضخامت عایق حرارتی δ_{hs} به مشخصات حرارتی ماده، درجه حرارت محصولات احتراق سوخت (T_f)، درجه حرارت مجاز دیواره محفظه احتراق (T_w) و زمان کار موتور بستگی دارد.

محاسبه دقیق ضخامت عایق مشکل بوده و نیاز به در نظر گرفتن پارامترهای زیادی دارد که در مرحله طراحی مفهومی نامشخص هستند. لذا در این مرحله ضخامت عایق با ضخامت عایق غیرفرسایشی معادل فرض شده و مقدار آن از روش تقریبی زیر به دست می آید:

$$\delta_{hs} = 0.8 \sqrt{\frac{t_b a_{hs}}{0.1 - 0.81g \theta}} \quad (۳۵-۴)$$

در این رابطه، t_b (s) زمان کار موتور و a_{hs} ($\frac{m^2}{s}$) ضریب پخش حرارتی عایق است و θ نیز از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$\theta = \frac{T_f - T_w}{T_f - T_{w0}} \quad (۳۶-۴)$$

که در آن T_{w0} دمای اولیه دیواره محفظه، T_w دمای نهایی دیواره محفظه و T_f دمای محصولات احتراق است و همگی بر حسب کلوین هستند. ضریب پخش حرارتی عایق به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$a_{hs} = \frac{k_t}{\rho_{hs} c} \quad (۳۷-۴)$$

k_t ضریب هدایت حرارتی و c ظرفیت گرمایی عایق حرارتی است. مشخصات حرارتی برای برخی مواد مرکب فنولیکی (که به عنوان عایق استفاده می‌شوند) در جدول (۴-۱۳) ارائه شده است.

جدول ۴-۱۳ برخی مشخصات مواد مرکب فنولیکی متداول

پارچه شیشه	نمد آزبست	پارچه سیلیکا	پارچه گرافیت	پارچه کربن	ماده تقویت کننده
۱۹۴۰	۱۷۳۰	۱۷۵۰	۱۴۵۰	۱۴۳۰	چگالی $\frac{kg}{m^3}$
۹۲۱	۷۹۵	۱۰۰۴ <u>۱۲۵۶</u>	۱۰۰۴ <u>۱۶۳۳</u>	۸۳۷ <u>۱۵۰۷</u>	گرمای ویژه $\frac{J}{s}$
۱/۷۸	۱/۰۸	۲/۰۶	۳/۲۳ <u>۳/۳۰</u>	۲/۷۹ <u>۳/۲۳</u>	ضریب پخش حرارتی $10^{-7} \frac{m^2}{s}$
تمام مقادیر مربوط به دمای اتاق است؛ به جز مقادیر زیر خطدار که مربوط به دمای ۶۷۰ درجه کلوین است					

رابطه نهایی برای جرم عایق حرارتی محفظه احتراق به صورت:

$$m_{hs} = qd_M^3 \quad (۳۸-۴)$$

$$q = \frac{\delta_{hs}}{d_M} \left[2 + \pi (0.37 \bar{l}_p - 0.30) \right] \rho_{hs} \quad \text{در می آید که} \quad (۳۹-۴)$$

اکنون اجزای رابطه‌ی (۴-۷) برای مشخص شدن جرم سازه‌ی موتور به دست آمده و نسبت جرم سازه به جرم پیشران قابل محاسبه است. در صورتی که موتور دارای خرج متصل به بدنه از نوع شیاردار باشد، جرم خرج را می‌توان با خطای قابل قبولی به صورت زیر تعیین کرد:

$$\omega_p = \frac{\pi}{4} V_l \rho_p l_p d_M^3 \quad (40-4)$$

که V_l ضریب بارگذاری حجمی است. این رابطه می‌تواند به صورت زیر

$$\omega_p = \psi d_M^3 \quad \text{بازنویسی شود:} \quad (41-4)$$

$$\psi = \frac{\pi}{4} V_l \rho_p l_p \quad \text{که در آن:}$$

بعد از قرار دادن معادلات (4-15)، (4-24)، (4-38) و (4-41) در

رابطه (4-8) به دست می‌آوریم:

$$\alpha_{en} = \frac{a + b + q}{\psi} + \frac{m_N}{\psi d_M^3} \quad (42-4)$$

به طور مشابه می توان در حالتی که از سایر فرم های خرج و سازه موتور استفاده شود، عباراتی را برای α_{en} به دست آورد.

۴-۶- انجام محاسبات طراحی مفهومی در قالب یک مثال

برای روشن شدن توانایی الگوریتم ارائه شده برای طراحی مفهومی موتور، در این بخش به حل یک مثال پرداخته می شود. برای این منظور، مشخصات کارکردی موتور مرحله ی اول موشک ماهواره بر تاروس با نام موتور کستر ۱۲۰ به عنوان صورت مساله در نظر گرفته می شود. به این ترتیب مساله ی طراحی به صورت زیر خواهد بود:

مطلوب است طراحی مفهومی موتوری که بتواند در مدت زمان 81 ثانیه، به صورت متوسط 650 کیلونیوتن نیرو ایجاد کند و طول و قطر محفظه ی آن به ترتیب 7.5 متر و 2.4 متر باشد. لازم است تا نسبت جرمی موتور کم تر از 10 درصد باشد.

۴-۶-۱- انتخاب شمای ساختاری

در گام نخست باید ساختار اولیه‌ای برای موتور در نظر گرفت. انتخاب نامناسب این ساختار ممکن است بر تعداد تکرارهای طراحی بیافزاید. از سوی دیگر عوامل متعددی نیز بر ساختار موتور مؤثرند که در ابتدای طراحی نمی‌توان اثر آن‌ها را اعمال کرد. از همین رو معمولاً برای شروع طراحی برای انتخاب ساختار موتور اقدام به مطالعه و جستجو برای نمونه‌های مشابه می‌شود تا نمونه‌ای به عنوان مبنای طراحی قرار گیرد که مشخصات آن با الزامات طراحی سازگارتر است. در حل مثال حاضر، موتور گستر مبنای طراحی است. بدنه‌ی این موتور از جنس مرکب (کربن-اپوکسی)، نوع سوخت آن مرکب (HTPB) و تعداد شیپوره‌های آن یکی است.

۴-۶-۲ انتخاب فشار محفظه‌ی احتراق

به کمک رابطه (۴-۵)، می‌توان مقداری برای بیشینه فشار در نظر گرفت. با در نظر گرفتن $k_p = 0.98$ و زمان سوزش ۸۱ ثانیه خواهیم داشت:

$$P_{c_{\max}} = (0.98) \frac{150}{[\ln(81)]^{0.3}} = 94.28 \text{ bar}$$

اکنون لازم است فشار متوسط با توجه به بیشینه فشار به دست آید. افزایش فشار در لحظه‌ی شروع کارکرد موتور معمولا ۲۰ درصد بیش‌تر از فشار متوسط است. به این ترتیب فشار متوسط را می‌توان با ضریب 1.2 با فشار بیشینه مرتبط کرد یعنی:

$$P_{c_{\max}} = 1.2 P_{c_D}$$

$$P_{c_D} = \frac{94.28}{1.2} = 78.57 \text{ bar}$$

بنابراین:

۴-۶-۳- انتخاب پیشران

بر پایه مطالب ارایه شده در بخش (۴-۲)، پیشرانی برای موشک انتخاب می‌شود. مشخصاتی از پیشران که برای انجام طراحی مورد نیاز است، عبارتند از: چگالی، ضربه ویژه، ضریب دمایی نرخ سوزش، نمای فشاری نرخ سوزش، دمای محصولات احتراق، و جرم مولکولی محصولات احتراق (یا مقدار ثابت گازهای محصولات احتراق R).

هم‌اکنون کارآمدترین پلی‌بوتادین هم از نقطه نظر انرژی‌زایی و هم از نقطه نظر فناوری تهیه، خواص مکانیکی طی دماهای منفی و قابلیت نگهداری، **HTPB** به حساب می‌آید.

پیشران مبتنی بر **HTPB** دارای قیمت به نسبت پایین، ضربه ویژه حجمی بالا و قابلیت اتصال و چسبندگی مطمئن خرج به دیواره محفظه احتراق است.

به‌عنوان افزودنی انرژی‌زا و در عین حال افزایشده چگالی پیشران و پایدارکننده‌ی احتراق آن، بیش‌تر اوقات از پودر آلومینیوم (بعضاً هیدرید آلومینیوم و برلیم) استفاده می‌شود.

از مشخصات بارز این پیشران، دارا بودن وسیع‌ترین بازه نرخ سوزش است. این امر انعطاف کافی برای طراحی خرج فراهم می‌آورد. مشخصات این پیشران در جداول (۲-۳) و (۳-۳) مطرح شده است.

۴-۶-۴- تعیین پارامترهای اولیه خرج و شیپوره موتور

مطابق آن‌چه در بخش (۴-۴) مطرح شد، برای تعیین پارامترهای اولیه‌ی خرج و شیپوره‌ی موتور، لازم است کلیه‌ی پارامترهای ورودی و ۳ پارامتر از متغیرهای طراحی مشخص شوند.

۷ متغیر از متغیرهای ورودی با مشخص شدن نوع پیشران مشخص شده، فشار محفظه نیز محاسبه شده و قطر موتور نیز در صورت مساله آمده است.

فشار محیط نیز 0.5 بار در نظر گرفته می‌شود. برای ضرایب تصحیح ضربه‌ی ویژه و دبی جرمی به ترتیب 0.9 و 1.1 انتخاب می‌شود.

با توجه به صورت مساله، متغیرهای معلوم طراحی عبارتند از: نیروی جلوبرنده (۱۵۳۴۱۵۸ نیوتن)، زمان سوزش (۸۱ ثانیه) و طول خرج (7.6 متر). از جدول (۴-۶) می‌توان دید که ترکیب متغیرهای طراحی مطابق حالت ۱۷ است و بنابراین معتبر است.

به راحتی می‌توان الگوریتم محاسباتی برای این حالت را به دست آورد که در جدول (۴-۱۴) نشان داده شده است. خروجی‌های این مرحله نیز در این جدول مرتب شده است.

جدول ۴-۱۴ مقادیر پارامترهای خروجی

مقدار پارامتر	مجهول به دست آمده	شماره رابطه از جدول (۴-۶)	مراحل محاسبه
۳/۵۲	M_2	۳	۱.
۲۵۶۸	v_2 متر بر ثانیه	۵	۲.
۴۸۳۸۴	m_p کیلوگرم	۲	۳.
۰/۱۱۴	A_i متر مربع	۱	۴.
۲/۱۶۸	A_2 متر مربع	۴	۵.
۲۳/۷۸۴	A_b متر مربع	۶	۶.
۰/۷۵۸	V_1	۷	۷.
۱/۰۹	A_p متر مربع	۸	۸.
۹/۵۴	A_p/A_i	۹	۹.
۲۶۱/۸	I_{sp} ثانیه	۱۰	۱۰.

۴-۶-۵- طراحی بدنه

برای طراحی بدنه افزون بر بعضی پارامترهای مشخص شده در مرحله‌ی قبل، پارامترهای دیگری نیز باید مشخص شوند، از جمله مشخصات جنس بدنه، جنس عایق و... در این بخش، نخست انتخاب‌های لازم انجام گرفته و سپس مشخصات بدنه تعیین می‌شود. با توجه به ساختار تعیین شده برای موتور، جنس انتخاب شده برای بدنه کربن-اپوکسی است که حد استحکام و چگالی آن از نمودار شکل (۴-۲) به دست می‌آید. نرخ سوزش پوشش زرهی کف خرج 0.04 m/s و چگالی آن در حدود 1000 kg/m^3 فرض می‌شود.

نیم‌زاویه‌ی واگرایی شیپوره ۲۰ درجه، متوسط چگالی پوسته‌ی شیپوره و عایق 4800 kg/m^3 و ضخامت نسبی پوسته‌ی شیپوره و عایق 0.004 است.

اگر نوع عایق حرارتی کربن- فنولیک در نظر گرفته شود مطابق جدول (۴-۱۳) ضریب پخش حرارتی آن در دمای ۶۷۰ درجه کلوین

$$1430 \frac{kg}{m^3} \text{ است و } 7 \times 10^{-7} \frac{m^2}{s} \text{ است و چگالی آن نیز } 1430 \frac{kg}{m^3} \text{ است.}$$

دمای مجاز برای دیواره ۶۷۰ کلوین و دمای اولیه بدنه ۲۹۰ کلوین است. کلیه پارامترهای ورودی طراحی بدنه در جدول (۴-۱۵) فهرست شده است. بر پایه روابط بخش (۴-۵) ضرایب جرمی اجزاء موتور، جرم شیپوره و در نهایت جرم کل سازه به دست می آید که در جدول (۴-۱۶) مرتب شده است.

جدول ۴-۱۵
پارامترهای ورودی
طراحی بدنه

مقدار	پارامترهای ورودی طراحی بدنه	اجزاء موتور از نظر تحلیل جرمی
۳/۱۶	طول نسبی خرج	خرج
5×10^4	σ_{cc}	جنس بدنه (کربن - اپوکسی)
۱۷۰۰	ρ_M	
۰/۰۴	α_a	چسب و زره
۱۰۰۰	ρ_a	
۰/۹۸۵	ε	
۱	n_N	شیپوره
۲۰	β_N	
۴۸۰۰	ρ_N^m	
۰/۰۰۴	α_N	
$3/23 \times 10^{-7}$	a_{hs}	عایق حرارتی (کربن - فنولیک)
۶۷۰	T_w	
۲۹۰	T_{w0}	
۱۴۳۰	ρ_{hs}	

جدول ۴-۱۶ مشخصات جرمی و هندسی موتور

۲۲۸	ضریب جرمی بدنه
۷۶	ضریب جرمی چسب و زره
۳۰	ضریب جرمی عایق حرارتی
۳۵۰۰	ضریب جرمی خرج
+/۱۰۱	ضریب جرمی موتور
۳۱۵۴	جرم بدنه (کیلوگرم)
۱۰۵۶	جرم چسب و زره (کیلوگرم)
۲۷۷	جرم شیپوره (کیلوگرم)

جدول ۴-۱۶ مشخصات جرمی و هندسی موتور (ادامه)

۴۲۰	جرم عایق حرارتی (کیلوگرم)
۴۸۳۸۵	جرم خرج (کیلوگرم)
۴۹۰۶	جرم موتور بدون سوخت (کیلوگرم)
۵۳۲۹۱	جرم موتور (کیلوگرم)
۰/۰۲۶۹	ضخامت بدنه (متر)
۰/۰۰۷۱	ضخامت چسب و زره (متر)
۰/۰۰۹۶	ضخامت شیپوره و عایق آن (متر)
۰/۰۱۰۸	ضخامت عایق حرارتی (متر)

۴-۶-۶- ارزیابی کلی نتایج

نخست قطر داخلی موتور با دقت بیش‌تری محاسبه می‌شود:

$$D_{ci} = D_c - 2(\delta_{cy} + \delta_{liner}) \quad (۴-۴۶)$$

لازم است تا برخی محاسباتِ مربوط به مرحله‌ی ۳ که در آن قطر داخلی با قطر خارجی موتور برابر فرض شده بود، دوباره تکرار شود. از سوی دیگر مقدار کم ضریب بارگذاری حجمی نشان می‌دهد که بهتر است طول محفظه کوتاه‌تر شود تا سطح مقطع کانال داخل خرج کم‌تر شده و ضریب بارگذاری حجمی افزایش یابد. با چندین بار سعی و خطا، طول نسبتاً مناسب (که ضریب بارگذاری به ازای آن ۸۶/۰ شود) به دست می‌آید که مقدار آن ۷ متر است.

به این ترتیب با احتساب طول جدید در جدول (۴-۱۷) مشخصات جرمی و هندسی موتور دیده می‌شود. برای مقایسه‌ی کلی بین مشخصات این موتور و موتور مبنا در جدول (۴-۱۸) نیز مقادیر محاسبه شده با مقادیر مربوط به موتور مبنا ارائه شده است. آن چنان که دیده می‌شود ضریب جرمی موتور (نسبت جرمی موتور) نیز کم‌تر از ۱۰ درصد است.

می‌توان درستی برخی انتخاب‌ها را نیز مورد ارزیابی قرار داد. به عنوان نمونه، اگر در انتخاب جنس بدنه از فولاد ماراجینگ ۳۰۰ استفاده شود، جرم موتور بدون سوخت ۶۱۷۸ کیلوگرم خواهد بود که افزایش ۱۴۱۴ کیلوگرمی را نشان می‌دهد. در این حالت ضریب جرمی موتور (نسبت جرمی موتور) ۱۳ درصد است و به این ترتیب کاربرد کربن-اپوکسی مناسب‌تر از فولاد ماراجینگ است.

جدول ۴-۱۷ مشخصات جرمی و هندسی موتور

۲۲۵	ضریب جرمی بدنه
۷۱	ضریب جرمی چسب و زره
۲۸	ضریب جرمی عایق حرارتی
۳۵۰۰	ضریب جرمی خرج
۰/۰۹۸	ضریب جرمی موتور
۳۱۱۳	جرم بدنه (کیلوگرم)
۹۸۰	جرم چسب و زره (کیلوگرم)
۲۷۷	جرم شیپوره (کیلوگرم)

جدول ۴-۱۷ مشخصات جرمی و هندسی موتور (ادامه)

۳۹۴	جرم عایق حرارتی (کیلوگرم)
۴۸۳۸۵	جرم خرج (کیلوگرم)
۴۷۶۴	جرم موتور بدون سوخت (کیلوگرم)
۵۳۱۴۹	جرم موتور (کیلوگرم)
۰/۰۲۸۵	ضخامت بدنه (متر)
۰/۰۱۸	ضخامت چسب و زره (متر)
۰/۰۰۹۶	ضخامت شیپوره و عایق آن (متر)
۰/۰۱۰۸	ضخامت عایق حرارتی (متر)

جدول ۴-۱۸ مقایسه‌ی برخی نتایج به‌دست‌آمده با مشخصات موتور مبنا

درصد اختلاف نسبی	مقدار واقعی	مقدار محاسبه شده	
۱/۳	۴۹۰۳۲	۴۸۳۸۴	جرم پیشران (kg)
۷/۵	۰/۱۰۶۳	۰/۱۱۴۳	مساحت گلوگاه شیپوره (m^2)
۷/۵	۲/۰۱۰	۲/۱۶۸	مساحت خروجی شیپوره (m^2)
۱۷/۱	۴۰۶۸	۴۷۶۲	جرم موتور بدون سوخت (kg)

به عنوان حساسیت‌سنجی دیگر، کاهش قطر موتور به $7/1$ متر مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این حالت نیز با فرض ضریب بارگذاری $86/0$ مقدار طول خرج با سعی و خطا استخراج می‌شود که مقدار آن $4/13$ متر است و افزایش 2 برابری را نشان می‌دهد. کاهش قطر موتور به $5/1$ متر نیز طول $15/17$ متری را به دنبال دارد.

می‌توان چندین نتیجه‌ی کاربردی از این مثال استخراج کرد:

۱- تنها کاربرد بدنه با جنس مواد مرکب برای طراحی موتور در کلاس مذکور می‌تواند مشخصات جرمی نسبتاً مناسبی را در پی داشته باشد.

۲- قطر موتوری در کلاس موتور مذکور نمی‌تواند از 2 متر کم‌تر باشد؛ زیرا موجب افزایش چشمگیر طول می‌شود که نسبت طول به قطر هر مرحله و طول به قطر موشک ماهواره‌بر را که احتمالاً 3 یا 4 مرحله‌ای است، بسیار افزایش داده و از نظر طراحی موشک امکان‌پذیر و منطقی نیست.

پرسش‌ها و مسایل

۱- مطلوب است طراحی مفهومی موتور موشک پدافند هوایی میان‌برد که بتواند در مدت زمان ۱۰ ثانیه، به صورت متوسط ۹۶ کیلونیوتن نیرو ایجاد کند و طول و قطر محفظه‌ی آن به ترتیب ۴ متر و ۴/۰ متر باشد. لازم است تا نسبت جرمی موتور کم‌تر از ۴/۰ درصد باشد. مشخصات پیشران این موشک که از نوع HTPB است، عبارتند از:

۲۱/۱	نمای آدیاباتیک (بی در رو) محصولات احتراق	۱۸۵۰	چگالی (kg)
۲۵	جرم مولکولی محصولات احتراق	۲۵۴	ضربه ویژه (s)
$0.002P_c^{0.28}$	معادله نرخ سوزش (m/s) (فشار: bar)	۳۵۰۰	دمای محصولات احتراق (K)

۲- برای مسالهی قبل حساسیت طول گرین موتور به قطر آن را با فرض ثابت ماندن ضریب بارگذاری حجمی بررسی کنید.

۳- رابطه‌ای را برای جرم سربند بیضوی شکل موتور راکت سوخت جامدی که با سوراخ‌ها تضعیف نشده ارائه دهید. نشان دهید که حداقل جرم سربند طی تبدیل بیضی‌گون به کره حاصل می‌شود.

بِسْمِ اللّٰهِ الرَّحْمٰنِ الرَّحِیْمِ

طراحی سامانه‌های پشرانش
موشکی سوخت جامد

فصل ۵ - طراحی خرج پیشران

بخش عمده‌ای از فعالیت طراحی موتور در مراحل پیشرفته‌ی طراحی، وابسته به تعریف شکل خرج است. بنابراین پیشرفت‌های فناوری طراحی خرج، به مقدار زیادی ظرفیت طراحی موتور را افزایش می‌دهد.

اگر چه طراحی خرج به بیان شماتیک خرج، فعالیتی هندسی است، ولی نرخ مصرف شدن پیشران به سطح سوزش و دیگر مشخصه‌های بالستیک داخلی وابسته است که تابع جریان سیال تراکم‌پذیر بوده و از این‌رو هندسه خرج باید ملزومات کارکرد بالستیکی ویژه‌ای را فراهم کند.

موضوعاتی که در ادامه به آن پرداخته شده شامل تعریف هندسه و تحلیل بالستیک داخلی است و برای آن محدودیت‌های تولیدی و ملزومات سازه‌ای نیز شناخته شده‌اند.

دنبال کردن گام‌های متوالی طراحی به صورت منطقی، احتمال دستیابی به طرح خرج را فراهم می‌کند که نه تنها مناسب است، بلکه به حالت بهینه نیز نزدیک است. گام‌های مرتب شده‌ی مورد نیاز برای طراحی موفق عبارتند از:

(۱) ارزیابی ملزومات طراحی و پارامترهای بالستیک داخلی.

(۲) انتخاب و طراحی شکل خرج.

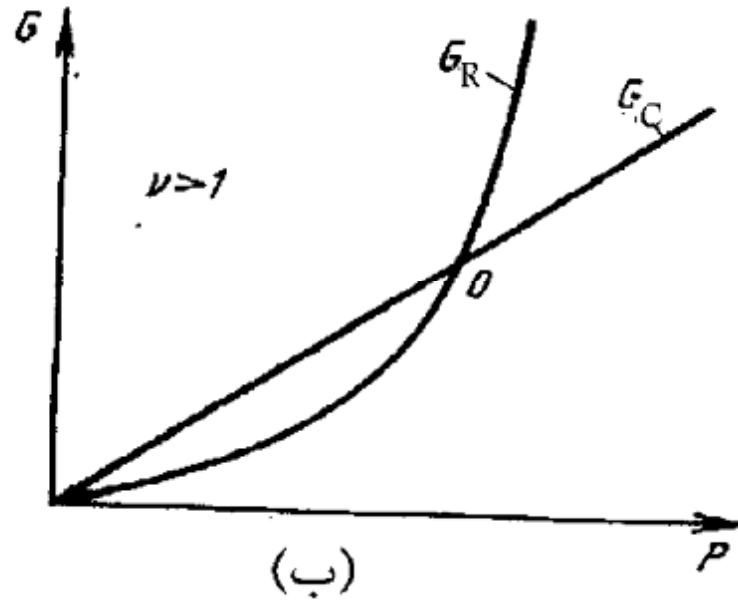
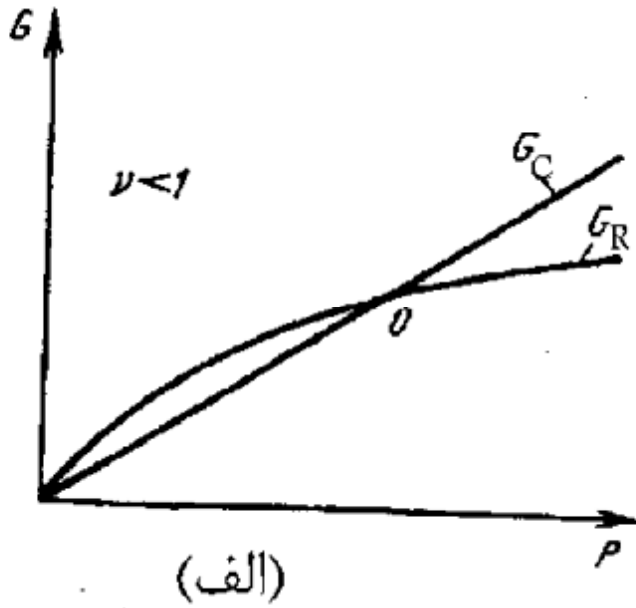
(۳) تحلیل طرح.

قبل از شروع تحلیل هندسی خرج نکاتی در خصوص انتخاب نوع پیشران را یاد آور می‌شویم.

طی انتخاب نوع ترکیب پیشران، مقدار نمای ν در معادله سرعت سوزش، دارای اهمیت اصولی است. سوزش پایدار پیشران در موتور موشکی سوخت جامد در صورتی که $0 < \nu < 1$ باشد تامین می‌شود. این حقیقت ضمن تحلیل معادله‌ی "بور" که در حالت رژیم کاری شبه پایدار موتور صادق است، به راحتی قابل توضیح می‌باشد:

$$r_p u_{10} \left(\frac{p}{0.98 \times 10^5} \right)^\nu A_b = A_t \sqrt{\frac{k}{RT_c}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} p \quad (1-5)$$

روابط نموداری برای مشخصه‌های (G_C) دبی خروجی از محفظه (سمت راست رابطه) و دبی ورودی (تولیدی) (G_R) به محفظه (سمت چپ رابطه) براساس معادله بور، طی $\nu < 1$ و $\nu > 1$ در شکل ۱-۵ نشان داده شده است.



شکل ۵-۱ - مشخصه‌های دبی محفظه موتور موشکی سوخت جامد:
 G_C - خروج محصولات احتراق از محفظه؛ G_R - تولید جرم در محفظه؛
 الف - رژیم پایدار کاری $\nu < 1$ ؛ ب - رژیم ناپایدار کاری $\nu > 1$

کوچکترین انحراف از نقطه تعادل (نقطه O) به سمت افزایش یا کاهش فشار مثلاً به دلیل عوامل اتفاقی در محفظه موتور، در صورتی که $\nu < 1$ باشد، باعث بازگشت به نقطه مبدا شده و در صورتی که $\nu > 1$ باشد منجر به افزایش انحراف اولیه می شود.

اگر زمان کار موتور موشکی سوخت جامد کوتاه باشد، می توان از پیشران هایی با هر V استفاده نمود، زیرا در مدت زمان کار موتور، فشار فرصت نمی یابد بیشتر یا کمتر از مقدار مجاز شود. طی کار طولانی موتور (بیش از $1/0$ تا $0/1$ ثانیه)، استفاده از پیشران با $\nu > 1$ امکان پذیر نیست. مسئله انتخاب نوع مشخص پیشران از میان مجموعه ای از آنها را فرمول بندی می کنیم:

مطلوب است انتخاب نوعی از پیشران از میان انواع موجود که تامین کننده الزامات زیر باشد:

$$T_{\min} \leq T_{c.p} \leq T_{\max}$$

$$I_{sp \min} \leq I_{sp.p} \leq I_{sp \max}$$

$$r_{\min} \leq r_p \leq r_{\max}$$

$$C_{\min} \leq C_p \leq C_{\max}$$

$$u_{\min} \leq u_p \leq u_{\max}$$

$T_{c.p}$ - دمای محصولات احتراق؛

C_p - قیمت پیشران؛

در مسئله انتخاب پیشران ممکن است الزام مربوط به نوع آن نیز قید شود.

مشخصه‌هایی را که براساس آنها جستجوی پیشران صورت می‌گیرد، پارامترهای جستجو می‌نامیم.

به الگوریتم انتخاب مارک مشخصی از پیشران با فرض مشخص بودن لیست نیازمندی‌های مربوط به پارامترهای جستجو، اشاره می‌کنیم.

در مرحله اول باید اولویت بررسی در لیست پیشران‌ها را بر مبنای هر یک از پارامترهای جستجو مشخص کنیم. به عنوان مثال ممکن است اولویت اول به انتخاب نوع پیشران - دوپایه یا مرکب - داده شود.

طی طراحی موتورهای موشکی سوخت جامد با ابعاد بزرگ، بعد از تعیین نوع پیشران باید اولویت بعدی به تعیین ضربه ویژه اختصاص داده شود. در ادامه، به ترتیب، سرعت سوزش، قیمت یک کیلوگرم پیشران، دمای محصولات احتراق و غیره، می‌توانند مورد بررسی قرار گیرند.

در مرحله دوم پس از اولویت‌بندی جستجو بر اساس مشخصه‌های اصلی پیشران، آن مارک‌هایی از پیشران‌ها که نیازمندی‌های مطرح شده براساس محدودیت‌های پارامترهای جستجو با بالاترین اولویت را برآورده نمی‌کنند، از لیست کلی حذف می‌شوند .

به‌عنوان مثال اگر در درخواست فنی پیشران قید شود که پیشران باید از نوع مرکب باشد، در آن صورت لیست بررسی مارک‌ها در مراحل بعدی به نصف کاهش می‌یابد.

در مرحله سوم و مراحل بعدی، پیشران‌هایی که نیازمندی‌های مربوط به پارامترهای جستجوی اولویت‌بندی شده را تامین نمی‌کنند از موارد باقی‌مانده در لیست پیشران‌ها حذف می‌شوند. اگر در لیست تنها یک نوع پیشران باقی بماند انتخاب پیشران در هر مرحله میانی متوقف می‌شود.

در این صورت باید تنها تفاوت پارامترهای این پیشران با سایر الزامات باقیمانده در درخواست فنی را مورد ارزیابی قرار داد .
در صورتی که پس از مرحله پایانی، بیش از یک پیشران به عنوان پیشران مجاز برای استفاده باقی بماند، باید مشخصه‌های دیگری را که در لیست جستجو موجود نیستند بررسی نمود، مثلاً چگالی پیشران (از لیست، پیشرانی انتخاب می‌شود که بیشترین چگالی را داشته باشد)، یا نمای V در رابطه سرعت سوزش و غیره.

• نیازمندی‌های مربوط به خرج‌های پیشران

تمام مشخصه‌های اصلی موتور موشکی سوخت جامد مستقیماً به سازماندهی تولید جرم از سطح خرج پیشران بستگی دارند.

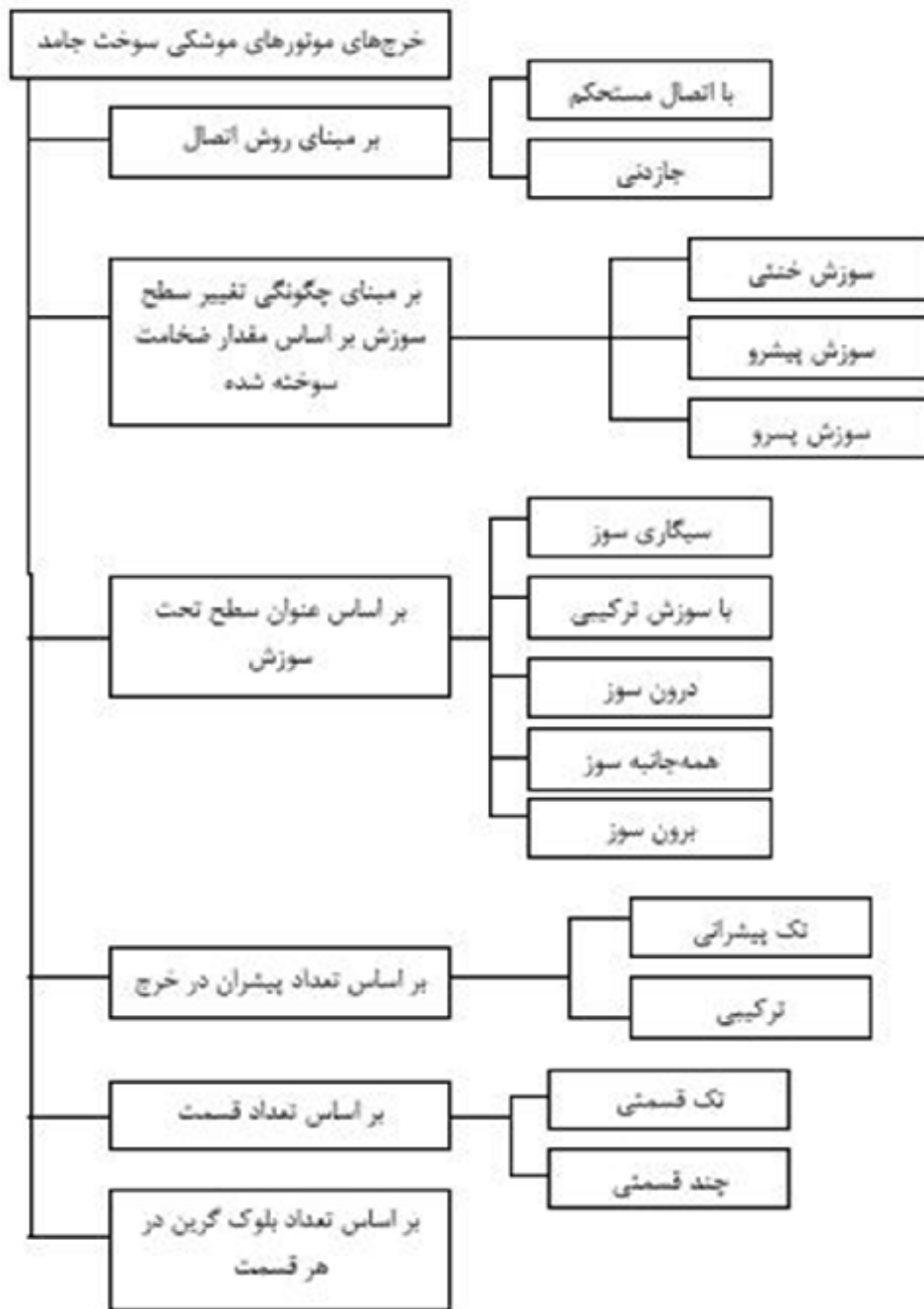
در عین حال در پروسه سوزش خرج، انحراف اجباری تابع تولید جرم با گذشت زمان از قانون برنامه‌ریزی شده، فقط برای کلاس خاصی از سامانه‌های پیشران‌ش قابل تنظیم براساس سطح تراست، امکان‌پذیر است .

در عمل به سازه خرج پیشران مجموعه الزامات زیر مترتب می‌باشند:
فرم خرج پیشران باید قانون مشخص‌شده‌ی تولید جرم محصولات احتراق پیشران (یا قانون تعیین‌شده تغییرات تراست) را تامین کند؛
فرم خرج پیشران باید حداکثر مقدار ضربه ویژه سامانه پیشران‌ش را تامین کند؛

فرم خرج باید زمان تعیین‌شده کار سامانه پیشران‌ش را تامین نماید؛
سازه خرج باید به‌گونه‌ای باشد که از تماس مستقیم کامل یا جزئی محصولات احتراق با دیواره‌های محفظه جلوگیری کند؛

فرم خرج باید موجب افزایش ضریب پرشدگی محفظه شود، ضمن اینکه در این حین پدیده سوزش ناپایدار ایجاد نشده، استحکام خرج تامین شده و میزان پس مانده های پیشران که سوزش پسرو دارند حداقل باشد؛

سازه خرج پیشران باید تضمین کننده حداقل جابه جایی مرکز جرم موتور، طی سوزش پیشران باشد؛
سازه خرج باید از نظر فناوری قابل تولید باشد.
می توان خرج های پیشران را براساس پاره های از مشخصات (شکل ۵-۲) طبقه بندی نمود.



شکل ۵-۲- طبقه‌بندی
خرج‌های پیشران

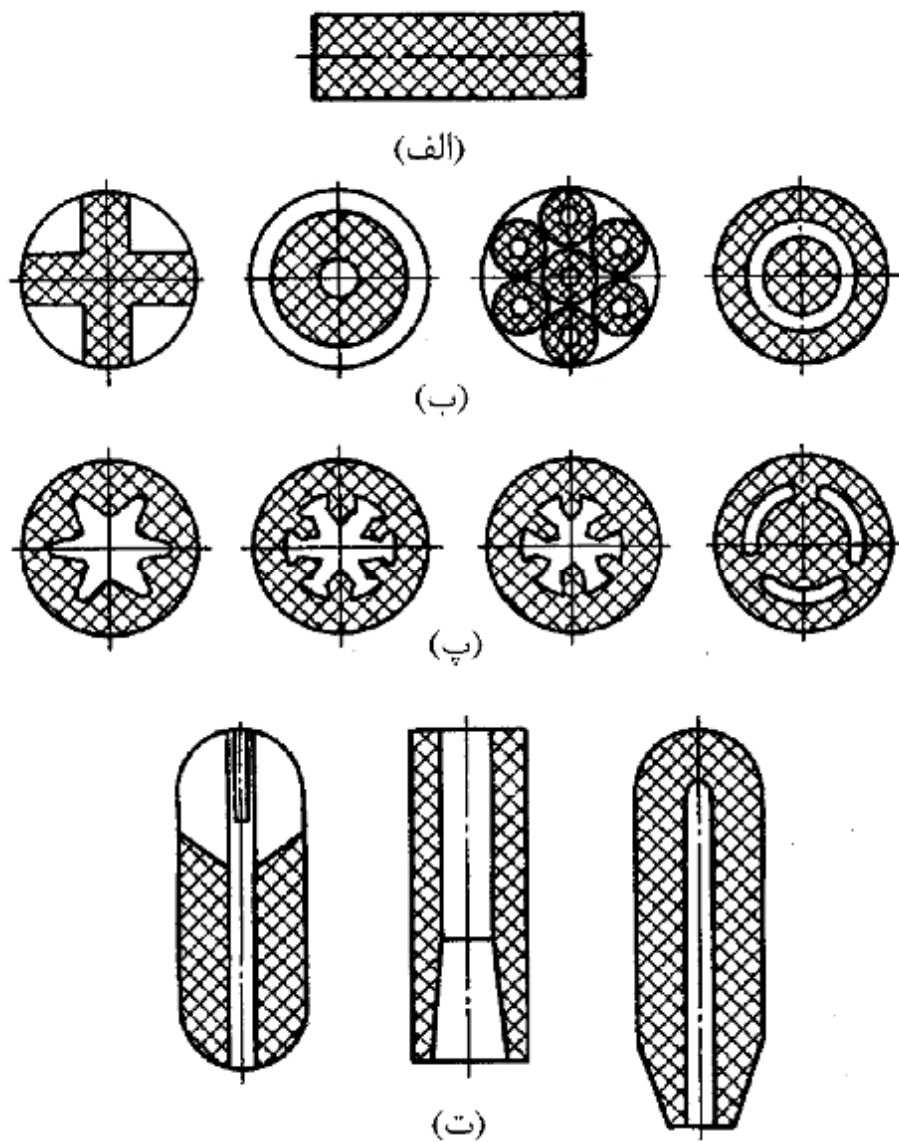
به بررسی بعضی از طرح‌های خرج که در شکل ۵-۲ نشان داده شده‌اند، می‌پردازیم.

سازه‌های خرج پیشرانی که محکم به بدنه موتور موشکی سوخت جامد بسته شده‌اند، اکثراً برای خرج‌هایی که از پیشران مرکب تهیه شده‌اند، بکار می‌روند. فرم خرج طی فرایند، ریختن مولفه‌های پیشران در حجم داخل محفظه، شکل می‌گیرد. از آنجایی که در این شیوه تهیه خرج، فاصله‌ای بین جداره داخلی بدنه موتور و سطح خارجی خرج پیشران وجود ندارد، برای چنین سازه‌هایی می‌توان بالا بودن ضریب پرشدگی محفظه موتور را تضمین نمود. چنین سازه خرجی نیاز به استفاده از اجزای اتصال ندارد، و در صورتی که تا زمان پایان کار موتور، جبهه شعله به قطر خارجی خرج پیشران نرسد، به پوشش‌های محافظ حرارتی نیز نیازی نخواهد بود.

عدم وجود این اجزا منجر به کاهش مقدار ضریب تکامل جرمی می‌شود .

تهیه خرج‌هایی که اتصال محکم دارند و توسط ریخته‌گری جرم پیشران در محفظه موتور موشکی سوخت جامد حاصل می‌شوند، دشوارتر از خرج‌های آزاد است.

در شکل ۳-۵ نمونه خرج‌هایی که از لحاظ عنوان سطح تحت سوزش متفاوت هستند، نشان داده شده‌اند.



شکل ۵-۳- نمونه خرج‌هایی
 که از لحاظ عنوان سطح تحت
 سوزش با هم متفاوت هستند:
 الف- خرج آزاد برون‌سوز؛
 ب- خرج‌های آزاد (جازدنی) با
 سوزش ترکیبی؛
 پ- خرج‌های با اتصال محکم
 و درون‌سوز؛
 ت- خرج‌های با اتصال محکم
 و سوزش ترکیبی

یادآور می‌شویم که خرج‌های با سوزش سیگاری، بیشترین ضریب پرشدگی حجم داخل محفظه را تامین می‌کنند. خرج‌های با سوزش ترکیبی در عمل بیشترین کاربرد را دارند.

استفاده از خرج‌های پیشرانی که از دو یا چند پیشران تشکیل شده‌اند، می‌تواند ناشی از یک سری عوامل باشد. از جمله می‌توان به استفاده از خرج پیشران دولایه ستاره‌ای شکل اشاره نمود که در یکی از مراحل موشک بالستیک قاره‌پیمای "مینوتمن" با هدف بهبودبخشیدن به مشخصه تولید جرم از سطح پیشران با گذشت زمان و نیز تلاش برای کاهش حجم بخش‌هایی از پیشران که سوزش پسرو داشته و طی استفاده از خرج‌های ستاره‌ای شکل مقدار زیادی از آنها باقی می‌مانند، به کار گرفته شدند.

استفاده از خرج‌های چندقسمتی ناشی از اندازه ابعاد موتورهای موشکی سوخت جامد بزرگ است، زیرا در این موارد استفاده از خرج‌های یک قسمتی جوابگوی نیازمندی‌های بهره‌برداری و حمل و نقل موتور موشکی سوخت جامد و بطور کلی مجموعه موشک نیست. به‌عنوان مثال به‌موتور موشکی سوخت جامد سفینه چندبارمصرف "اسپیس شاتل" اشاره می‌کنیم که شامل خرج پیشران پنج قسمتی با وزن کلی ۵۰۰ تن و مجموع طول بیش از ۳۵ متر است.

استفاده از خرج‌های چندبلوکی مخصوص موتورهای موشکی سوخت جامدی است که باید نسبت تراست به وزن و یا دبی جرمی آنها بالا باشد. از این دسته موتورهای موشکی سوخت جامد، می‌توان به شتاب‌دهنده‌های اولیه و موتورهای ترمزی و غیره اشاره نمود.

بخش عمده‌ای از فعالیت طراحی موتور وابسته به تعریف شکل خرج است. شکل خرج، تامین‌کننده‌ی میزان سطح در معرض سوزش است و از این رو تعیین‌کننده‌ی چگونگی تغییرات سطح سوزش، در طول زمان کارکرد موتور است. در واقع دبی جرمی محصولات احتراق موتور نسبت مستقیم با سطح سوزش دارد و نیروی جلوبرنده موتور نیز با آهنگ تغییر سطح سوزش تغییر خواهد کرد.

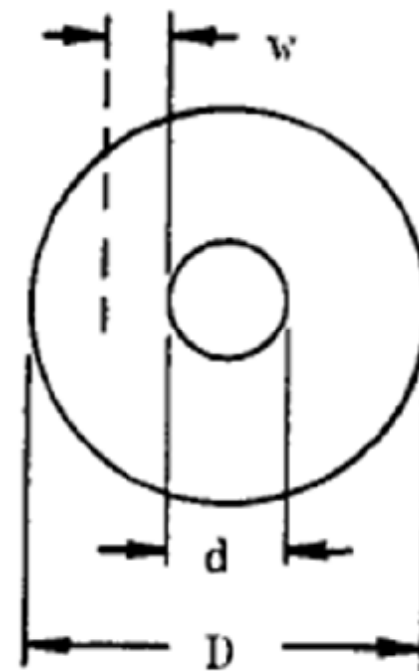
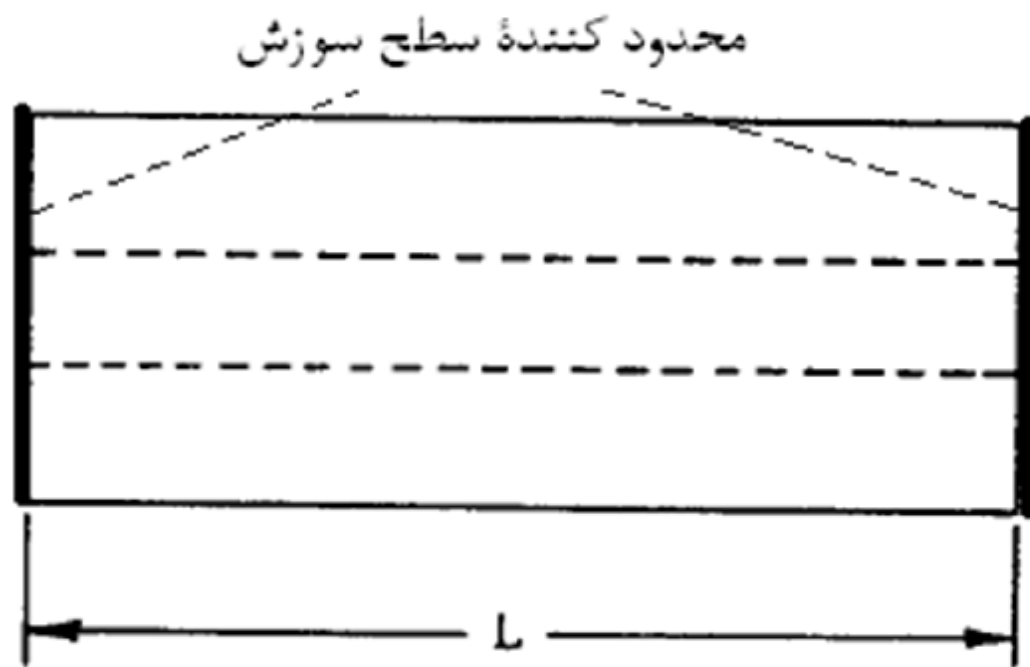
در این فصل ضمن معرفی انواع شکل‌های هندسی خرج، روش محاسبه‌ی سطح سوزش تبیین می‌شود.

۵-۱- تنوع هندسی خرج‌ها

۵-۱-۱- خرج استوانه‌ای درون سوز - بیرون سوز

خرج استوانه‌ای درون سوز - بیرون سوز (شکل ۵-۴) خرجی است استوانه‌ای با کانالی دایره‌ای در وسط آن که به صورت شعاعی از سمت داخل و خارج می‌سوزد. در این نوع خرج شکل هندسی با قطر خارجی و داخلی (D و d)، تعریف می‌شود. جان خرج مساوی نصف ضخامت خرج است یعنی: $\frac{(D-d)}{4}$

مزایای بالستیکی خرج‌های استوانه‌ای درون سوز - بیرون سوز عبارتند از مشخصه‌های سوزش خنثی و نداشتن تلفات باقی مانده. از معایب این خرج‌ها، نیاز به سیستم نگهدارنده برای نگهداشتن خرج درون محفظه است.

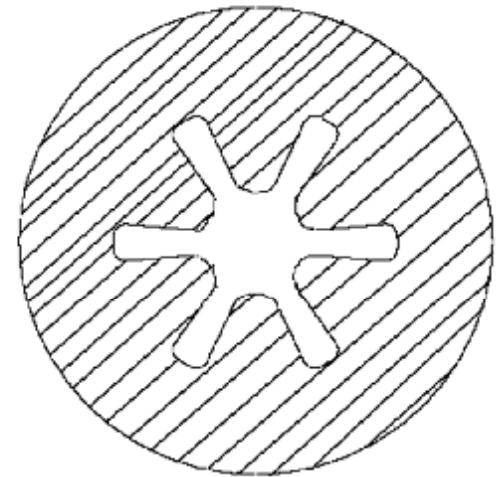
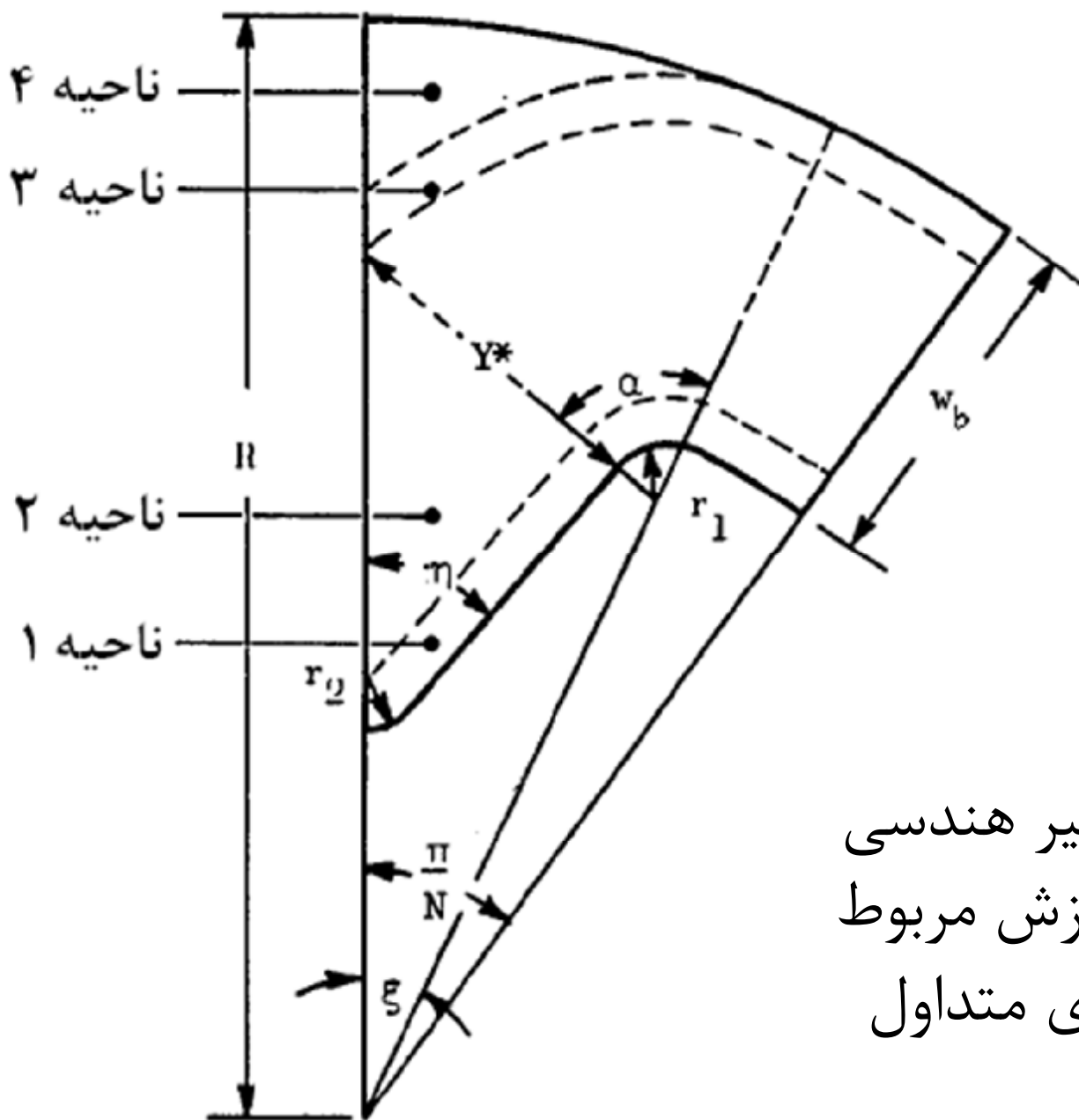


شکل ۴-۵ خرج استوانه‌ای درون سوز - بیرون سوز

همچنین دیواره‌های محفظه، پیوسته در معرض گازهای احتراق قرار می‌گیرند و بنابراین نیاز به آستری و عایق بیش‌تری دارند. از شیوه‌های متداول نگهداری خرج در این حالت، کاربرد لایه نگهدارنده‌ای است که خرج را در نقاط مشخص به آستر بدنه می‌چسباند.

۵-۱-۲- خرج ستاره

ستاره، خرجی استوانه‌ای با سوزش شعاعی و مشخصات هندسی ویژه است (شکل ۵-۵). درصد زیادی از موتورهای سوخت جامد از خرج ستاره‌ای استفاده می‌کنند. ۶ متغیر هندسی نشان داده شده در شکل (۵-۵) (x, h, r_2, r_1, a, W) که معرف نیم‌پره‌ی ستاره هستند به همراه تعداد پره‌های خرج، ۷ متغیر هندسی مستقل خرج ستاره‌ای را تشکیل می‌دهند.



شکل ۵-۵ هفت متغیر هندسی
مستقل و نواحی سوزش مربوط
به یک خرج ستاره‌ای متداول

انعطاف‌پذیری طراحی خرج ستاره‌ای، عامل به‌کارگیری وسیع آن است؛ زیرا با هفت متغیر هندسی، رسیدن به ضریب بارگذاری حجمی خواسته شده و سوزش نسبتاً خنثی با ستاره‌هایی (که کسر جانی بین ۳/۰ تا ۴/۰ دارند) ساده خواهد بود.

در واقع به کمک هفت پارامتر معرفی شده در شکل (۵-۵)، هندسه‌های مختلفی خلق خواهند شد.

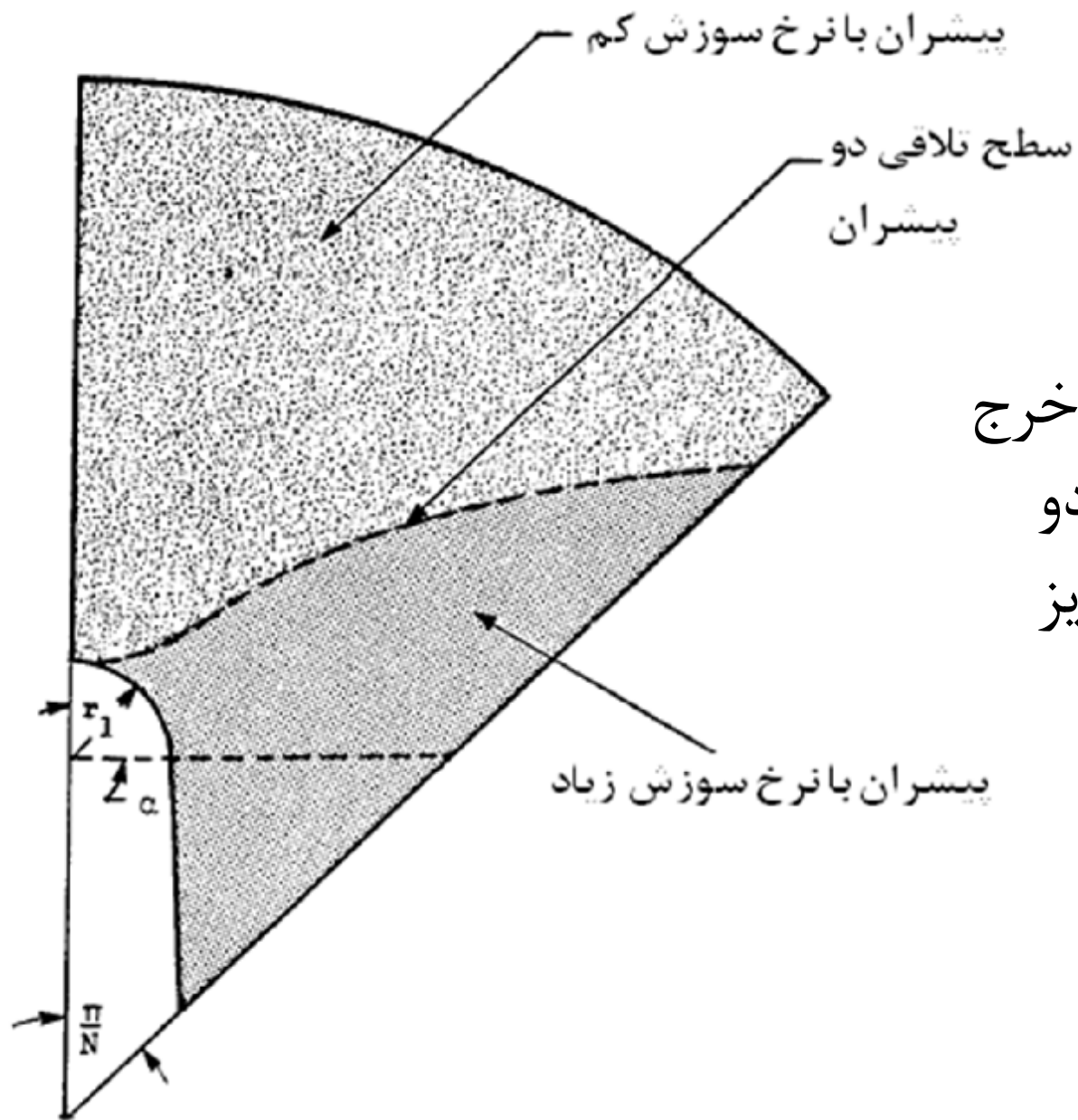
یک مشخصه‌ی ذاتی خرج ستاره‌ای، تلفات باقی‌مانده است. تلفات باقی‌مانده بخشی از خرج است که پس از اتمام سوزش جان خرج، همچنان نسوخته باقی مانده است. اگرچه این بخش از خرج نیز خواهد سوخت، ولی به علت کاهش ناگهانی سطح سوزش پس از اتمام سوزش جان خرج، عملاً نیروی جلوبرنده مناسبی از بخش باقی‌مانده به دست نمی‌آید.

خرج نشان داده شده در شکل (۵-۵)، خرج ستاره محدب است و در صورتی ستاره را مقعر گویند که شعاع r_2 به سمت داخل پره باشد. خرج ستاره‌ای با دو پیشران متمایز، می‌تواند طرح بدون تلفات باقی‌مانده فراهم آورد که ضریب بارگذاری حجمی بالایی دارد و در شکل (۵-۶) نشان داده شده است.

این طرح قابل استفاده برای موتورهایی با کسر جان تقریباً 0.6 است که نیاز به ضریب بارگذاری زیاد و شکل سوزش خنثی دارند. کنترل نرخ جرمی جریان، به تفاوت در نرخ‌های سوزش و تغییر شکل سطح سوزش در خط تلاقی پیشران‌ها بستگی دارد.

هندسه‌ی اولیه‌ی این خرج، ستاره‌ی استاندارد است، جز این که

$$r_2 = 0 \quad \text{و} \quad x = \frac{p}{n}$$



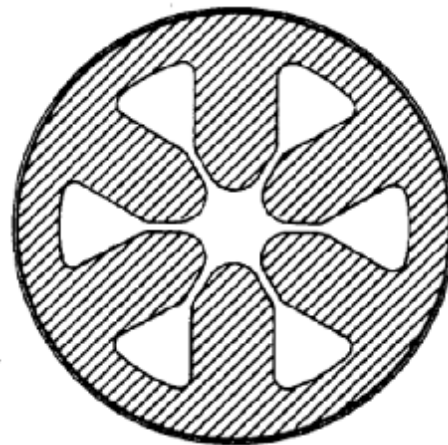
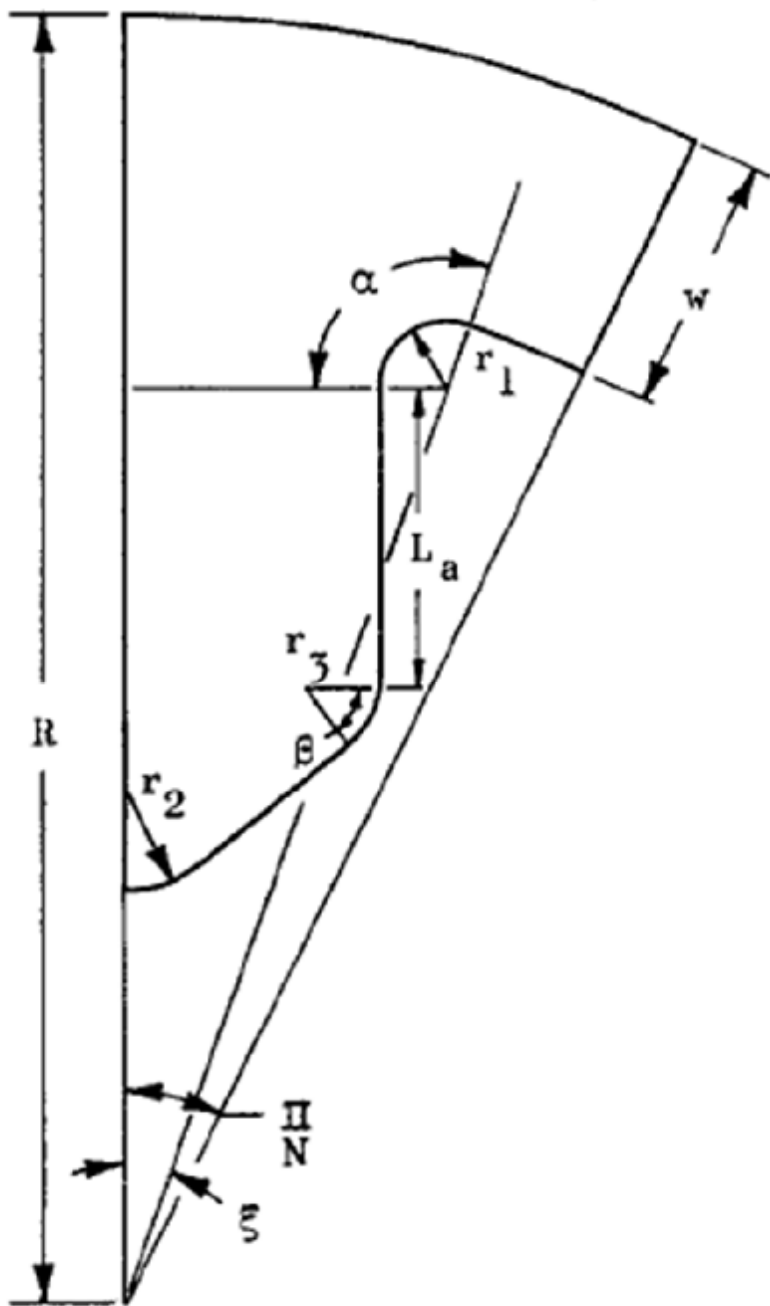
شکل ۵-۶ یک خرج ستاره‌ای با دو پیشران متمایز

۵-۱-۳- خرج چرخ واگن

در شکل (۷-۵) نمونه‌ای از این شکل دیده می‌شود که تعمیم یافته‌ی خرج ستاره‌ای است. هفت متغیر مستقل مربوط به خرج ستاره (شکل ۵-۵) و سه متغیر اضافی برای تعریف شکست در ضلع شعاعی، (b, L_a) که آن را از ستاره متمایز می‌کند، مجموع متغیرهای مستقل هندسی آن را تشکیل می‌دهند.

هندسه‌ی خرج چرخ واگن را با ۱۳ متغیر مستقل نیز می‌توان تعریف کرد. متغیرهای اضافی، سمت مسطح سومی به پره‌ی چرخ اضافه می‌کنند.

معمولاً در یک چرخ واگن متداول، ضلع‌های شعاعی a و x به وسیله رابطه‌ی زیر به یکدیگر مرتبط می‌شوند و بنابراین دیگر مستقل نیستند:



شکل ۵-۶ ده متغیر هندسی مستقل
مربوط به خرج چرخ واگن

$$a = \frac{p}{2} + x \quad (3-5)$$

به این ترتیب تعداد متغیرهای مستقل در این حالت به ۹ عدد کاهش می‌یابد، و مهم‌تر این که جان پره نیز در این حالت ثابت خواهد بود. اگر این جان با جان خرج مساوی شود، حالتی محدودتر ایجاد می‌شود که مرسوم‌ترین حالت است، و رابطه‌ی زیر برقرار خواهد شد:

$$x = \sin^{-1} \left(\frac{W + r_1}{R - W - r_1} \right) \quad (4-5)$$

که W ضخامت جان خرج، R شعاع بیرونی خرج است و r_1 نیز در شکل (۷-۵) معرفی شده است.

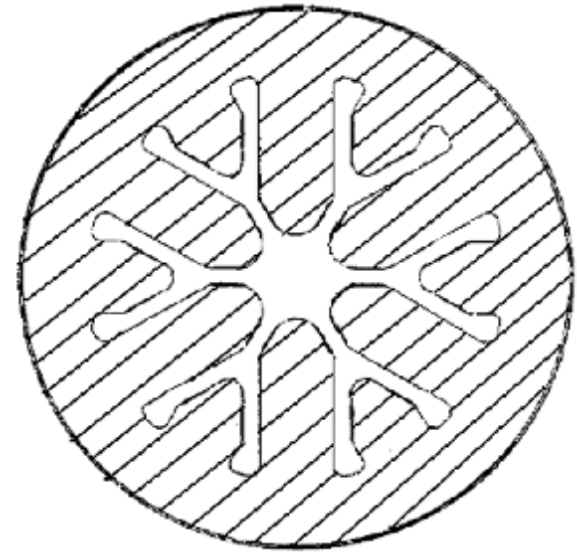
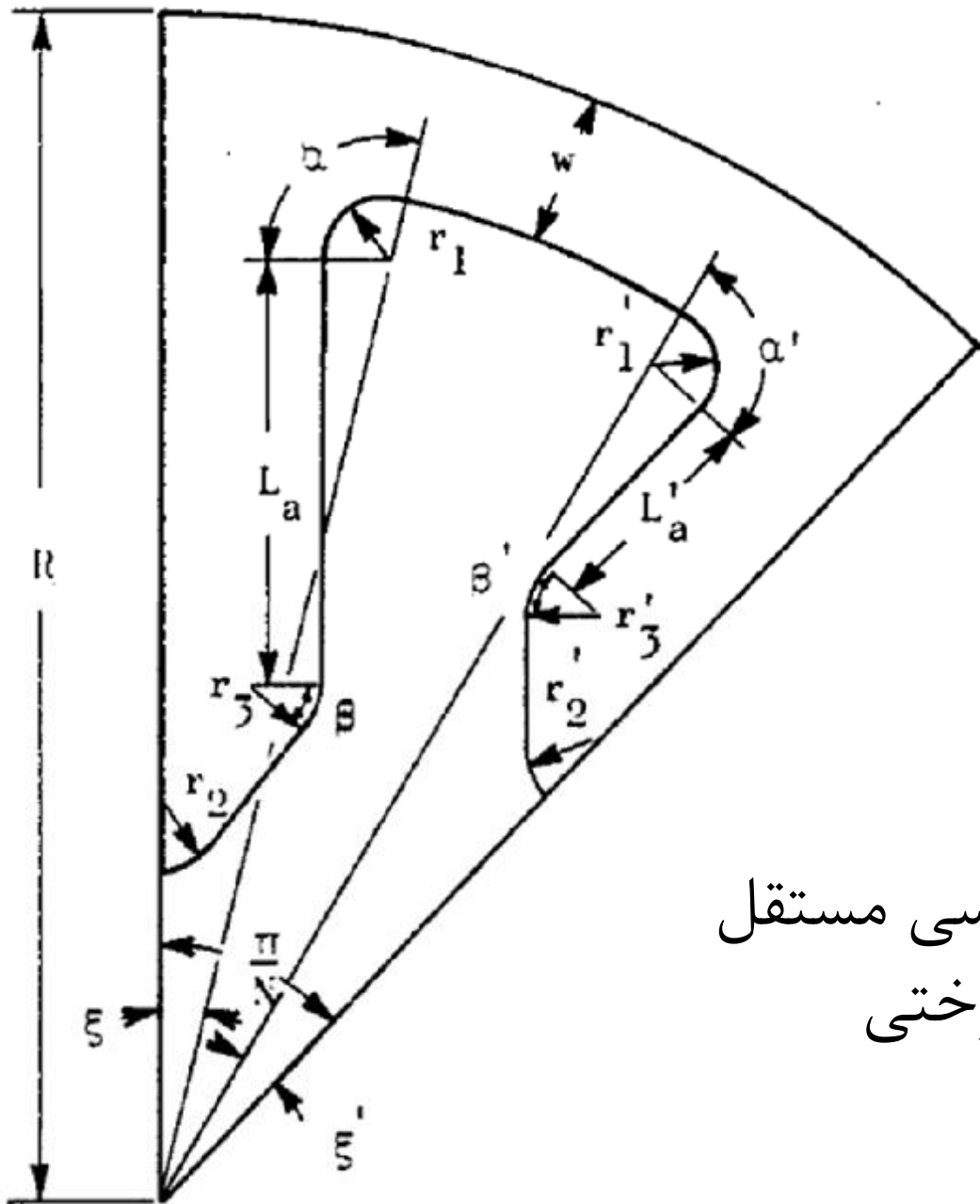
از آن جا که در این حالت زاویه‌ی X متغیری وابسته می‌شود، تعداد متغیرهای مستقل به ۸ عدد کاهش می‌یابد.

در حالتی خاص‌تر برای افزایش ضریب بارگذاری حجمی زاویه‌ی b را برابر با $\frac{p}{N}$ در نظر می‌گیرند. به این ترتیب چرخ واگن متداول (که قابل به‌کارگیری باشد)، می‌تواند با ۷ متغیر مستقل تعریف شود.

در چرخ واگن به علت نازک و معلق بودن پره‌های چرخ، ملاحظات سازه‌ای از جهت ارتعاش و ضربه، از اهمیت ویژه برخوردارند.

۵-۱-۴- خرج درختی (دندریت) یا چرخ واگن شاخه‌دار

شکل درختی یا چرخ واگن شاخه‌دار شامل ترکیبی از مؤلفه‌هایی چون چرخ واگن و شکل ستاره است که در شکل (۵-۶) نشان داده شده‌اند.



شکل ۵-۸ هفده متغیر هندسی مستقل
مربوط به یک خرج درختی

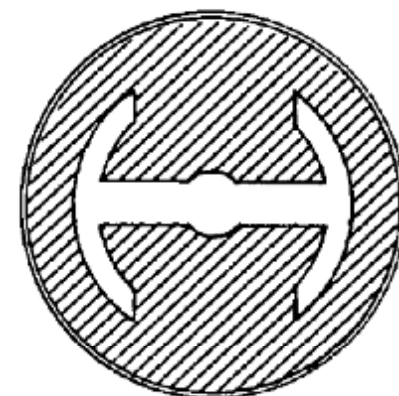
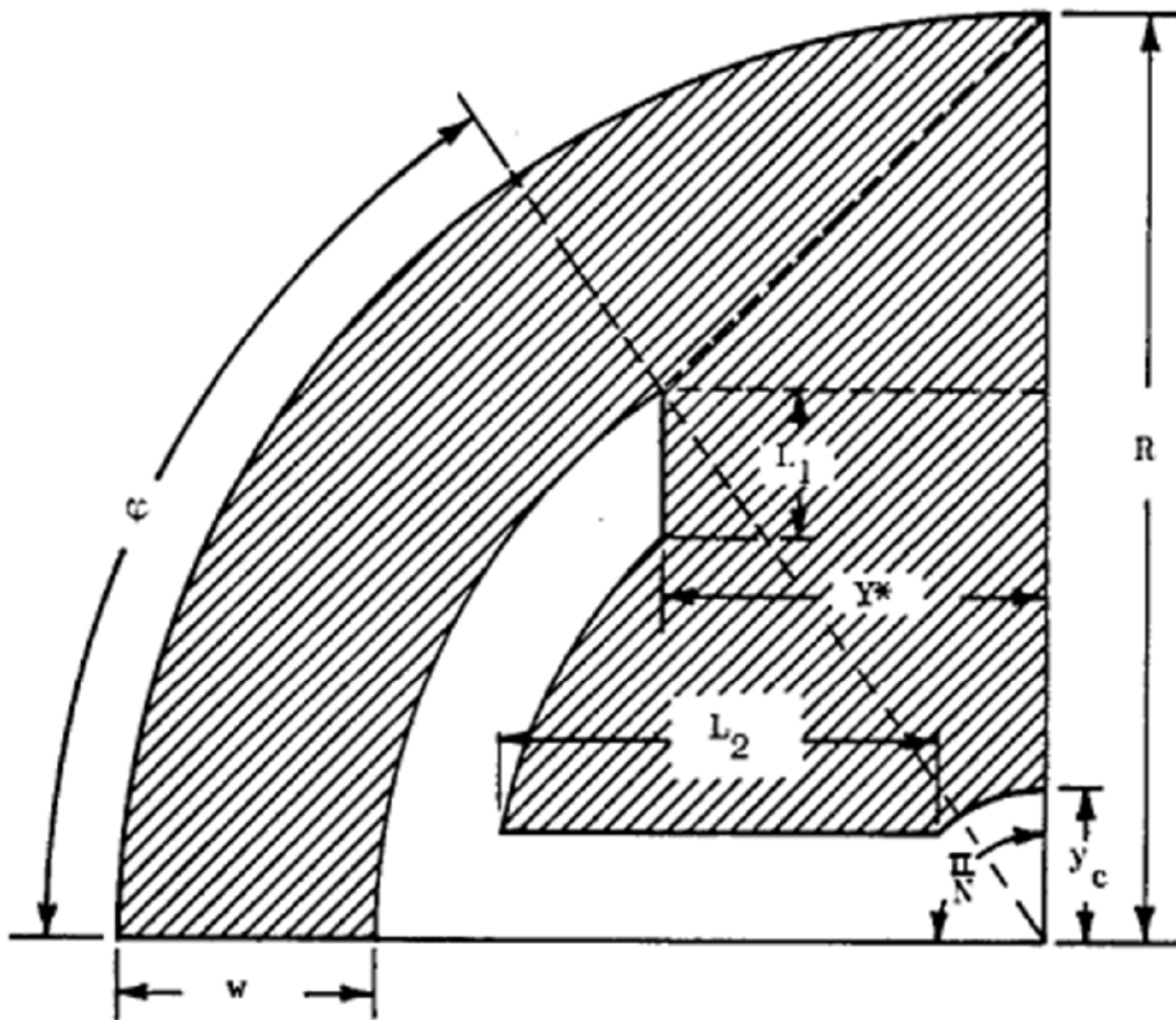
به طور متداول، پره‌های خرج درختی پره‌های کوتاه و بلند چرخ واگن هستند که به صورت متناوب در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند و برای تمایز هندسی آن به ۱۷ متغیر هندسی مستقل نیاز است (شکل ۵-۸).

۵-۱-۵- خرج لنگری

مطابق شکل (۵-۹)، خرج لنگری با ۷ متغیر هندسی مستقل تعریف می‌شود. شکل لنگری المان‌هایی دارد که همانند پوسته، میله، ستاره و چرخ واگن تحلیل می‌شود.

مشخصه‌ی این طرح تلفات باقی‌مانده است و بعد گذاری نامناسب خرج می‌تواند باعث شود تا در هنگام سوزش، بخشی از خرج به صورت نسوخته از کل خرج جدا شده و از شیپوره خارج شود.

اتلاف سوخت ایجاد شده در چنین حالتی به عنوان تلفات جدا شده یا بدون نگهدارنده شناخته می‌شود.



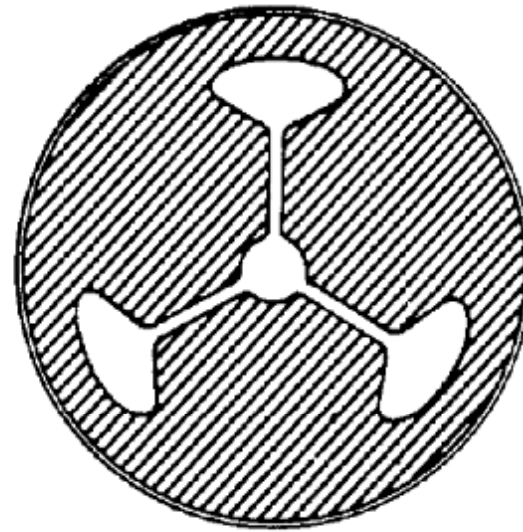
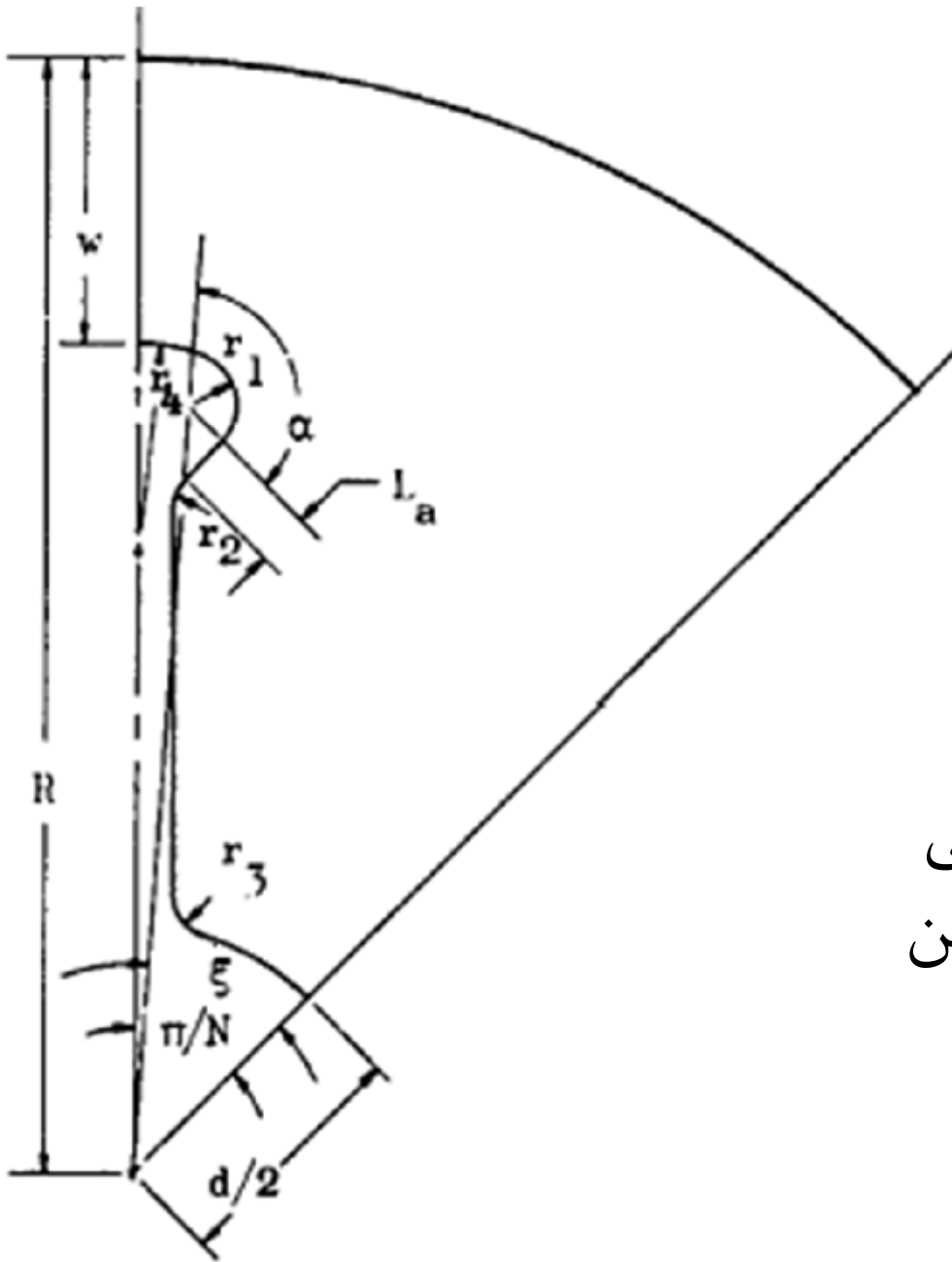
شکل ۵-۹ هفت
متغیر هندسی
مستقل مربوط
به یک خرج
لنگری

همچنین به علت این که بخش اعظم خرج معلق، و از نظر سازه‌ای بدون نگهدارنده است، برای آن شکست برشی اتفاق خواهد افتاد.

در مجموع این نوع خرج بیش‌تر به علت جایگاهش از نظر شکل‌شناسی مورد توجه است تا استفاده‌ی واقعی از آن در موتورها، با این حال ممکن است کاربرد آن در کاربردهای ویژه، عملی باشد.

۵-۱-۶- خرج داگبن

در شکل (۵-۱۰) این نوع خرج نشان داده شده است. با توجه به مشخصات شکل‌شناسی و به‌ویژه از جهت داشتن تلفات جدا شده، می‌توان گفت داگبن از شکل لنگر مشتق شده است.



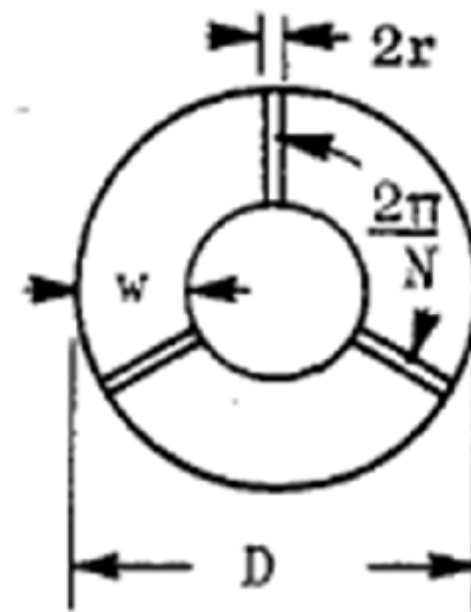
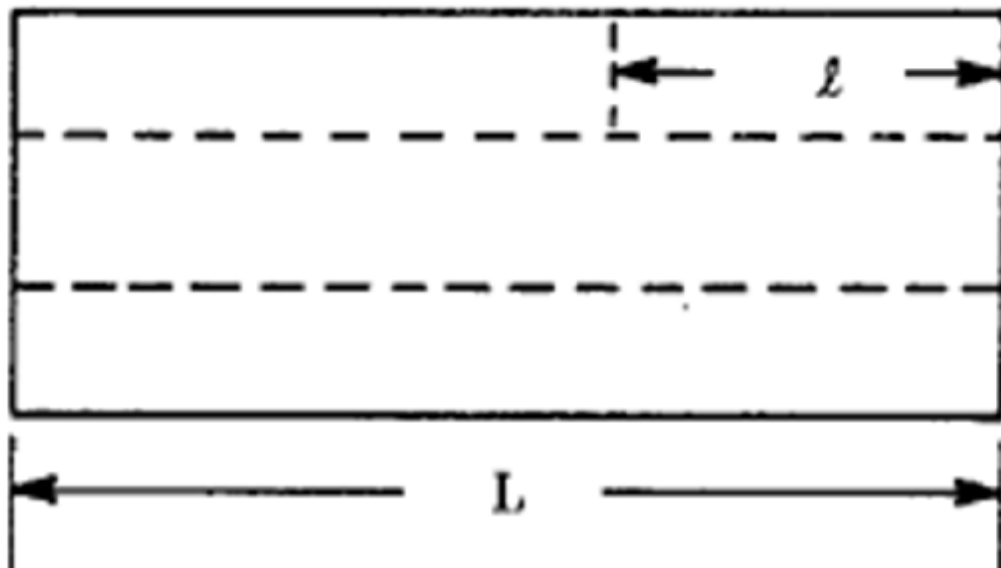
شکل ۵-۱۰ یازده متغیر هندسی
مستقل مربوط به یک خرج داگبن

معمولاً برای بیان شکل از متغیرهای خرج چرخ واگن، استفاده می‌شود. گوشه‌های شکاف‌ها در حالت ایده‌ال، یک بیضی کامل را می‌سازند تا بهترین سازه فراهم شود و در واقع گوشه‌های شکاف‌های داگن بیش‌تر یک الزام سازه‌ای است تا بالستیکی.

۵-۱-۷- خرج استوانه‌ی شکاف‌دار

خرج استوانه‌ی شکاف‌دار، استوانه‌ی درون‌سوز معمولی است که به وسیله‌ی چند شکاف طولی طوری شکاف‌دار شده که کانال جریان با دیواره‌های عایق‌کاری شده‌ی بدنه در تماس است.

در شکل (۵-۱۱) این خرج به همراه متغیرهای هندسی آن نشان داده شده است. بخش شکاف‌دار، مؤلفه‌ای پسرو در مقابل پیشروی استوانه‌ی درون‌سوز فراهم می‌کند.



شکل ۵-۱۱ شش متغیر هندسی مستقل مربوط به یک خرج
استوانه‌ی شکاف‌دار

جبهه‌ی سوزش در دو جهت شعاعی و طولی پیشروی می‌کند و به این ترتیب خرج استوانه‌ی شکاف‌دار، خرج سه‌بعدی است. مزایای استوانه‌ی شکاف‌دار عبارتند از: نداشتن تلفات باقی‌مانده؛ آزادی نسبی از مناطق تمرکز تنش (به جز در انتهای شکاف و در حالتی که جان خرج ضخیم است)؛ سادگی طراحی برای تولید شاه‌میله و فراهم شدن نسبت سطح کانال به سطح گلوگاه منطقی با ضریب بارگذاری بالا به کمک شکاف‌های انتهایی.

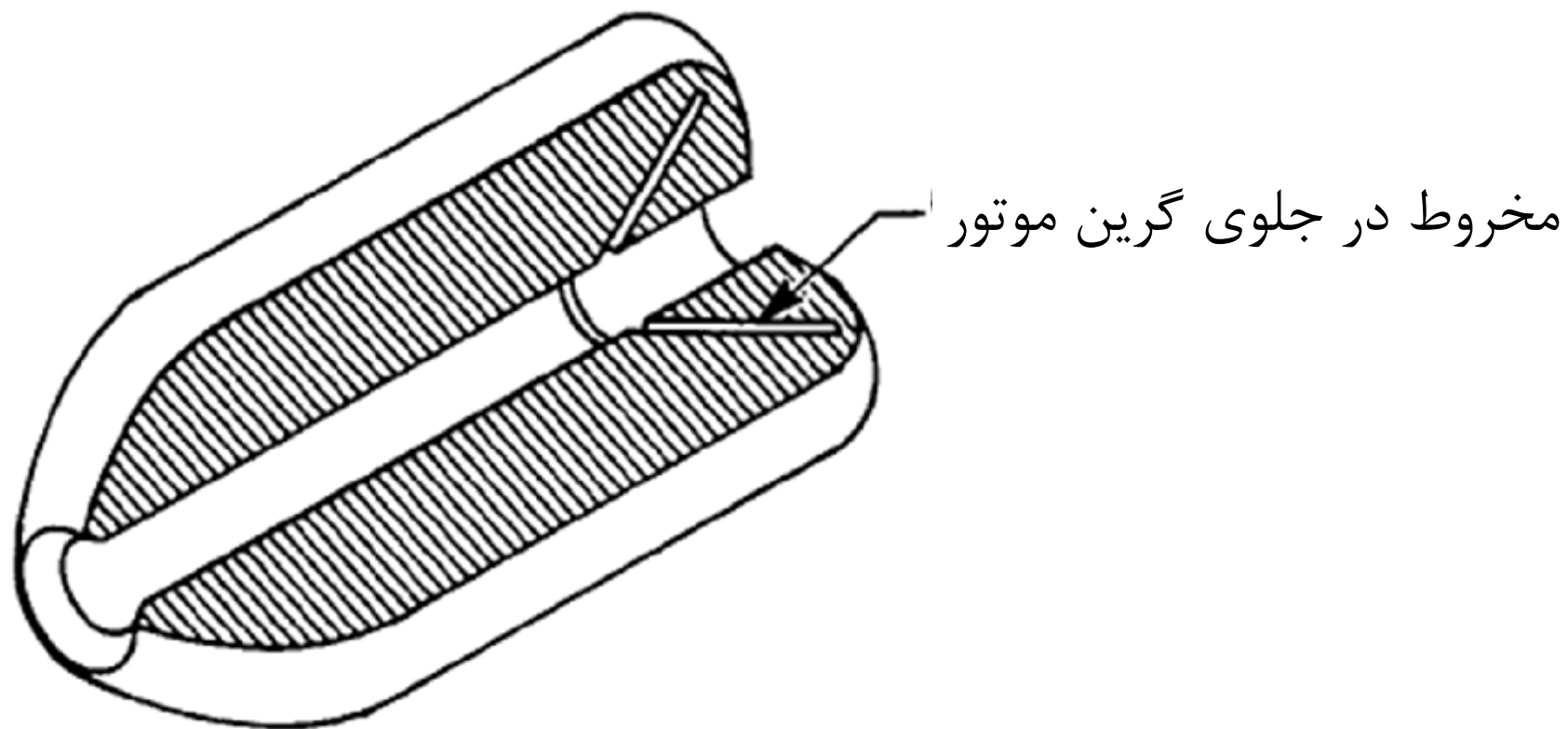
ضریب بارگذاری حجمی استوانه‌ی شکاف‌دار، تابعی از کسر جان است. بنابراین شکل استوانه‌ی شکاف‌دار به شرطی به کار می‌رود که کسر جان مورد نیاز الزامات ضریب بارگذاری حجمی را برآورده کند.

شاید مهم‌ترین نقص استوانه‌ی شکاف‌دار، قرار دادن عایق بدنه در معرض گازهای داغ پر سرعت است.

خوردگی آستر در طول بخش اول کار موتور شدید است و تدارک آستر اضافی در زیر شکاف‌ها، معمولاً لازم است.

۵-۱-۸- خرج استوانه‌ی مخروط‌دار

خرج استوانه‌ی مخروط‌دار، خرجی سه‌بعدی است که در شکل (۵-۱۲) نشان داده شده است. در این خرج بخش استوانه‌ای یک سوزش پیشرو و به صورت دوبعدی فراهم می‌کند و شکاف مخروطی درون آن (که در انتهای جلویی قرار دارد) سوزشی پسرو ایجاد می‌کند. بر هم کنش دو مؤلفه (یعنی استوانه و مخروط)، یک خرج با مشخصات بالستیکی قابل قبول (سوزش خنثی) برای مقادیر نسبت طول به قطر بیشینه ۴، فراهم می‌کند.

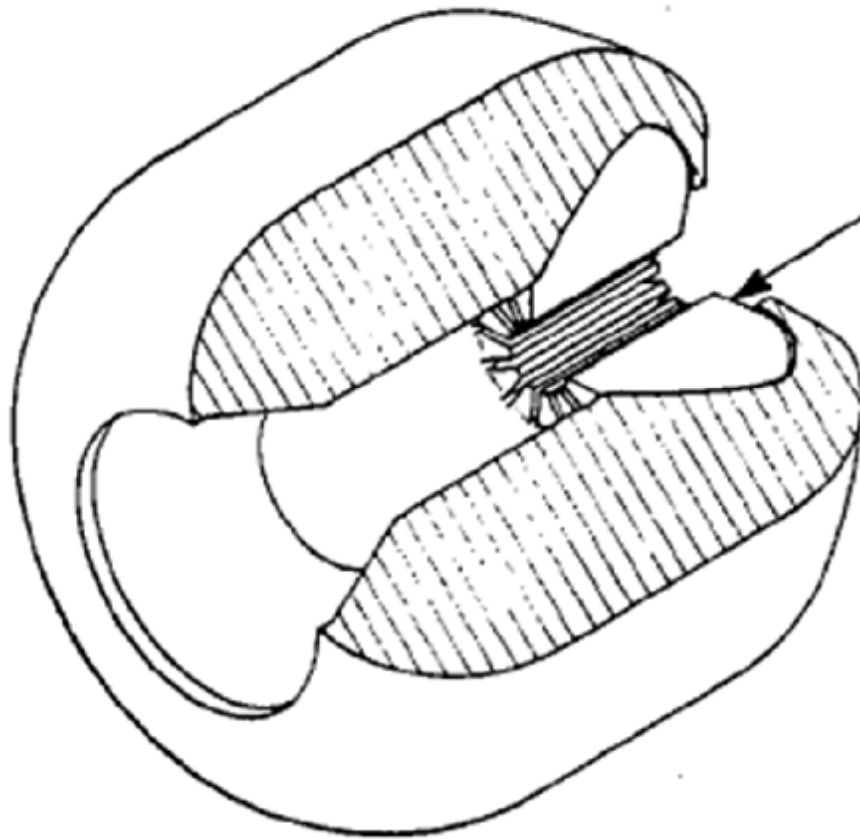


شکل ۵-۱۲ خرج استوانه‌ی مخروط‌دار

طراحانی که از این نوع خرج استفاده می کنند، زاویه‌ی مخروط، کسر جان، و ابعاد کانال خرج از جمله پارامترهایی است که برای بهینه‌سازی در اختیار دارند، ولی مشخصات سوزش را، مشخصات محفظه‌ی احتراق، به‌ویژه شکل سرپوش جلویی تعیین می کند. معایب خرج استوانه‌ی مخروط‌دار عبارتند از: فرآیند ساخت سخت، مناطق با تنش زیاد در گوشه‌ی مخروط و اشتعال کند.

۵-۱-۹- خرج استوانه‌ی پره‌دار

خرج استوانه‌ی پره‌دار، خرجی سه‌بعدی است که در شکل (۵-۱۳) نشان داده شده است. این خرج در موتورهای با مدت زمان سوزش طولانی با مقادیر کم نسبت طول به قطر به کار گرفته می شود.



پره‌ها در جلوی گرین موتور

شکل ۵-۱۳ خرج استوانه‌ی پره‌دار

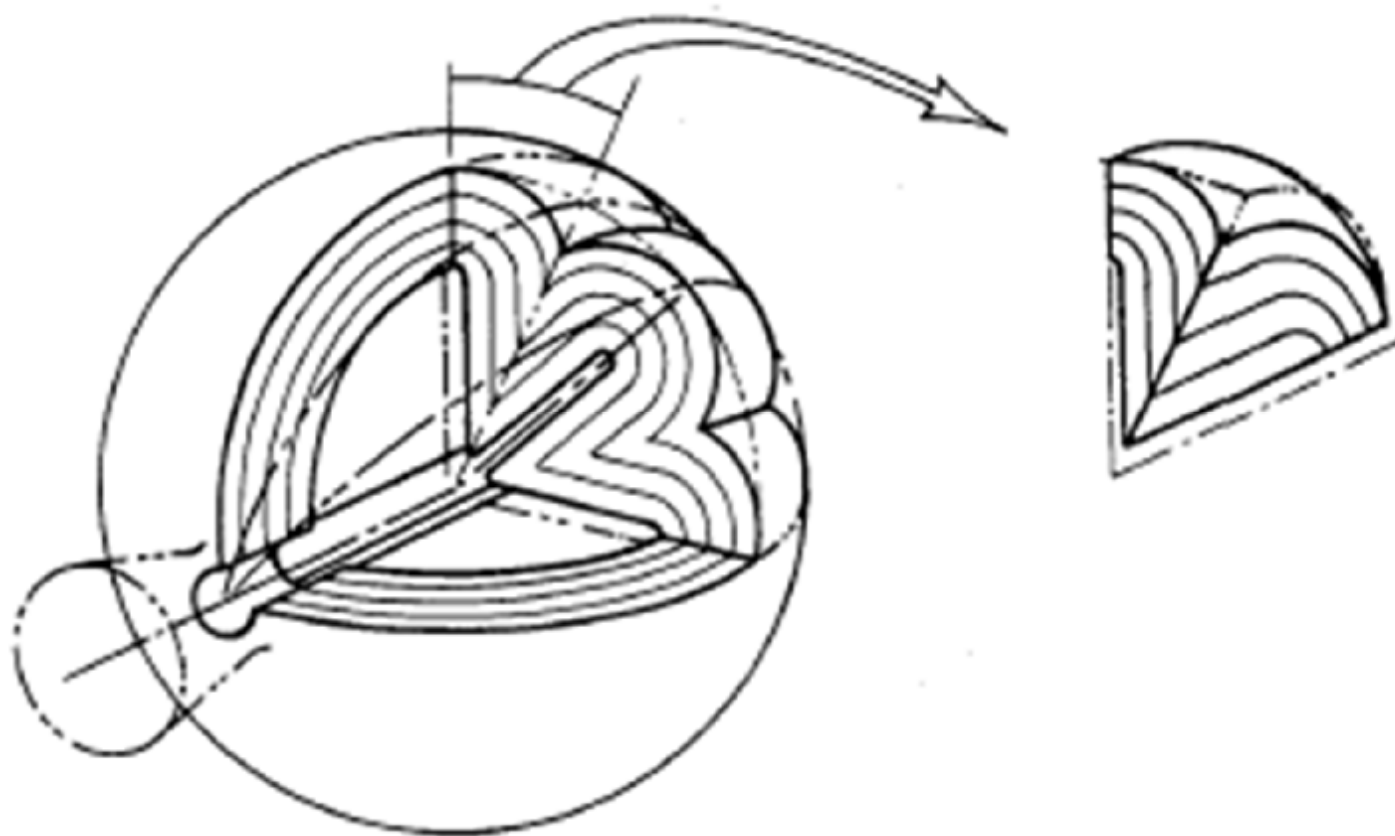
استوانه‌ی پره‌دار و استوانه‌ی مخروط‌دار به طور تقریبی از مشخصات بالستیکی یکسانی برخوردارند. در این خرج نیز همانند استوانه‌ی مخروط‌دار افزون‌بر تعداد و هندسه‌ی شکاف‌ها، شکل محفظه و میزان فرورفتگی شیپوره نیز متغیرهای جدی در تعیین مشخصات سوزش هستند. به هر حال برخی ملزومات دیگر سیستم همچون سوراخ‌های لازم برای نیروی جلوبرنده معکوس که نیاز به حجم بیش‌تری از کانال جریان در بخش جلو دارد بر ملاحظات بالستیکی صرف، غلبه دارد.

۵-۱-۱۰- خرج کروی

کره مزیت حداقل تنش دیوار و حداقل سطح برای یک حجم داده شده را دارد و از این رو موتور کرووی دارای پتانسیل کسر جرمی بالایی است.

در خارج از جو، که پسای آیرودینامیکی عامل جدی به حساب نمی آید، موتور بهینه، موتوری کرووی است. در موارد دیگری نیز که شکل کرووی برای موتور، تناسب بهتری با دیگر زیرسامانه های موشک دارد، نیز از موتور کرووی با خرج کرووی استفاده می شود.

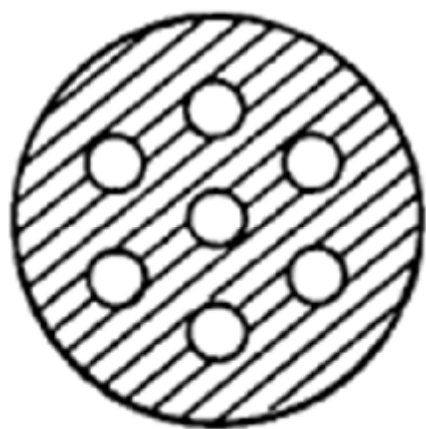
در شکل (۵-۱۴) خرجی کرووی با نام "مِلن اسلایس" نشان داده شده است. این شکل یک ستاره ی درون سوز هفت یا هشت پره ای با جان سرتاسری ثابت است. به کمک این خرج، ضریب بارگذاری حجمی ۹۵ درصد با حدود ۵ درصد تلفات باقی مانده و تغییرات سطح سوزش کم تر از ۶ درصد به دست می آید.



شکل ۵-۱۴ خرج کروی

۵-۱-۱۱- خرج چند سوراخه

خرج‌های چند سوراخه جان خرجی نازک‌تر از جان خرج درختی متصل به بدنه فراهم می‌کنند (شکل ۵-۱۵).



شکل ۵-۱۵ خرج‌های چند سوراخه

۵-۱-۱۲- شکل‌های دیگر خرج

هندسه‌ی خرج الزاما به شکل‌های بیان شده در بخش‌های قبلی محدود نمی‌شود. برخی روش‌ها که می‌توانند در هندسه‌ی خرج تنوع بیش‌تری ایجاد کنند عبارتند از:

- ۱- ترکیب شکل‌های مختلف که می‌تواند ملزومات خاصی (مثلا دو سطح نیروی جلوبرنده) را برآورده کند.
- ۲- تغییر در هندسه‌ی شکاف‌ها برای رسیدن به نتایج خواسته‌شده. این روش در شکل استوانه‌ی پره‌دار استفاده شد.
- ۳- استفاده از محدودکننده‌ی سطح سوزش روی برخی سطوح خرج که انعطاف تغییرات سطح سوزش برای یک کسر جان داده شده را فراهم می‌آورد.

۵-۲- تحلیل هندسی خرج

سطح سوزش در هر نقطه عمود بر سطح، پسروی می‌کند و در نتیجه رابطه‌ای بین سطح سوزش و فاصله‌ی جان سوخته شده ایجاد می‌شود که کاملاً وابسته به شکل اولیه و محدوده‌های مرزی خرج است. استخراج این رابطه (رابطه‌ی سطح سوزش بر حسب پسروی سطح) هدف تحلیل هندسی خرج است.

نکته مهم قبل از طراحی خرج پیشران، فرمول‌بندی درخواست‌فنی محسوب می‌شود، بنحوی که امکان سازمان‌دهی حل مسئله انتخاب ابعاد خرج بعنوان یک مسئله هندسی را فراهم کند. برای این منظور لازم است از نیازمندی‌هایی که برای موتور موشکی سوخت جامد فرمول‌بندی شده‌اند، به سمت پارامترهایی نظیر حجم خرج پیشران، رابطه سطح سوزش بصورت تابعی از مقدار جان پیشران سوخته، حرکت نموده و حدود ابعاد طولی و عرضی خرج و غیره را مشخص نمود.

از آنچه که بر ما از درخواست‌فنی معلوم است، مانند مقدار جرم خرج و رابطه تراست موتور موشکی سوخت جامد با زمان جاری کار موتور آغاز می‌کنیم. همچنین فرض می‌کنیم نوع ترکیب پیشران انتخاب شده است. مشخصه‌های ذکر شده برای تعیین حجم خرج و رابطه $S(e)$ ، کافی است.

این موارد بنوبه خود امکان طراحی خرج به صورت یک مسئله هندسی را فراهم می آورند.

رابطه $S(e)$ می تواند در نتیجه محاسبه متوالی فرمول های زیر، به دست آید:

$$P_c(t) = \frac{1}{C_D A_t I_{sp}} P(t)$$

$$u_p = u_p(P_c) = u_p(t)$$

$$S(t) = \frac{C_D A_t}{r_p u_p} P_c(t) \quad (5-5)$$

$$e(t) = \int_0^t u_p dt$$

$$S(e) = S(t)$$

$$m = r_p \int_0^{e_{\max}} S(e) de$$

$$e_{\max} = e(t_e)$$

C_D - ضریب تخلیه‌ی جرمی موتور
 $S(e)$ - مساحت پیشران تحت سوزش متناسب با جان سوخته شده
 $P(t)$ - تراست لحظه‌ای موتور

$P_c(t)$ - فشار لحظه‌ای محفظه‌ی احتراق

$e(t)$ - جان سوخته شده پیشران تا زمان t ؛

$S(t)$ - مساحت پیشران تحت سوزش در لحظه زمانی t ؛

e_{\max} - حداکثر جان (ضخامت) پیشران قابل سوزش؛

m - مقدار جرم پیشران سوخته شده؛

u_p - سرعت سوزش پیشران است.

در حالت‌های خاص ساده: $P(t) = const$ یا $P(t) = a + bt$ ؛
 می‌توان برای $S(e)$ روابط تحلیلی به دست آورد.

به عنوان مثال در صورتی که $P(t) = P_0 + (P_{\max} - P_0)t/t_{\max}$ و طی روابط زیر می توانند به دست آیند:

$$S(t) = \frac{C_D A_t}{r_p u_1 \left(\frac{1}{0,98.10^5} \right)^v} P_c^{1-\nu} = \frac{C_D A_t}{r_p u_1 \left(\frac{1}{0,98.10^5} \right)^v} \left(P_0 + \frac{P_{\max} - P_0}{t_{\max}} t \right)^v =$$

$$\frac{C_D A_t P_0^{1-\nu} (0,98.10^4)^v}{r_p u_1 (C_D A_t I_{sp})^{1-\nu}} \left[1 + \left(\frac{P_{\max}}{P_0} - 1 \right) \frac{t}{t_{\max}} \right]^{1-\nu} = S(0) \left[1 + \left(\frac{P_{\max}}{P_0} - 1 \right) \frac{t}{t_{\max}} \right]^{1-\nu} \quad (5-6)$$

$$e(t) = \int_0^t u_p dt = \int_0^t u_1 \left(\frac{1}{0,98.10^5} \right)^v \left(\frac{P_0}{C_D A_t I_{sp}} \right)^v \left[1 + \left(\frac{P_{\max}}{P_0} - 1 \right) \frac{t}{t_{\max}} \right]^v dt =$$

$$e(t) = u_{p_0} \int_0^t \left[1 + \left(\frac{P_{\max}}{P_0} - 1 \right) \frac{t}{t_{\max}} \right]^v dt = \quad (7-5)$$

$$e(t) = u_{p_0} t_{\max} \frac{1}{(v+1) \left(\frac{P_{\max}}{P_0} - 1 \right)} \left[\left(1 + \left(\frac{P_{\max}}{P_0} - 1 \right) \frac{t}{t_{\max}} \right)^{v+1} - 1 \right]$$

۵-۲-۲- قوانین اصلی سوزش پیشران

در بالا رابطه $S(e)$ که براساس نیازمندی‌های درخواست فنی بر مبنای رابطه معلوم تراست موتور موشکی سوخت جامد با زمان به دست آمده، نوشته شده است.

در صورت پیچیده بودن قانون تغییر $S(e)$ ، حل مسئله انتخاب مشخصات هندسی خرج ضرورت پیدا می کند به گونه ای که تأمین کننده حداقل تفاوت $S^*(e)$ داده شده در درخواست فنی با $S(e)$ به دست آمده ضمن طراحی باشد.

در حالت خیلی کلی، حل دقیق مسئله مربوط به مساحت لحظه ای خرج طی سوزش می تواند با استفاده از هندسه تحلیلی و دیفرانسیلی صورت گیرد.

معادلاتی که جابجایی سطح سوزش نسبت به زمان را توصیف می کنند، می توانند برای هر قسمت از پیشران در خرج به طور جداگانه و به عنوان مثال به شکل زیر نوشته شوند:

$$j_i = (t, x, y, z) = 0 \quad (۸-۵)$$

در پاره‌ای از موارد معادله (۵-۸) می‌تواند به شکل زیر نوشته شود:
برای کره:

$$x^2 + y^2 + z^2 = (R \pm u_p t)^2 \quad (۹-۵)$$

برای سطح استوانه‌ای:
(۵-۱۰)

$$x^2 + y^2 = (R \pm u_p t)^2$$

برای سطح مخروطی:
(۵-۱۱)

$$\frac{x^2 + y^2}{(R \pm u_p t)^2} - \frac{z^2}{c^2} = 0$$

با در نظر گرفتن شکل معادله (۵-۸)، می‌توان معادله دیفرانسیل زیر را
برای بخشی از پیشران در خرج که مورد بررسی قرار دارد نوشت:

$$\frac{dj_i}{dt} = \frac{\partial j_i}{\partial t} \pm u_x \frac{\partial j_i}{\partial x} \pm u_y \frac{\partial j_i}{\partial y} \pm u_z \frac{\partial j_i}{\partial z} = 0 \quad (۵-۱۲)$$

در ادامه فرضیات زیر را لحاظ می‌کنیم:

- سرعت سوزش پیشران به مختصات فضایی بستگی ندارد. $u_p = const$
برای تمام سطح سوزش پیشران پذیرفته می‌شود.

- سوزش پیشران در راستای عمود بر سطح پیشران صورت می‌گیرد.
این فرضیات امکان ساده‌تر کردن معادله (۵-۱۲) و به دست آوردن معادله

زیر را فراهم می‌آورند.

$$\frac{\partial j_i}{\partial t} \pm u_n \sqrt{\left(\frac{\partial j_i}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial j_i}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial j_i}{\partial z}\right)^2} = 0 \quad (۵-۱۳)$$

اگر در نظر داشته باشیم که:

$$\sqrt{\left(\frac{\partial j_i}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial j_i}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial j_i}{\partial z}\right)^2} = \frac{\partial j_i}{\partial n}$$

در آن صورت معادله (۵-۱۲) باز هم ساده‌تر می‌شود:

$$\frac{\partial j_i}{\partial t} \pm u_n \frac{\partial j_i}{\partial n} = 0 \quad (۱۴-۵)$$

ضمن بررسی خرج با تقارن محوری، رابطه (۵-۸) به شکل $r(t, x, r) = 0$ نوشته می‌شود. دیفرانسیل‌گیری از رابطه ۱۴-۵ معادله زیر را نتیجه

$$\frac{\partial r}{\partial t} = \pm u_n \sqrt{1 + \left(\frac{\partial r}{\partial x} \right)^2} \quad \text{می‌دهد:} \quad (۱۵-۵)$$

که این معادله به روش‌های تفاضل‌های محدود قابل حل است.

توجه داشته باشیم، در صورتی که $\frac{\partial r}{\partial x} < 0.1$ باشد معادله ۱۵-۵ باز هم ساده‌تر می‌شود. زیرا می‌توان مقدار $\left(\frac{\partial r}{\partial x} \right)^2$ در عبارت زیر رادیکال را نادیده گرفت. در این صورت معادله (۱۵-۵) را می‌توان به شکل

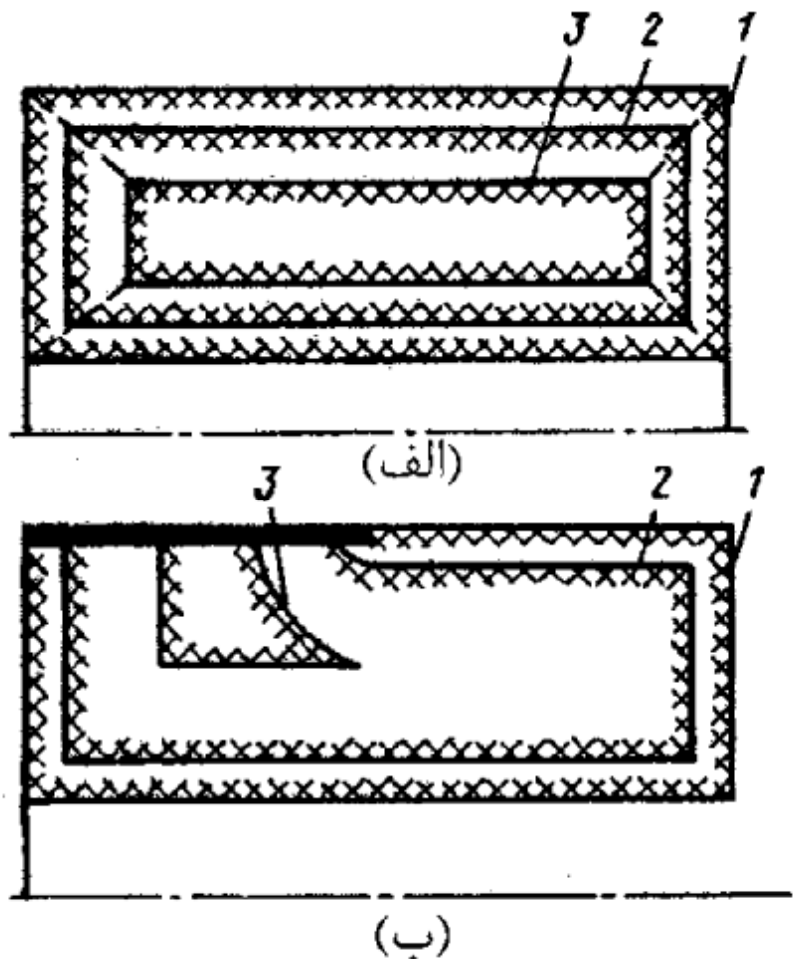
$$\frac{\partial r}{\partial t} = \pm u_n \quad \text{زیرنوشت:} \quad (۱۶-۵)$$

علامت در سمت راست معادله توسط جهت جبهه سوزش تعیین می‌شود (علامت "+" به مفهوم سوزش از داخل و علامت "-" به مفهوم سوزش از خارج است).

برخی موارد خاص را که می‌توان برای آنها روابط تحلیلی را برای محاسبه تغییرات سطح سوزش خرج پیشران و یا بخش‌های جداگانه آن نوشت، بررسی می‌کنیم. برای اکثر سازه‌های واقعی خرج، سطح سوزش به صورت مجموعه‌ای از سطوح استوانه‌ای، مخروطی، کروی و یا چنبره‌ای است. فرم این سطوح توسط خطوط مولدی که در مقطع طولی و یا عرضی به شکل پاره‌های خط یا قطعات کمان به هم متصل شده‌اند، ایجاد می‌شود. این خطوط مولد را **فرم‌دهنده‌های ساختاری سطح سوزش المان‌های خرج پیشران** خواهیم نامید و به اختصار از آنها به عنوان **المان‌های ساختاری** یاد می‌کنیم.

در هر لحظه زمانی سطح سوزش خرج پیشران با مجموعه معینی از المان‌های ساختاری مشخص می‌شود. این المان‌های ساختاری توسط عنوان، تعداد و تعامل مکانی خود توصیف می‌شوند. به میزان پیشرفت سوزش تعداد المان‌های ساختاری و عنوان آنها می‌تواند تغییر کند. مرحله‌ای از سوزش خرج پیشران که ضمن آن تعداد المان‌های ساختاری، عنوان آنها و ارتباط مکانی آنها بدون تغییر باقی می‌ماند را **فاز سوزش خرج پیشران** می‌نامیم.

به آسانی می‌توان متقاعد شد (شکل ۵-۱۶-الف)، که ضمن سوزش خرج همه‌جانبه سوز، تنها یک فاز سوزش وجود خواهد داشت. در تمام مدت سوزش، شکل‌دهنده‌های استوانه‌ای (پاره‌خط‌های مستقیم در مقطع طولی خرج) در سطوح سوزش داخلی و خارجی و نیز قطعاتی که سطح طرفین استوانه را تشکیل می‌دهند، سطح سوزش را می‌سازند.



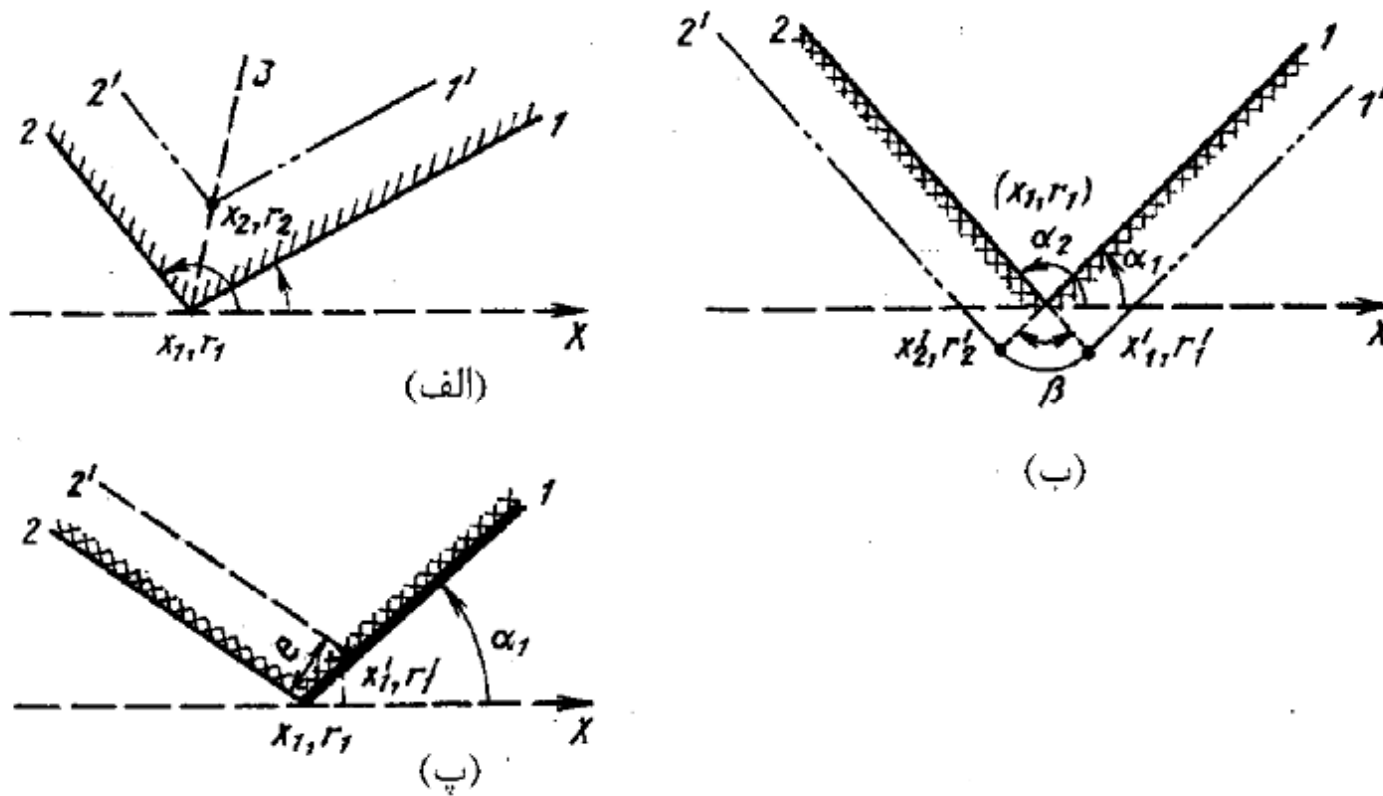
شکل ۵-۱۶ - سوزش خرج لوله‌ای
 شکل (۱ و ۲ و ۳) - لحظه‌های زمانی
 متوالی هستند):

الف - بدون پوشش زرهی (یک فاز
 سوزش)؛ ب - در بخشی از سطح
 استوانه‌ای خارجی زره‌دار شده (سه
 فاز سوزش: در فاز اول ۴ المان
 فرم‌دهنده؛ در فاز دوم ۵ المان و
 در فاز سوم ۳ المان فرم‌دهنده)

از بین رفتن یکی از این المان‌ها معادل سوزش کامل پیشران است. خرج نشان داده شده در شکل ۵-۱۶-ب به دلیل زره‌دار بودن بخشی از سطح خارجی متفاوت است و سه فاز سوزش خواهد داشت. می‌توان خرج‌هایی را مثال زد که تعداد فاز سوزش در آنها بیش از ۱۰ باشد. در ادامه، ساده‌ترین گزینه‌های تغییر سطح سوزش که از المان‌های ساختاری پاره‌خط و کمان تشکیل شده‌اند، مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

گزینه‌ی ۱- سطح سوزش اجزای پیشران از دو المان ساختاری تشکیل شده است که در مقطع طولی خرج توسط دو پاره‌خط نمود پیدا می‌کنند (شکل ۵-۱۷).

• به نقطه به‌هم پیوستن یا برخورد المان‌های مجاور، **گره** خواهیم گفت.



شکل ۵-۱۷ - شماهای سوزش بخش‌هایی از خرج (یک بخش خرج از دوران دو المان ساختاری متشکل از پاره‌خط‌های متقاطع ساخته شده است): ۱ و ۲ - المان‌های ساختاری فرم دهنده؛ ۱ و ۲ - جابه‌جایی فرم دهنده‌ها طی سوزش؛ ۳ - نیمساز؛

الف- زاویه تلاقی فرم‌دهنده‌هایی که خرج در داخل آنها قرار می‌گیرد کمتر از 180° است؛

ب- زاویه تلاقی فرم‌دهنده‌هایی که خرج در داخل آنها قرار می‌گیرد بیش از 180° است؛

پ- زاویه تلاقی فرم‌دهنده‌هایی که خرج در داخل آنها قرار می‌گیرد بیش از 90° است (در یک سمت، زره وجود دارد و شعله جابجا نمی‌شود). در شکل ۵-۱۷-الف گزینه‌ای نشان داده شده است که پیشران در داخل فرم‌دهنده‌هایی قرار می‌گیرد که تحت زاویه‌ای کمتر از 180° درجه به هم می‌رسند.

فرض کنید مختصات نقطه گره x_1 ، r_1 و زوایای شیب اولین و دومین پاره‌خط نسبت به محور x ها به ترتیب a_1 و a_2 باشند. در این صورت معادله دو پاره‌خط به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$r - r_1 = tg a_1 (x - x_1)$$

$$r - r_1 = tg a_2 (x - x_1)$$

(۱۷-۵)

فرآیند سوزش هر دو پاره خط براساس فرضیاتی که قبلاً پذیرفته شده‌اند به موازات راستای اولیه خود جابه‌جا خواهند شد. نقطه گره نیز باید در امتداد خطی با فواصل برابر از پاره‌خط‌های ۱ و ۲ جابه‌جا شود. از هندسه می‌دانیم که نیمساز زاویه از چنین خصوصیتی برخوردار است. در این حالت، خطی که گره در امتداد آن جابه‌جا خواهد شد معادله زیر را ارضا خواهد نمود:

$$r - r_1 = tg \left(\frac{a_1 + a_2}{2} \right) (x - x_1)$$

(۱۸-۵)

طی سوزش جان خرج به میزان e ، مختصات موقعیت جدید نقطه گره x_2, r_2 و نیز معادلات جدید پاره‌خط‌های ۱ و ۲ به شکل زیر هستند:

$$x_2 = x_1 + e \frac{\cos\left(\frac{a_1 + a_2}{2}\right)}{\sin\left(\frac{a_2 - a_1}{2}\right)}$$

(۱۹-۵)

$$r_2 = r_1 + e \frac{\sin\left(\frac{a_1 + a_2}{2}\right)}{\sin\left(\frac{a_2 - a_1}{2}\right)}$$

$$r - r_2 = \operatorname{tg} a_1 (x - x_2)$$

$$r - r_2 = \operatorname{tg} a_2 (x - x_2)$$

در شکل ۵-۱۷-ب، گزینه‌ای بررسی می‌شود که ضمن آن پیشران در داخل فرم‌دهنده‌هایی قرار می‌گیرد که تحت زاویه‌ای بیش از 180° به هم می‌پیوندند.

قوانین اصلی که در حالت مورد بررسی تحقق می‌یابند را یادآور می‌شویم:

- فرم‌دهنده‌های خطی قطعه خرج، به موازات راستای اولیه خود جابه‌جا می‌شوند، اما نقطه گره از بین رفته و جای خود را به یک کمان دایروی می‌دهد؛

- نقاط برخورد پاره‌خطها با کمان دایروی، در امتداد راستاهایی که بر

این پاره‌خطها عمود بوده و از نقطه گره می‌گذرند، جابه‌جا می‌شوند؛

- شعاع کمان مساوی اندازه جان سوخته خرج بوده و به همراه آن افزایش می‌یابد اما، اندازه زاویه کمان تغییر نمی‌کند.

حال روابط اصلی برای گزینه مورد بررسی را می‌نویسیم:

$$\begin{aligned} x'_1 &= x_1 + e \sin a_1 \\ r'_1 &= r_1 - e \cos a_1 \end{aligned} \quad \begin{array}{l} \text{مختصات نقطه برخورد کمان با پاره خط ۱} \\ \text{(۲۰-۵)} \end{array}$$

$$\begin{aligned} x'_2 &= x_1 - e \sin a_2 \\ r'_2 &= r_1 + e \cos a_2 \end{aligned} \quad \begin{array}{l} \text{مختصات نقطه برخورد کمان با پارخ خط ۲} \\ \text{(۲۱-۵)} \end{array}$$

زاویه‌ای که به وسیله شعاع‌های محدود کننده کمان ساخته می‌شود:

$$b = (a_2 - a_1) \quad \text{(۲۲-۵)}$$

در شکل ۵-۱۷-پ گزینه‌ای بررسی می‌شود که در آن سطح سوزش خرج پیشران با فرم‌دهنده‌هایی ساخته شده است که به صورت دو پاره‌خط هستند و روی یکی از آنها سوزش صورت نمی‌گیرد (این قطعه، یا بخش زره‌پوش شده پیشران است و یا یک سطح نسوز دیگر مثل دیواره می‌باشد).

این حالت به یکی از موارد پیشین می‌انجامد (شکل ۵-۱۷-الف و ۵-۱۷-ب). در واقع اگر زاویه ساخته شده با دو پاره‌خط کمتر از $P/2$ باشد، گزینه بررسی شده در ۵-۱۷-الف تحقق می‌یابد. در این صورت نقطه گره در امتداد "دیواره" (سطح نسوز) جابه‌جا می‌شود.

مسئله ۵-۱- روابط مربوطه را در دو حالت الف-اگر قطعه ۱ زره‌دار شده باشد و ب- اگر قطعه ۲ زره‌دار شده باشد استخراج کنید.

اگر زاویه‌ای که با دو پاره‌خط ساخته شده است بیش از $p/2$ باشد، گزینه دوم تحقق می‌یابد. در این صورت مرکز کمان حاصله طی سوزش، روی سطح نسوز قرار خواهد داشت.

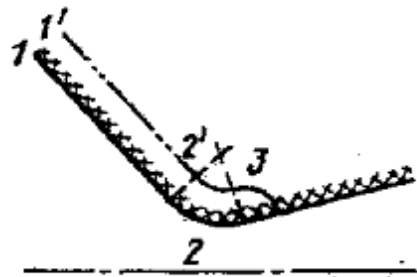
مسئله ۵-۲- روابط مربوطه را در دو حالت الف-اگر قطعه ۱ زره‌دار شده باشد و ب- اگر قطعه ۲ زره‌دار شده باشد استخراج کنید.

گزینه‌ی ۲- سطح سوزش اجزای پیشران توسط سه المان ساختاری- دو بخش خطی که با کمانی به هم متصل شده‌اند- ساخته می‌شود.

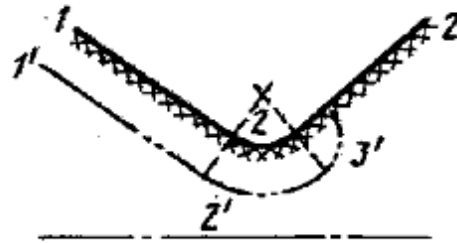
گزینه‌ای که در آن جبهه شعله در امتداد عمود بر هر سه المان ساختاری جابه‌جا می‌شود، منطبق بر شکل ۵-۱۷-ب می‌باشد. تنها با این تفاوت که در حالت قبل شعاع اولیه کمان مساوی صفر بود. قوانین اصلی که در بالا به آنها اشاره شد، برای گزینه مورد بررسی نیز صحیح هستند.

در شکل ۵-۱۸-الف و ب، گزینه‌هایی نشان داده شده‌اند که در آنها جبهه شعله در امتداد عمود بر یکی از بخش‌های خطی جابه‌جا نمی‌شود و اتصال المان‌ها نرم است. تحلیل نشان می‌دهد که به میزان پیشرفت سوزش سطح، المان ساختاری اضافی به وجود می‌آید. این المان کمافی است که به نرمی به المان‌های اولیه متصل شده است.

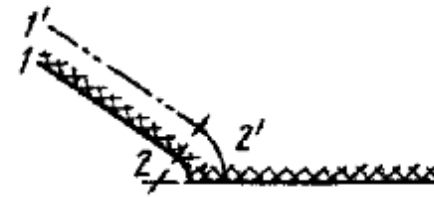
در شکل ۵-۱۸-پ و ت، گزینه‌هایی نشان داده شده‌اند که با گزینه‌های قبلی متفاوت هستند. علت این تفاوت آن است که کمان با شکستگی به بخش‌های خطی که در امتداد عمود بر آن‌ها جبهه شعله جابه‌جا نمی‌شود، متصل می‌شود. در این گزینه‌ها کمان جدید شکل نمی‌گیرد.



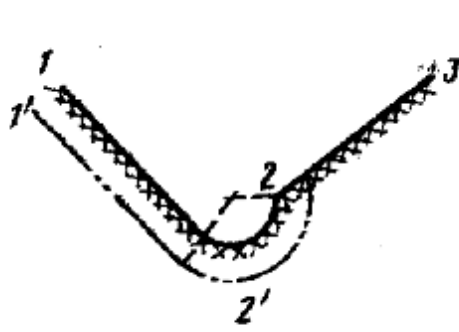
(الف)



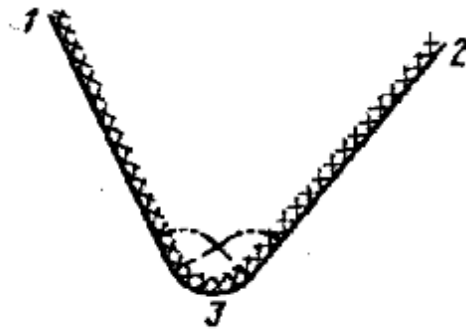
(ب)



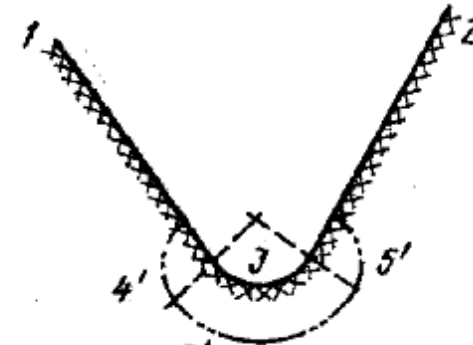
(پ)



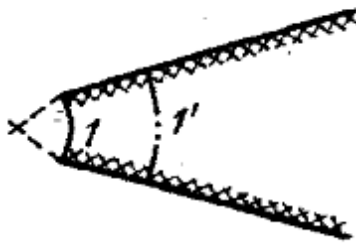
(ت)



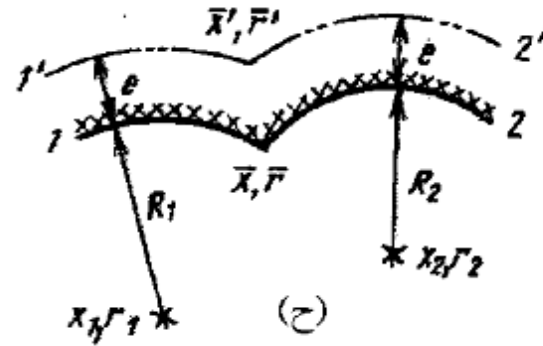
(ث)



(ج)



(ح)



(ز)

شکل ۵-۱۸ - شماهای سوزش قسمت‌های خرج پیشران:

شکل ۵-۱۸ - شماهای سوزش قسمت‌های خرج پیشران:

۱ و ۲ و ۳ - المان‌های ساختاری فرم‌دهنده؛ ۱ و ۲ و ۳ - وضعیت جدید المان‌ها طی سوزش؛

الف ، ب - سطح سوزش توسط سه المان ساختاری - دو قسمت خطی که توسط یک کمان با هم توأم شده‌اند - ساخته می‌شود؛ جبهه شعله در امتداد عمود بر یکی از قسمت‌های خطی جابه‌جا نمی‌شود (به‌عنوان مثال، زره‌دار شده است)؛

پ ، ت - به‌همان ترتیب، اما اتصال با کمان نرم نیست؛

ث ، ج ، چ - همانند الف و ب ، ولی جبهه شعله در امتداد عمود بر هر دو قسمت خطی گسترش نمی‌یابد؛

ح - سطح سوزش توسط دو المان ساختاری (کمان‌های متقاطع)، ساخته شده است.

در شکل ۵-۱۸-ث و ج، جبهه شعله در امتداد عمود بر هر دو بخش خطی، جابه‌جا نمی‌شود (هر دو سطح زره‌دار شده‌اند). در گزینه‌های معرفی‌شده دو کمان جدید ساخته می‌شوند. در گزینه نشان داده شده در شکل ۵-۱۸-ث به میزان پیشرفت سوزش، کمان ابتدایی ۳ از بین می‌رود.

در شکل ۵-۱۸-چ، گزینه‌ای مطرح شده است که در آن اتصال دو بخش خطی زره‌دار به وسیله کمان صورت می‌گیرد و به میزان پیشرفت سوزش آن، المان‌های ساختاری جدیدی به وجود نمی‌آیند.

گزینه‌ی ۳- سطح سوزش بخشی از خرج پیشران توسط دو المان ساختاری به صورت دو کمان متقاطع با علائم انحنای مشابه یا متفاوت ساخته شده است.

یکی از گزینه‌های ممکن در شکل ۵-۱۸-ح آورده شده است. در این گزینه دو کمان، همیشه با شکستگی به هم متصل می‌شوند. مختصات نقطه تلاقی کمان‌ها در هر لحظه زمانی، مطابق با جان تحت سوزش خرج " e " می‌تواند با حل دستگاه دو معادله‌ای جبری زیر تعیین شود:

$$(x - x_1)^2 + (r - r_1)^2 = (R_1 + e)^2 \quad (۵-۲۳)$$

$$(x - x_2)^2 + (r - r_2)^2 = (R_2 + e)^2$$

از دو ریشه دستگاه معادلات آن مختصاتی انتخاب می‌شود که تفاوت کمتری با مختصات اولیه نقطه گره داشته باشد.

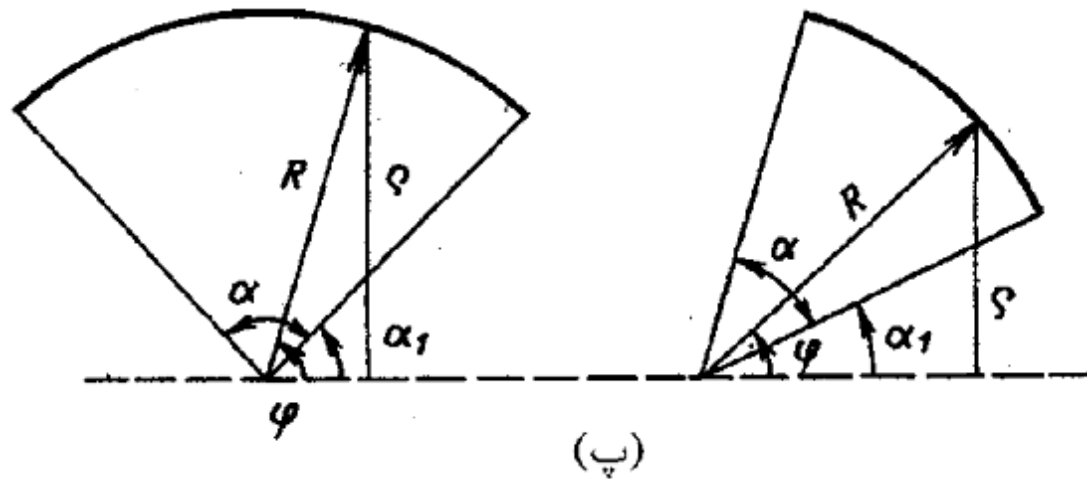
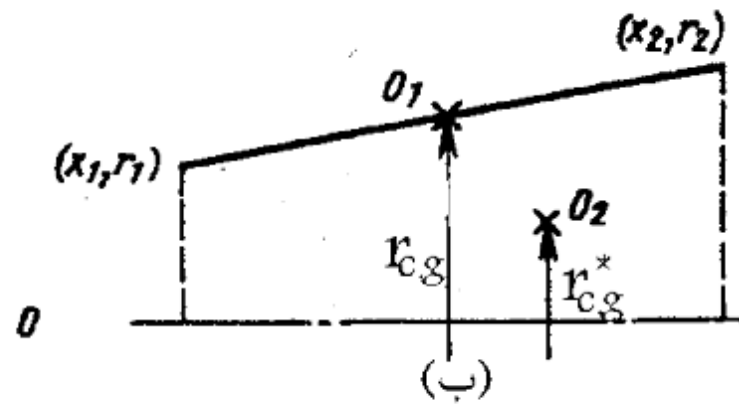
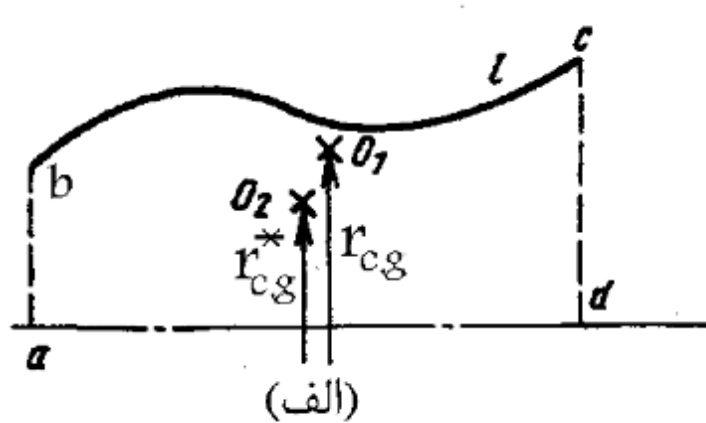
ضمن انجام محاسبات هندسی، تعیین سطح سوزش خرج پیشران و حجم اشغال‌شونده توسط پیشران ضرورت پیدا می‌کند. در محاسبات، از تئوری‌های مربوط به اجسام حاصل از دوران استفاده خواهیم کرد.

تئوری اول. مساحت سطح به دست آمده طی دوران کمان حاصل از یک منحنی مسطح حول محور واقع در صفحه آن منحنی که آن منحنی را قطع نکند، برابر است با حاصلضرب طول (L) کمان دوران کننده، در طول مسیری که طی این دوران توسط مرکز ثقل کمان O_1 ترسیم می شود (شکل ۵-۱۹):

$$S = 2pr_{c.g}L \quad (۵-۲۴)$$

تئوری دوم. حجم جسم حاصل از دوران یک شکل مسطح حول محوری که در صفحه آن قرار داشته و آن را قطع نکند، برابر است با حاصلضرب مساحت شکل دوران کننده S_{abcd} در طول مسیر ترسیم شده توسط مرکز ثقل آن O_2 طی دوران:

$$W = 2pr_{c.g}^* S_{abcd} \quad (۳-۲۵)$$



شکل ۵-۱۹ - تئوری‌های مرتبط با اجسام حاصل از دوران

شکل ۵-۱۹ - تئوری‌های مرتبط با اجسام حاصل از دوران :
الف - طرح کلی؛ ب - سطح و حجم جسم با گردش پاره‌خط ایجاد می‌شود؛ پ - سطح و حجم جسم با گردش کمان دایره‌ای ساخته می‌شود؛

$r_{c.g}$ ، $r_{c.g}^*$ - مرکز ثقل قطعه خط و قسمتی از سطح؛

R - شعاع کمان؛

I - مقدار لحظه‌ای شعاع مرکز ثقل.

مقدار مساحت و حجم حاصل از دوران المان‌های ساختاری ساده فرم دهنده به سطح سوزش خرج پیشران، حول یک محور را تعیین می‌کنیم (پاره‌خط و کمان).

پاره خط. طی دوران پاره خط حول محور، شکل "مخروط ناقص" ساخته می شود که سطح جانبی و حجم آن به کمک تئوری فوق به سادگی قابل محاسبه است. مرکز ثقل پاره خط در وسط آن قرار دارد به همین دلیل می توان نوشت:

$$r_{c.g} = \frac{r_1 + r_2}{2}; \quad r_{c.g}^* = \frac{r_1 + r_2}{4}$$

$$L = \sqrt{(r_2 - r_1)^2 + (x_2 - x_1)^2}; \quad S^* = \frac{r_2 + r_1}{2} (x_2 - x_1) \quad (۲۶-۵)$$

$$S = 2pr_{c.g}L; \quad W = 2pr_{c.g}^*S^*$$

کمان دایره - در شکل ۵-۱۹-پ گزینه هایی آورده شده اند که در آنها زاویه قطاع کمان $a > p/2$ و $a < p/2$ در هر دو گزینه مقدار شعاع مرکز ثقل توسط یک رابطه تحلیلی تعیین می شود. برای گزینه اول داریم:

$$r_{c.g} = \frac{1}{a} \int_{a_1}^{a_1+a} r dj = \frac{1}{a} \int_{a_1}^{a_1+a} R \sin j dj = \frac{1}{a} \left[\int_{a_1}^{p/2} R \sin j dj + \int_{p/2}^{a_1+a} R \sin j dj \right] =$$

$$= -\frac{R}{a} \cos j \Big|_{a_1}^{a_1+a} = \frac{R}{a} (\cos a_1 - \cos(a_1 + a)) \quad (27-5)$$

برای گزینه دوم داریم:

$$r_{c.g} = \frac{1}{a} \int_{a_1}^{a_1+a} r dj = \frac{1}{a} \int_{a_1}^{a_1+a} R \sin j dj = \frac{R}{a} (\cos a_1 - \cos(a_1 + a)) \quad (28-5)$$

$$r_{c.g}^* = \frac{2}{3} r_{c.g} \quad \text{در هر دو حالت}$$

با در نظر گرفتن روابط به دست آمده برای شعاع‌های مراکز ثقل، عبارت مربوط به سطح سوزش و حجم جسم حاصل از دوران به شکل زیر درمی‌آید:

$$L = Ra \quad S^* = \frac{1}{2} R^2 a$$

$$S = 2pR^2 [\cos a_1 - \cos(a_1 + a)]$$

$$W = \frac{2}{3} pR^3 [\cos a_1 - \cos(a_1 + a)]$$

S - مساحت سطح در حال سوزش؛

W - حجم جسم حاصل از دوران (پیشران موجود در آن قسمت خرج) است.

بدین ترتیب، تحلیل فوق امکان تعیین تغییرات سطح سوزش برای هر شکلی از خرج پیشران را که از دو نوع المان ساختاری - پاره خط و کمان دایره - تشکیل شده باشد، فراهم می‌آورد.

یادآور می‌شویم که تجزیه طرح اولیه، به یک‌سری از چنین المان‌های ساختاری، در عمل با هر دقت از پیش تعیین‌شده‌ای امکان‌پذیر است. عبور از یک فاز سوزش به فاز بعدی در صورتی که دو نقطه گره به هم برسند امکان‌پذیر است. این امر منجر به از بین رفتن المان‌های ساختاری قدیمی و ایجاد المان‌های ساختاری جدید می‌شود. لحظه عبور از یک فاز به فاز دیگر می‌تواند به‌طور تحلیلی و بر مبنای معادلات معین خطوطی که جابه‌جایی نقاط گره در امتداد آنها صورت می‌گیرد، تعیین شود.

الگوریتم ذکر شده برای حل مسئله یافتن مساحت سطح سوزش $S(e)$ با پیشرفت سوزش خرج، فقط بعنوان روشی برای انجام محاسبات کنترلی محسوب می‌شود.

در عمل درخواست فنی مربوط به خرج به شکل زیر فرمول‌بندی می‌شود:

مطلوب است انتخاب فرم خرج پیشران و ابعاد اصلی هندسی آن به نحوی که تغییرات سطح سوزش به نسبت پیشرفت سوزش جان خرج پیشران، براساس رابطه معین $S^*(e)$ را تضمین نماید، ضمن اینکه در این حالت موارد زیر را تأمین نماید:

- اختلاف $\left| \frac{S(e)}{S^*(e)} - 1 \right|$ بیش از (۳ تا ۵) درصد نباشد؛
- محدودیت اندازه ابعاد (چه از لحاظ قطر خارجی، چه از لحاظ طول، چه بر مبنای نسبت‌های L/D ، d/D و غیره)؛
- حداکثر مقادیر ممکن ضرایب پرشدگی حجمی (عرضی).

۵-۲-۳- انتخاب فرم خرج

اولین مرحله هنگام انتخاب فرم خرج، تعیین روند تغییر سطح سوزش به میزان سوزش جان خرج به شمار می‌آید. پیش‌تر گفتیم که فرم‌هایی از خرج‌ها وجود دارند که یکی از قوانین خنثی، پیشرو و پسرو تغییر $S(e)$ را تأمین می‌کنند.

یک سری از خرج‌ها وجود دارند که می‌توانند هر سه نوع رابطه تغییر $S(e)$ را تأمین نمایند. در ادامه فرض خواهیم کرد که در مسئله مورد نظر، رابطه $S(e)$ نزدیک به $S = const$ است.

در این صورت می‌توان فرم خرج پیشران را به‌طور تقریبی بر مبنای دو دستگاه نامساوی زیر برآورد نمود. اولین دستگاه امکان انتخاب اولیه فرم‌های مجاز برای کاربرد براساس پارامتر P/t_e را فراهم می‌آورد.

کمیت P/t_e را می‌توان با نسبت تراست به وزن موشک و دبی جرمی مرتبط نمود:

$$P/t_e = h g m_p \quad (۲۹-۵)$$

P - تراست؛

t_e - زمان سوزش خرج؛

h - نسبت تراست به وزن موشک؛

m_p - دبی جرمی محصولات احتراق است.

دستگاه به شکل زیر می‌باشد:

دستگاه به شکل زیر است::

$$\left\{ \begin{array}{l} 3.0 \\ 2.0 \\ 2.0 \\ 2.0 \\ 0.5 \end{array} \right\} \leq \log \frac{P}{t_e} \leq \left\{ \begin{array}{l} 7.00 \text{ - خرج چند بلوکی -} \\ 6.00 \text{ - خرج ستاره‌ای -} \\ 6.00 \text{ - خرج همه‌جانبه سوز -} \\ 6.00 \text{ - خرج کانالی شکاف‌دار -} \\ 3.0 \text{ - خرج با سوزش سیگاری -} \end{array} \right. \quad (5-30)$$

دستگاه دوم امکان تعیین فرم نهایی خرج پیشران براساس پارامتر e_{max}/D را فراهم می‌آورد.

کمیت e_{max} توسط تساوی $e_{max} \approx \int_0^{t_e} u_p dt$ با سرعت سوزش در ارتباط است.

e_{max} - حداکثر ضخامت جان خرج؛
 D - قطر خارجی خرج است.

دستگاه به صورت زیر است:

$$\left\{ \begin{array}{l} 0.00 \\ 0.07 \\ 0.14 \\ 0.20 \\ 0.40 \end{array} \right\} \leq \frac{e_{max}}{D} \leq \left\{ \begin{array}{l} 0.14 \\ 0.30 \\ 0.25 \\ 0.45 \\ \infty \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} \text{خرج چند بلوکی -} \\ \text{خرج ستاره‌ای -} \\ \text{خرج همه‌جانبه سوز -} \\ \text{خرج کانالی شکاف‌دار -} \\ \text{خرج با سوزش سیگاری -} \end{array} \quad (5-31)$$

۵-۲-۴ - تعیین ابعاد هندسی خرج

پس از آنکه به‌طور تقریبی فرم خرج پیشران و یا به‌بیان دیگر عناوین، تعداد و موقعیت مکانی المان‌های ساختاری تشکیل‌دهنده سطح سوزش تعیین شدند، می‌توان به تعیین ابعاد هندسی تمام المان‌های ساختاری پرداخت. طی تعیین ابعاد اصلی خرج می‌توان از رویکردهای زیر استفاده نمود:

الف- به‌کار بردن شیوه‌های بهینه‌سازی.

ب- استفاده از فرایند با تکرار محدود که مراحل آن به‌طور متوالی به یکدیگر مشروط هستند.

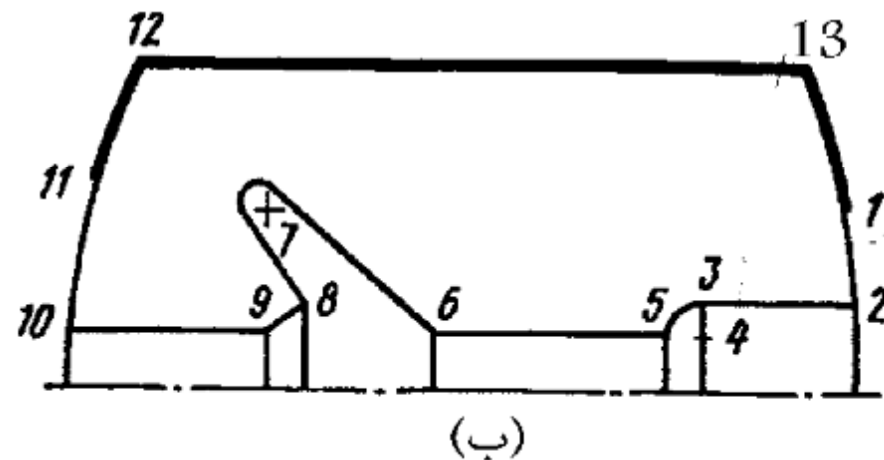
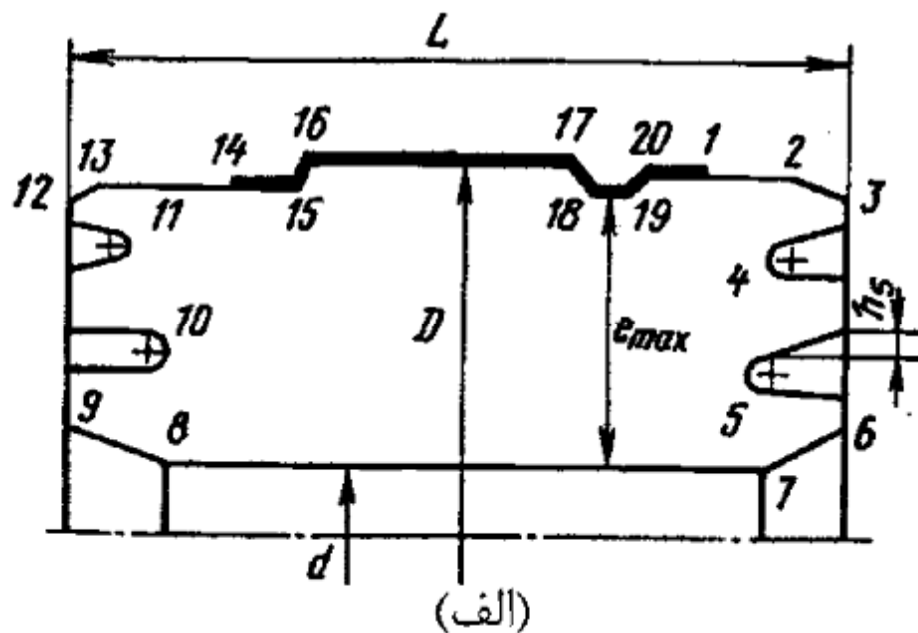
رویکردهای ذکر شده را بررسی می‌کنیم.

استفاده از شیوه‌های بهینه‌سازی

این شیوه برای خرج‌هایی که شکل پیچیده‌ای دارند، منطقی است. بطور خاص با استفاده از شیوه‌های بهینه‌سازی می‌توان، ابعاد هندسی خرج‌هایی را که به‌طور محکم به بدنه متصل شده‌اند و از شکاف حلقوی و المان‌های ساختاری متعدد برخوردار هستند، تعیین نمود .

در میان خرج‌های نوع جازدنی با چنین وضعیت طرح مسئله‌ای، تعیین ابعاد هندسی برای خرج‌هایی که در سطوح پیشانی خود، شیارهای حلقوی دارند، منطقی است.

طرح مسئله را بررسی می‌کنیم (شکل ۵-۲۰-الف).



شکل ۵-۲۰- شماهای خرج‌هایی که سوزش ناپیوسته دارند :

الف- خرج با شیارهای حلقوی؛ ب- خرج با شکاف حلقوی؛

L, D, d, e_{max}, h_5 - ابعاد هندسی؛ ۱ تا ۲۰- نقاط مشخصه در مقطع خرج.

نقاط گره که تعیین‌کننده چارچوب خرج موردنظر هستند، شماره‌گذاری شده‌اند.

همانطور که در شکل ۵-۲۰-الف مشخص است خرج از چندین پاره خط و چهار کمان تشکیل شده است. مختصات r_i و x_i و نیز مقادیر شعاع‌های R_4 ، R_5 ، R_{10} و R_{11} ، جزء پارامترهای مجهولی هستند که باید ضمن حل مسئله بهینه‌سازی، مشخص شوند.

تابعی که به‌عنوان مثال به شکل زیر محاسبه می‌شود، می‌تواند به‌عنوان تابع هدف پذیرفته شود.

$$\Phi = \min \int_0^{e_{\max}} \left[\frac{S(e) - S^*(e)}{S^*(e)} \right]^2 de \quad (۵-۳۲)$$

مقدار $S^*(e) = \text{var}$ متغیر است.

در فرآیند طراحی باید حداقل مقدار تابع هدف تأمین شود. مسئله باید با محدودیت‌هایی حل شود که تأمین‌کننده عدم تغییر فرم انتخابی خرج و سایر نیازمندی‌های مرتبط با عملکرد خرج در تمام مدت زمان کاری باشند:

الف) محدودیت‌های مختصات طولی که عدم تغییر فرم خرج را تضمین می‌کنند:

$$x_1 < x_2$$

$$x_3 > x_2$$

$$x_4 < x_3$$

$$x_5 \leq x_4$$

$$x_6 = x_3$$

$$x_7 < x_6$$

$$x_8 < x_7$$

$$x_9 < x_8$$

$$x_{12} = x_9$$

$$x_{10} > x_9$$

$$x_{11} > x_{12}$$

$$x_{13} > x_{12}$$

$$x_{13} < x_{14}$$

$$x_{14} < x_{15}$$

$$x_{16} > x_{15}$$

$$x_{17} > x_{16}$$

$$x_{18} > x_{17}$$

$$x_{19} < x_{18}$$

$$x_{20} > x_{19}$$

$$x_1 > x_{20}$$

$$x_6 - x_9 = L$$

ب) محدودیت‌های مختصات عرضی که عدم تغییر شکل فرم خرج را

$$r_1 = r_2$$

$$r_8 = r_7$$

$$r_{17} = r_{16} \quad \text{تضمین می‌کنند:}$$

$$r_{13} = r_{14}$$

$$r_{19} = r_{18}$$

$$r_{20} = r_1$$

$$r_2 > r_3$$

$$r_3 > r_4$$

$$r_{15} = r_{14}$$

$$r_5 > r_6$$

$$r_6 > r_7$$

$$r_4 > r_5$$

$$r_{10} > r_9$$

$$r_{11} > r_{10}$$

$$r_9 > r_8$$

$$r_{13} > r_{12}$$

$$r_{16} > r_{15}$$

$$r_{12} > r_{11}$$

$$r_{17} > r_{18}$$

$$r_7 = d / 2$$

$$r_{19} - r_7 = e_{\max}$$

$$r_{20} > r_{19}$$

$$r_{16} = D / 2$$

پ) سایر محدودیت‌ها:

$$r_4 + h_4 < r_3 \quad r_5 + h_5 < r_4 - h_4$$

$$r_5 - h_5 > r_6 \quad r_{11} + h_{11} < r_{12} \quad r_{11} - h_{11} > r_{10}$$

- (گره اتصال باید تمام مدت زمان سوزش خرج، وجود داشته باشد)

$$\sqrt{(x_4 - x_{19})^2 + (r_4 - r_{19})^2} > e_{\max}$$

- (شرط عدم سوزش فرسایشی)

$$\frac{S(0)}{pr_7^2} = k \leq k_{per}$$

- (شرط حفظ حجم پیشران).

$$\int_0^{e_{\max}} S(e) de = W$$

$$k = \frac{S_p}{S_1} \text{ - پارامتر پابدانوتسف؛}$$

S_p - مساحت سطح تحت سوزش پیشران؛

S_1 - مساحت مقطع عبور محصولات احتراق

$$k_{per} ; 100$$

به طریق مشابهی، ممکن است ضمن تعیین ابعاد خرج از نوع اتصال محکم و باشکاف حلقوی، مسئله بهینه‌سازی طرح شود (شکل ۵-۲۰-ب).

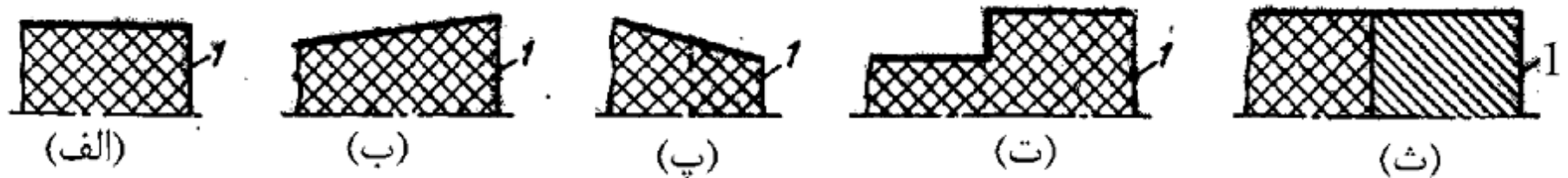
تفاوت این مسئله با مسئله قبل در این است که در این مسئله سطح داخلی خرج پیشران تغییر شکل می‌یابد. در همین ارتباط تابع هدف برای این حالت به شکل ساختاری زیرساخته می‌شود. این شکل ساختاری حداقل خطای سطح فشار در محفظه طی مدت زمان کاری را فرض می‌کند:

$$\Phi = \min \int_0^{t_e} [p_c(t) - p_c^*(t)]^2 dt \quad (۵-۳۳)$$

شیوه‌های مستقیم با تکرار محدود و شروط متوالی

هنگام محاسبه ساده‌ترین انواع خرج‌های هندسی، می‌توان دستگاه‌های بسته معادلات جبری را نوشت که یا به شیوه تحلیلی و یا با استفاده از الگوریتم‌های تکرار ساده قابل حل هستند. بعضی از گزینه‌ها را که برای آنها می‌توان این روش را به کار برد، بررسی می‌کنیم.

خرج‌های سیگاری سوز. (شکل ۵-۲۱).



- شکل ۵-۲۱ - شمای خرج‌های سیگاری سوز: الف - $S(e) = const$ ؛
 ب - $ds/de < 0$ ، پ - $ds/de > 0$ ؛ ت - $S_1 > S_2$ ؛
 ث - $u_{p1} \neq u_{p2}$ ؛ ۱ - سطح پیشانی تحت سوزش.

ویژگی‌های اصلی این خرج‌ها را یادآور می‌شویم:
خرج‌ها ضریب پرشدگی بالایی از فضای داخل محفظه را تأمین می‌کنند؛

خرج‌ها به دو گونه با اتصال محکم و آزاد استفاده می‌شوند؛
سرعت محصولات احتراق در موتورهای موشکی سوخت جامد با چنین خرج‌هایی کم است (حداکثر $(10...30) \text{ mm/s}$)، به همین دلیل به جرم زیاد پوشش محافظ حرارتی نیاز نداشته و مقادیر پایین a را تأمین می‌نمایند.

سرعت محصولات احتراق را برآورد می‌کنیم: $r_p u_p S = r_g V_g A_t$

$$r_g = \frac{P_c}{RT_c} \quad (۳۴-۵)$$

مرکز ثقل موتور موشکی سوخت جامد با خرج سیگاری سوز، طی سوزش پیشران به سمت انتهای زره دار شده خرج جابه جا می شود؛ در صورت استفاده از خرج های نسبتاً بزرگ و طویل، برای سازه هایی با اتصال محکم باید تمهیداتی برای کاهش تغییر شکل ناشی از تغییرات دمای بهره برداری موتور پیش بینی نمود؛ در صورت نیاز به بالا بردن دبی جرمی موتور موشکی سوخت جامد با خرج سیگاری سوز باید از ترکیبات پیشرانی با سرعت سوزش بالا استفاده کرده همچنین شیارهای حلقوی روی سطح پیشانی خرج ایجاد نمود. خرج های سیگاری سوز، بیشتر در موتورهای موشکی سوخت جامد با ابعاد کوچک کاربرد یافته اند، به عنوان مثال، آکومولاتورهای فشار، موتورهای کنترلی و موتورهای اصلی کوچک.

برای خرج سیگاری سوز، می توان دستگاه معادلات تعیین کننده زیر را نوشت:

$$W = \frac{P}{4} D^2 L$$

معادله حجم خرج:
(۳۵-۵)

$$e_{\max} = L = u_p t_e$$

معادله جان خرج:
(۳۶-۵)

معادله برای تعیین مساحت گلوگاه شیپوره:

$$A_t = \left(r_p u_p S_p \right) / (C_D P_c)$$

(۳۷-۵)

سطح تحت سوزش:

$$S = \frac{P}{4} D^2$$

(۳۸-۵)

معادلات (۳۵-۵) تا (۳۸-۵) در صورتی که پیشران انتخاب شده باشد و سطح فشار در محفظه موتور مشخص باشد، پنج کمیت هندسی W, S, L, D, A_t را مرتبط می‌سازند. سیستم معادلات (۳۵-۵) تا (۳۸-۵)، در صورت معلوم بودن دو پارامتر از پارامترهای ذکر شده در بالا، به عنوان داده‌های اولیه دارای پاسخ واحد خواهد بود. دو نمونه در مورد داده‌های اولیه که در عمل بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرند را ذکر می‌کنیم:

۱- حجم خرج W و مساحت سطح سوزش S مشخص هستند؛

۲- حجم خرج W و طول آن معلوم هستند.

در حالت اول دستگاه معادلات به شکل زیر حل می‌شود:

$$L = \frac{4W}{pD^2}$$

$$D = \sqrt{4S / p} \quad (39-5)$$

$$A_t = (r_p u_p S_p) / (C_D P_c)$$

$$u_p = L / t_e$$

راه حل حالت دوم به شکل زیر نوشته می شود:

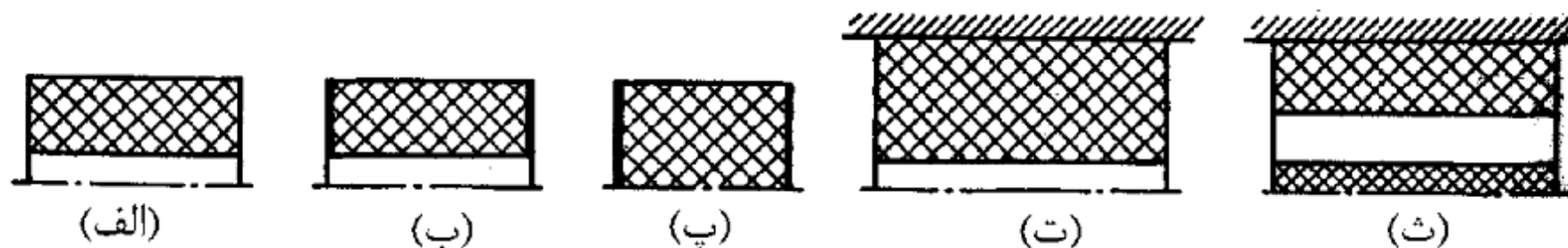
$$D = \sqrt{\frac{4W}{pL}}$$

$$S = W / L \quad (40-5)$$

$$u_p = L / t_e$$

$$A_t = (r_p u_p S_p) / (C_D P_c)$$

خرج‌های استوانه‌ای از نوع آزاد (جاذدنی) (شکل ۵-۲۲):



شکل ۵-۲۲ - شمای خرج‌های استوانه‌ای:

الف - همه‌جانبه‌سوز؛ ب - همه‌جانبه‌سوز با پیشانی‌های زره‌دار؛ پ - با سوزش خارجی (برون‌سوز)؛ ت - با سوزش داخلی (درون‌سوز)؛ ث - خرج تلسکوپی .

به خصوصیات این خرج‌ها اشاره می‌کنیم:
سادگی سازه؛
سطح بالای قابلیت تولید؛

به دلیل وجود فاصله بین سطح خارجی خرج و قطر داخلی بدنه موتور موشکی سوخت جامد و در همین رابطه به دلیل ضرورت استفاده از پوشش محافظ حرارتی، مقدار جرم نسبی سازه موتور $a_{st.p.s}$ افزایش یافته و ضریب پرشدگی داخل محفظه e_w کاهش می‌یابد؛

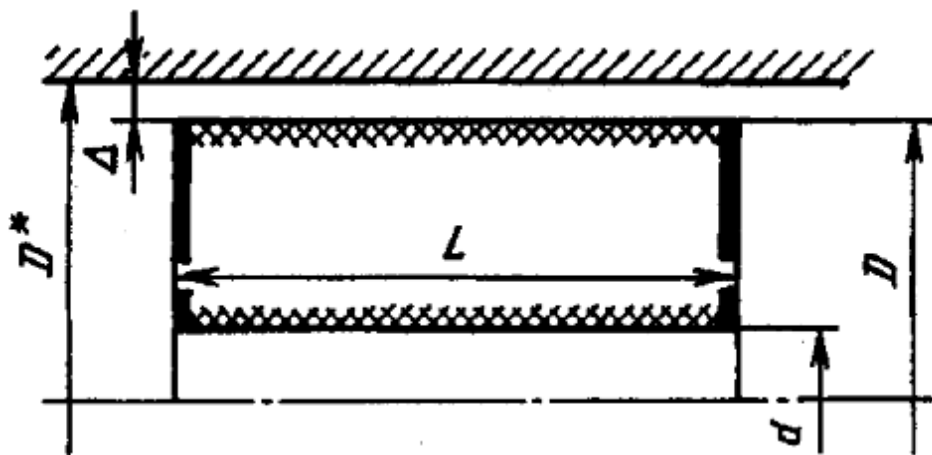
خرجی که سطح خارجی و داخلی استوانه‌ای آن به‌طور همزمان می‌سوزند، در تمام مدت زمان کار، تأمین‌کننده سطح سوزش ثابتی می‌باشد. در واقع

$$S_0 = p (D + d) L$$

$$S(e) = p [(D - 2e) + (d + 2e)] L = p (D + d) L = S_0$$

S_0 - مساحت تحت سوزش در شروع سوزش خرج؛
 $S(e)$ - مساحت تحت سوزش متناسب با پیشرفت سوزش (کاهش جان خرج) است.

روابط اصلی تعیین کننده ابعاد هندسی بلوک نشان داده شده در شکل ۵-۲۳ را می نویسیم:



شکل ۵-۲۳ - شمای محاسباتی برای تعیین ابعاد بلوک لوله‌ای که سطوح پیشانی آن زرده‌دار شده است .

$$W = \frac{p}{4} (D^2 - d^2) L$$

معادله حجم:

$$(۴۱-۵)$$

$$S = p (D + d) L$$

معادله سطح سوزش:

$$(۴۲-۵)$$

معادله حداکثر جان خرج:

$$e_{\max} = (D - d) / 4 \quad (43-5)$$

$$A_t = (r_p u_p S_p) / (C_D p_c)$$

معادله مساحت گلوگاه شیپوره:
(44-5)

$$D^* = D + 2\Delta$$

روابط هندسی:
(45-5)

$$D = d + 2u_p t_e$$

(46-5)

$$e_f = \left[\frac{D}{D^*} \right]^2 - \left[\frac{d}{D^*} \right]^2$$

(47-5)

e_f - ضریب پرشدگی محفظه احتراق است.

$$\frac{4p d L}{p D^2} = \frac{4L}{d} \leq K_{\text{int}}$$

شرط سوزش بدون فرسایش:
(48-5)

$$\frac{pDL}{p(D+\Delta)\Delta} = \frac{L}{\left(1+\frac{\Delta}{D}\right)\Delta} \leq K_{out} \quad (49-5)$$

$$K_{int} = kK_{out} \quad (50-5)$$

اگر پیشران مشخص باشد و مقدار حداکثر فشار کاری که با حداکثر دمای استفاده متناسب است، انتخاب شده باشد، در آن صورت در دستگاه نوشته شده کمیت‌های $e_f, K_{out}, K_{int}, W, S, D, d, L, \Delta, D^*$ پارامترهای مجهول خواهند بود.

در درخواست فنی طراحی خرج بعضی از کمیت‌های ذکر شده در بالا می‌توانند معلوم باشند. مانند حالت‌های زیر:

۱- K_{out}, K_{int}, S, W معلوم؛ $e_f, D^*, \Delta, L, d, D$ مجهول؛

۲- K_{out}, K_{int}, L, W معلوم؛ $e_f, S, D^*, \Delta, d, D$ مجهول؛

۳- K_{out}, K_{int}, D, W معلوم؛ $e_f, S, D^*, \Delta, L, d$ مجهول؛

۴- K_{out}, K_{int}, D^*, W معلوم؛ e_f, S, Δ, L, d, D مجهول؛

۵- $K_{out}, K_{int}, L/D, W$ معلوم؛ $e_f, S, D^*, \Delta, L, d, D$ مجهول؛

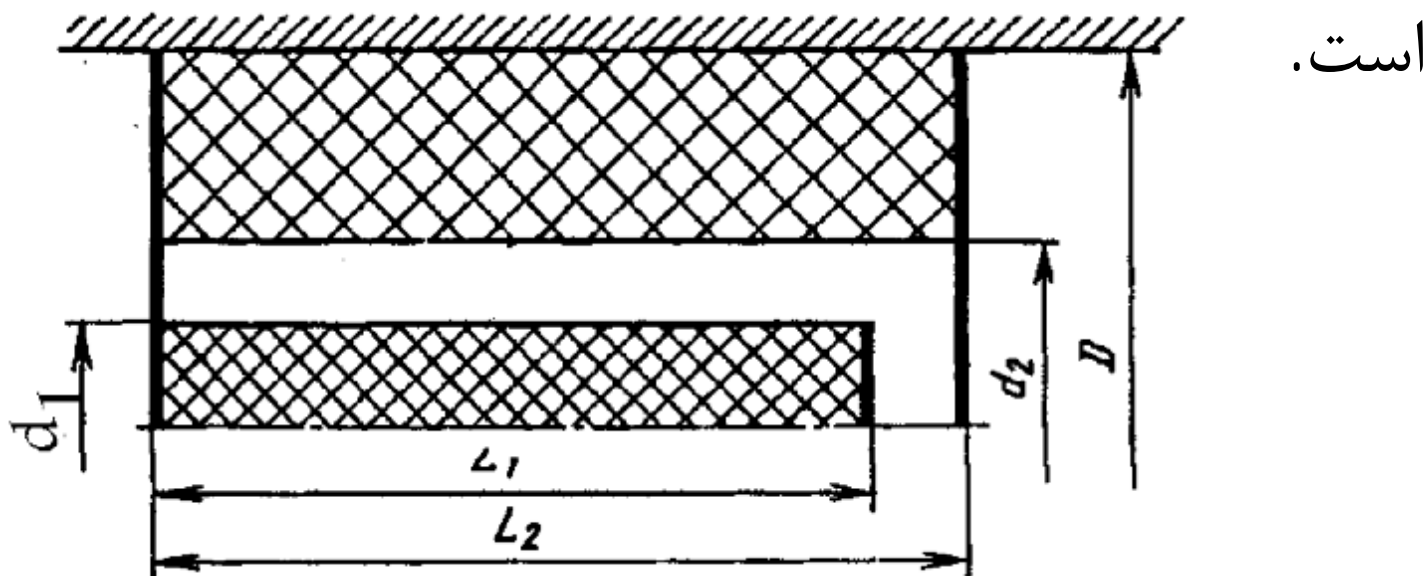
در تمام مسائل ذکر شده فرض شده که مقادیر K_{int}, K_{out}, W معلوم باشند. در عمل ممکن است مواردی وجود داشته باشند که در آنها K_{int}, K_{out}, S داده شده باشند و تعیین کمیت W مورد نظر باشد. دستگاه معادلات نوشته شده با ایجاد فرایند با تکرار محدود معادلاتی که به طور متوالی با هم مقید شده‌اند، حل می‌شود.

مسئله ۵-۱- روند حل سیستم معادلات (۵-۴۱) تا (۵-۵۰) را در ۵ حالت فوق بدست آورید.

مسئله ۵-۲- برای یک خرج استوانه‌ای همه‌جانبه‌سوز (از جمله پیشانی‌ها)، دستگاه معادلات تعیین کننده پارامترهای هندسی را نوشته و الگوریتم حل را در حالت‌های مختلف طرح مسئله بدست آورید.

مسئله ۵-۳- برای یک خرج استوانه‌ای که فقط کانال داخلی آن می‌سوزد، دستگاه معادلات تعیین کننده پارامترهای هندسی را نوشته و الگوریتم حل را در حالت‌های مختلف طرح مسئله بدست آورید.

خرج‌های تلسکوپی. شمای خرج در شکل ۵-۲۴ نشان داده شده



شکل ۵-۲۴ - شمای محاسباتی برای تعیین ابعاد خرج تلسکوپی

مجدداً معادلات اصلی را برای تعیین ابعاد هندسی خرج می‌نویسیم:

معادله برای حجم:

$$W = \frac{p}{4} d_1^2 L_1 + \frac{p}{4} (D^2 - d_2^2) L_2 \quad (5-51)$$

معادله برای سطح سوزش

$$p d_1 L_1 + p d_2 L_2 = S_0 \quad (5-52)$$

$$S(e) = p [(d_1 - 2e) L_1] + p (d_2 + 2e) L_2 \quad (5-53)$$

باید توجه داشت که به میزان پیشرفت سوزش خرج‌ها، ممکن است

گزینه‌هایی حاصل شوند که $L_1 \neq L_2$ است. در صورتی که $L_1 > L_2$

باشد قانون تغییر سطح سوزش ویژگی پسرو داشته و اگر $L_1 < L_2$

باشد - خاصیت پیشرو دارد. نسبت بین جان بلوک‌های خارجی و داخلی

نیز بر روی منحنی $S(e)$ تأثیر می‌گذارد؛

معادله مساحت گلوگاه شیپوره:
(۵۴-۵)

$$A_t = r_p u_p S_p / (C_D P_c)$$

روابط هندسی:
(۵۵-۵)

$$e_{\max_1} = d_1 / 2$$

$$e_{\max_2} = (D - d_2) / 2$$

(۵۶-۵)

معادله‌ای که سوزش فرسایشی را محدود می‌کند:

$$4L / (d_2 - d_1) \leq K_{per}$$

(۵۷-۵) با فرض $L_1 = L_2 = L$

روابط تکمیلی:
(۵۸-۵)

$$D = 2e_{\max} + \sqrt{(2e_{\max})^2 + \frac{8}{p} \frac{W}{d_1 K_{per}}}$$

$$e_f = 1 - \left(\frac{d_2}{D} \right)^2 + \left(\frac{d_1}{D} \right)^2 \quad (۵۹-۵)$$

روابط (۵-۵۱) تا (۵-۵۹) پارامترهای هندسی $S, W, L_2, L_1, D, d_2, d_1$ را مرتبط می‌سازند. در صورت معلوم بودن هر گروه از پارامترهای زیر، تعیین قطعی ابعاد خرج امکان‌پذیر است:

$$1 - K_{per}, S, W ;$$

$$2 - K_{per}, L, W ;$$

$$3 - K_{per}, D, W ;$$

$$4 - K_{per}, L/D, W ;$$

$$5 - K_{per}, d_1, W ;$$

$$6 - K_{per}, e_f, W ; \text{ و غیره.}$$

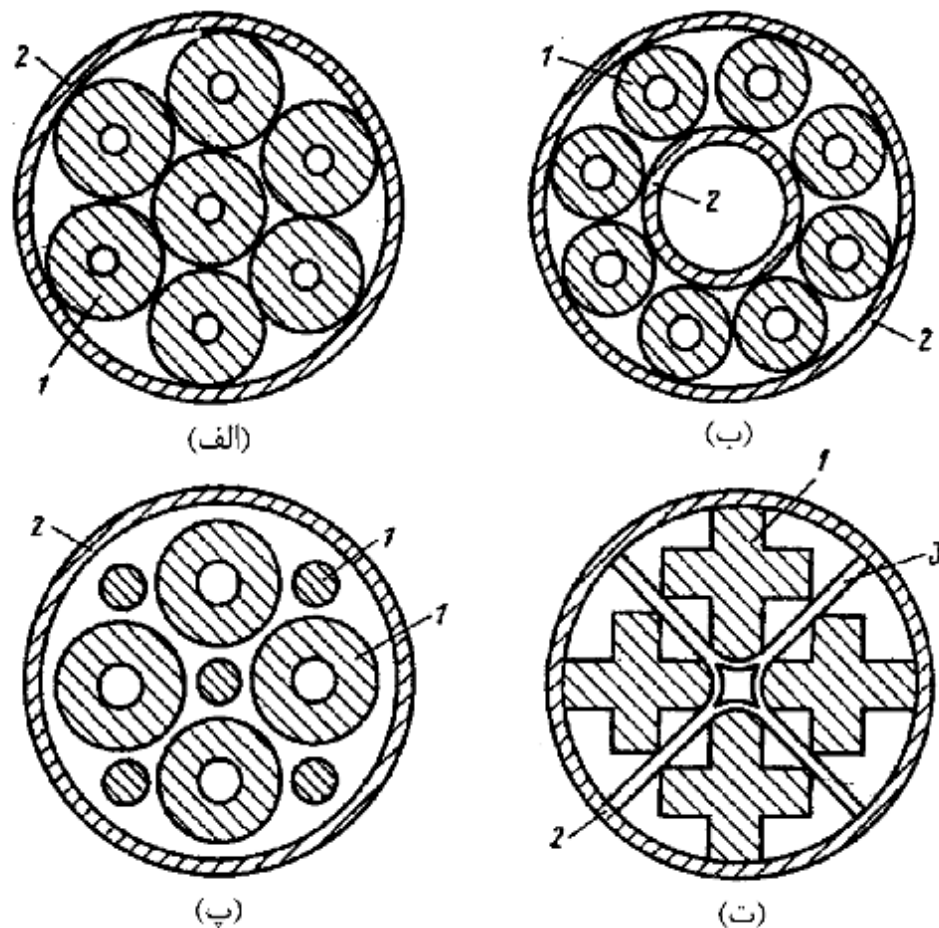
مسئله ۵-۴- برای یک خرج استوانه‌ای که فقط کانال خارجی آن می‌سوزد، دستگاه معادلات تعیین‌کننده پارامترهای هندسی را نوشته و الگوریتم حل را در حالت‌های مختلف طرح مسئله بدست آورید.

مسئله ۵-۵- روند حل سیستم معادلات (۵-۵۱) تا (۵-۵۹) را در ۶ حالت فوق بدست آورید.

مسئله ۵-۶- حالت‌های دیگری از طرح مسائل فوق را بیان نموده و روند حل آن‌ها را بدست آورید.

خرج‌های چندبلوکی. در صورت نیاز به ایجاد مقادیر زیاد دبی جرمی محصولات احتراق پیشران یا مقادیر بالای تراست موتور موشکی سوخت جامد در مدت زمانی کوتاه (کمتر از ۵ تا ۱۰ ثانیه)، موتور موشکی سوخت جامدی استفاده می‌شود که بیش از یک بلوک لوله‌ای و یا استوانه‌ای در بدنه آن قرار گیرد.

مثال‌هایی از انواع خرج‌های چندبلوکی در شکل ۵-۲۵ نشان داده شده‌اند.



شکل ۵-۲۵- انواع مختلف
 خرج‌های چندبلوکی:
 ۱- بلوک؛ ۲- پوسته؛ ۳- عضو
 نگهدارنده؛ الف و ب-
 مجموعه‌ای با بلوک‌های
 همه‌جانبه‌سوز؛ پ- مجموعه
 مرکب؛ ت- مجموعه‌ای با
 بلوک‌های برونسوز

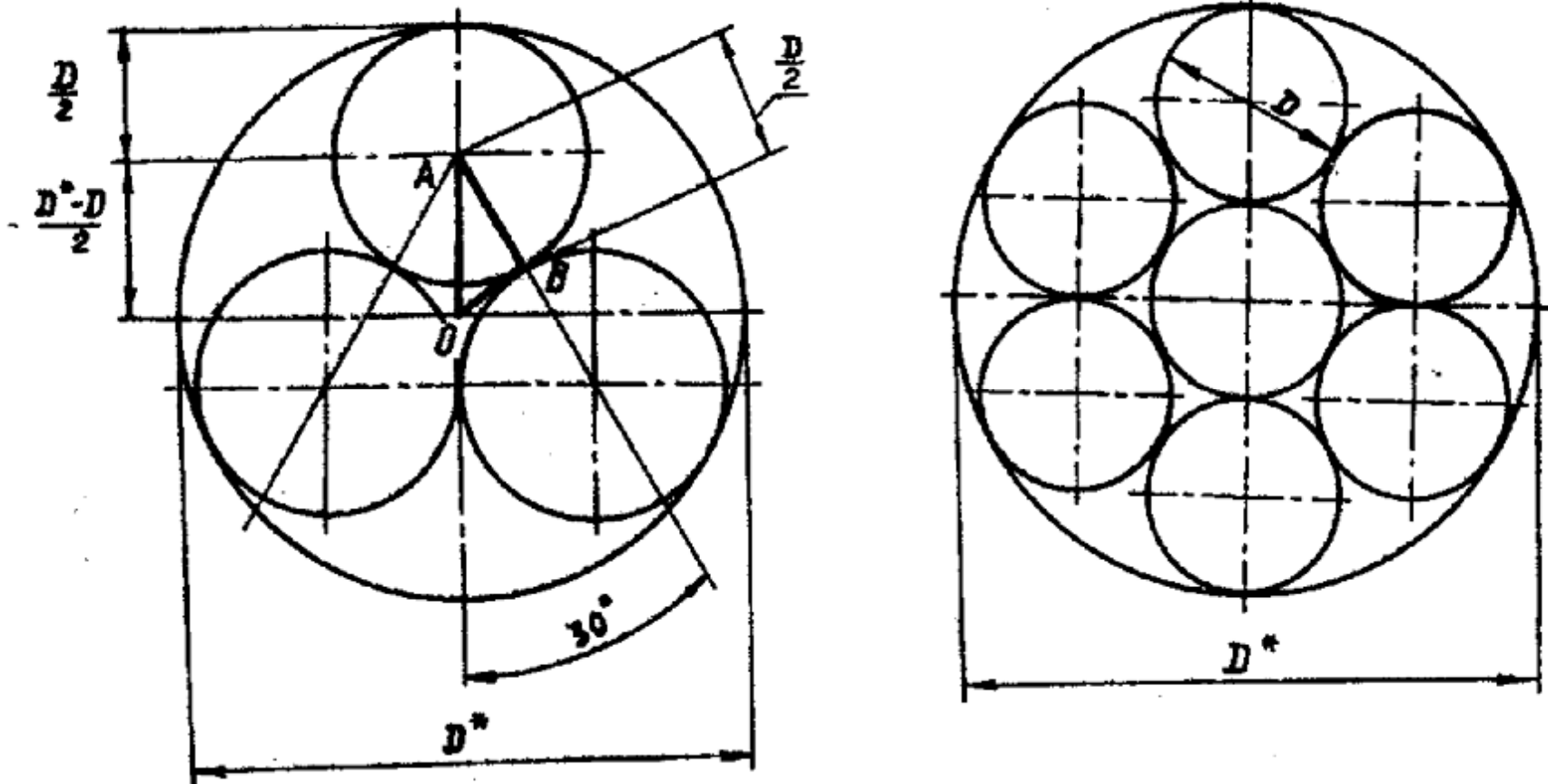
باید به خصوصیات خرج‌های مورد بررسی که بر روی ساخت مدل‌های طراحی آنها تأثیر می‌گذارند، توجه کرد:

ضریب پرشدگی عرضی محفظه با افزایش تعداد بلوک‌ها در محفظه، به‌طور غیریکنواخت تغییر می‌کند؛

بین ابعاد محفظه (قطر) و ابعاد بلوک‌ها ارتباطی وجود دارد که توسط تعداد بلوک در محفظه تعیین می‌شود؛

به ازای هر تعداد بلوک در محفظه، مساحت دهانه در کانال‌های داخلی بلوک‌ها با مساحتی که توسط بلوک‌های مجاور هم ساخته شده‌اند متفاوت است، که این امر به‌نوبه خود طی چیدمانی فشرده، منجر به تفاوت پارامترهای پابدانوتسف در داخل بلوک‌ها و خارج از آنها می‌شود.

در شکل ۵-۲۵ الف طرحی آورده شده است که روابط محاسباتی اصلی آن در زیر نوشته شده‌اند .



شکل ۵-۲۶ - محاسبه روابط هندسی در خرج چندبلوکی

$$W = N \frac{p}{4} (D^2 - d^2) L$$

معادله حجم:
(۵-۶۰)

معادله برای سطح اولیه (در وضعیتی نوشته می‌شود که پیشانی‌های بلوک‌ها زره‌دار شده‌اند):

$$S = Np (D + d) L$$

(۵-۶۱)

$$k_{\text{int}} = \frac{4L}{d} \leq K_{\text{per}}$$

شرط عدم وجود فرسایش:
(۵-۶۲)

$$k_{\text{out}} = \frac{4NdL}{(D^*)^2 - ND^2} \leq K_{\text{per}}$$

(۵-۶۳)

روابط تکمیلی که از معادلات (۵-۶۲ و ۵-۶۳) و استدلال‌های هندسی حاصل می‌شوند به شرح زیر می‌باشند:

$$D - d = 4e_{\text{max}}$$

(۵-۶۴)

$$e_f = \frac{N(D^2 - d^2)}{(D^*)^2} = e_f(k, N, x) \quad (65-5)$$

$$k = \frac{k_{int}}{K_{out}} \quad (66-5)$$

$$x(N) = D/D^* \quad (67-5)$$

رابطه دوم برای کمیت e_f با استفاده از روابط فوق و تبدیلات زیر به دست می آید:

$$e_f = N \left(\frac{D}{D^*} \right)^2 - N \left(\frac{(D^*)^2 - ND^2}{kNDD^*} \right)^2 = Nx^2 - N \left(\frac{1}{kNx} - \frac{x}{k} \right)^2$$

$$e_f = Nx^2 \frac{k^2 - 1}{k^2} + \frac{2}{k^2} - \frac{1}{k^2 Nx^2}$$

$$(68-5)$$

فولادی.ن

اگر در رابطه به دست آمده $k = 1$ قرار دهیم رابطه تقریبی ساده زیر را برای e_f خواهیم داشت:

$$e_f = 2 - 1 / (Nx^2) \quad (5-69)$$

که اگر تعداد بلوک‌ها 19 ، $N = 7$ باشد حداکثر خطای آن ۸% و با سایر مقادیر N حداکثر خطای آن ۳۵% خواهد بود.

از معادلات نوشته شده در بالا ممکن است روابط مفید دیگری نیز

$$D^2 = (D^*)^2 \frac{1}{k^2} \left[\frac{e_f}{N} (k^2 - 1) + x^2 \right] \quad \text{به دست آیند، از جمله:} \quad (5-70)$$

$$d = \frac{D}{k} \left(\frac{1}{Nx^2} - 1 \right) \quad (5-71)$$

طی $k = 1$ داریم:

$$d = \frac{D}{k} (1 - e_f)$$

(۷۲-۵)

$$D^* = \sqrt{ND(D+d)}$$

خرج‌های کانال‌دار-شکافدار. این نوع خرج‌ها هم در نوع اتصال محکم

و هم در نوع آزاد کاربرد گسترده‌ای پیدا کرده‌اند.

موتورهای موشکی سوخت جامد با ابعاد بزرگ و موتورهای موشکی

سوخت جامد کوچک، به این خرج‌ها مجهز می‌شوند. به عنوان مثال

یادآور می‌شویم که این خرج‌ها در بعضی از مراحل موشک‌های آمریکایی

«مینوتمن»، «ام‌ایکس» و «ترایدنت-۱» و غیره مورد استفاده

قرار گرفته‌اند. مزایای زیر باعث کاربرد گسترده آنها شده است:

سطح بالای قابلیت تولید چه در گزینه‌های با اتصال محکم و چه در

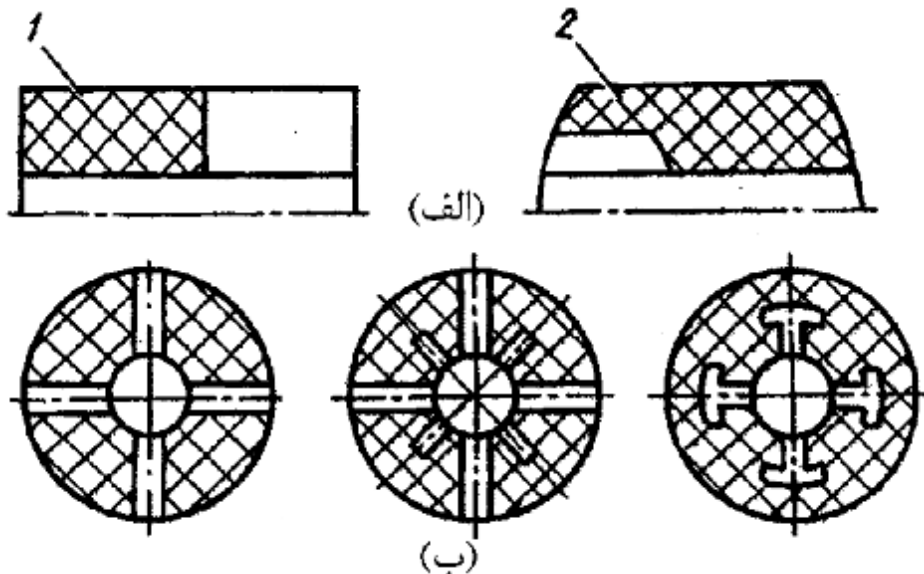
گزینه‌های آزاد؛

قابلیت برآورده ساختن رژیم $S(e) \approx const$ و نیز در صورتی که تعداد

شکاف‌ها زیاد باشد، قابلیت تغییر $S(e)$ براساس قانون دورژیمه $\frac{S_1}{S_2} > 1$ ؛

قابلیت تنظیم $S(e)$ با تدابیر ساختاری تکمیلی (سطوح پیشانی غیر مسطح، خرج به صورت بلوکی قطعه-قطعه، تغییر نسبت طول قسمت‌های کانالی و شکاف‌دار؛ برش شکاف‌ها تنها در قسمتی از سطح قطری و غیره)؛ تأمین ضریب بالای پرشدگی محفظه به وسیله خرج (تا سطح $e_w \approx 0.90 \dots 0.95$).

طرح‌های مختلف خرج‌های کانالی - شکاف‌دار در شکل ۵-۲۶ نشان داده شده‌اند.

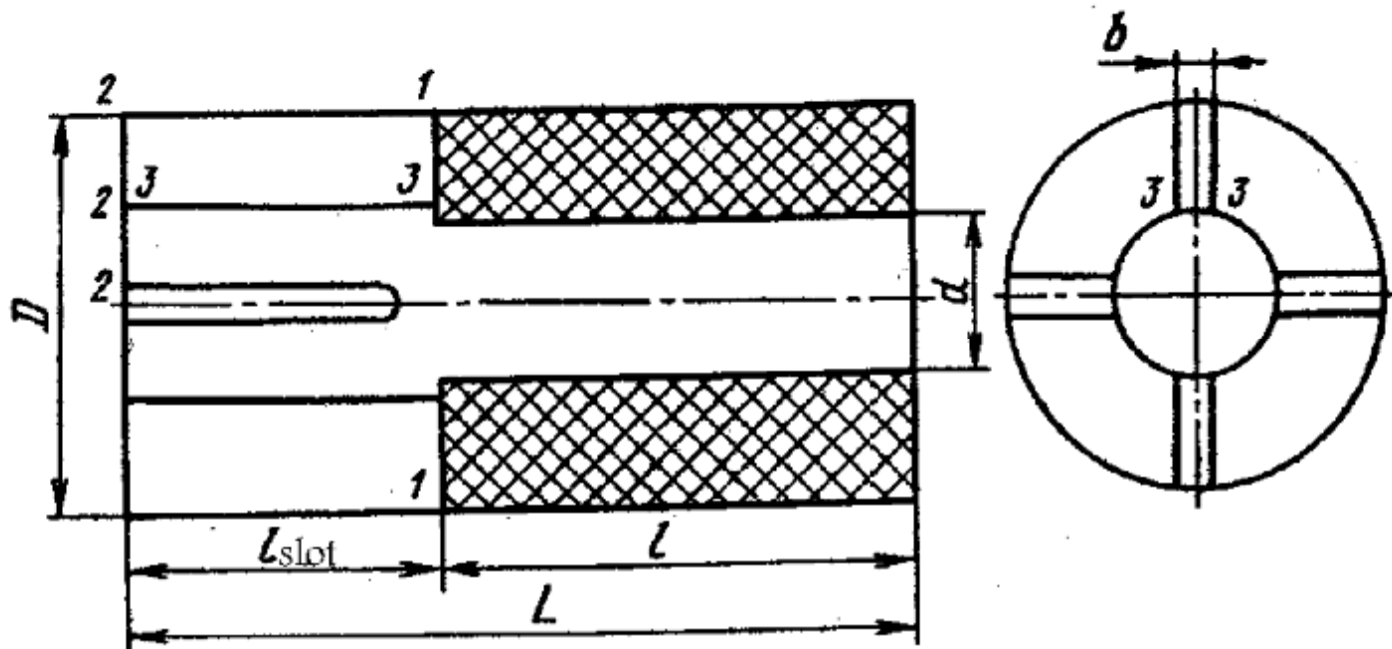


شکل ۵-۲۶ - طرح خرج‌های

کانالی - شکاف‌دار:

الف - مقطع طولی؛ ب - مقطع عرضی؛ ۱ - گزینه آزاد (جاذدنی)؛ ۲ - گزینه با اتصال محکم

ضمن استخراج روابط اصلی برای تعیین ابعاد خرج، به منظور ساده نمودن کار، تمامی پیشانی‌های خرج و از جمله موارد میانی را مسطح و زره‌دار فرض می‌کنیم (شکل ۵-۲۷).



شکل ۵-۲۷ - شمای طراحی برای تعیین ابعاد خرج کانالی - شکاف‌دار؛
 L ، l_{slot} ، l ، D ، d ، b - ابعاد هندسی؛ ۱-۱، ۲-۲، ۳-۳ - المان‌های
 سطح.

روابط محاسباتی اصلی به شکل زیر هستند:

$$\frac{p}{4} (D^2 - d^2) L - 2bNl_{slot} \frac{D-d}{2} = W \quad \text{معادله حجم:} \quad (5-73)$$

$$S_{av} = W/e_{\max} = 2W/(D-d) \quad \text{معادله سطح سوزش:} \quad (5-74)$$

$$e_f = 1 - \left(\frac{d}{D}\right)^2 - \frac{l_{slot}}{L} \frac{N}{p} \frac{b}{D} \left(1 - \frac{d}{D}\right) \quad \text{معادله ضریب پرشدگی حجم:} \quad (5-75)$$

معادله برای محدودیت اثرات سوزش فرسایشی:

الف) فرض می‌کنیم که شکاف‌ها در فضای سمت شیپوره موتور موشکی سوخت جامد قرار گرفته باشند. در این صورت با خطای اندکی می‌توان فرض کرد که محصولات احتراق از سطوحی که در قسمت شکاف‌دار خرج قرار گرفته‌اند، در راستای موازی با محور موتور جابه‌جا می‌شوند.

روابط اصلی برای مقاطع ۱-۱، ۲-۲، ۲-۲-۲ به ترتیب زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{4l_{slot}}{d} \leq K_{per}$$

$$\frac{(D-d)l_{slot}}{(D-d)b} = \frac{l_{slot}}{b} \leq K_{per} \quad (۷۶-۵)$$

$$\frac{S_{av}}{\frac{1}{4}pd^2 + Nb(D-d)} \leq K_{per}$$

ب) حالتی که شکاف‌ها در فضای مجاور سربند موتور موشکی سوخت جامد قرار گرفته‌اند. در این حالت می‌توان تصور نمود که محصولات احتراق از شیارها در راستای عمود بر محور موتور موشکی سوخت جامد وارد کانال خرج می‌شوند.

روابط اصلی برای مقاطع ۳-۳، ۱-۱ و ۰-۰ به شکل زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{(D-d)l_{slot}}{2l_{slot}b} = \frac{(D-d)}{2b} \leq K_{per} \quad (۷۷-۵)$$

$$4 \frac{S_{av} - pdl_{slot}}{pd^2} \leq K_{per}$$

$$\frac{4S_{av}}{pd^2} \leq K_{per}$$

معادلات فوق، پارامترهای $e_f, K_{per}, N, b, d, D, l, l_{slot}, L, S_{av}, W$ را با هم مرتبط می‌کنند. در صورت معلوم بودن مقادیر K_{per} و W ، پارامترهای $e_f, N, b, d, D, l, l_{slot}, L, S_{av}$ موردنیاز هستند که برای آنها در دستگاه تنها پنج معادله مستقل وجود دارد.

برای حل یگانه دستگاه لازم است حداقل سه شرط تکمیلی داده شود. به پاره‌ای از ملاحظات که باید طی محاسبه ضمن معلوم بودن تعداد شکاف‌ها (N) و نسبت l_{slot}/l مورد توجه قرار داد، اشاره می‌کنیم.

در بالا به این موضوع اشاره شد که یکی از ویژگی‌های خرج کانالی-شکاف‌دار، قابلیت استفاده از آن برای موتورهای موشکی سوخت جامد تک‌رژیمه و دوررژیمه با رابطه $S_1/S_2 > 1$ ، محسوب می‌شود. همانطور که در پایین خواهیم دید، ضمن تحلیل فاز سوزش، رژیم‌های تأمین‌کننده $S_1/S_2 > 1$ در صورتی محقق می‌شوند که تعداد شکاف‌ها $N > 6$ باشد. در غیر این صورت عملاً می‌توان $S(e) \approx const$ را تأمین نمود. علاوه بر این، تنظیم $S(e)$ اگر $N < 6$ باشد، با انتخاب نسبت l_{slot}/l امکان‌پذیر است.

توجه داشته باشیم که مقدار l_{slot}/l ممکن است براساس الزام استحکام خرج محدود شود.

در عمل طی تقریب اول طی تامین $S(e) = const$ ، فرض می‌کنیم
 $l_{slot}/l = 0.5$ است.

به‌عنوان مثال، الگوریتمی را می‌نویسیم که ابعاد هندسی اصلی
 خرج‌های کانالی - شکاف‌دار را در حالتی که شکاف‌ها در سمت شیپوره
 محفظه قرار گرفته باشند و مقادیر W ؛ S_{av} ؛ $N \leq 6$ ؛ $k_1 = L/D$ ؛
 $k_2 = l/L$ ؛ K_{per} معلوم باشند، محاسبه می‌کند:

$$L_i = \sqrt{\frac{W + 4b_{i-1}K_{per} (W/S_{av}) L_{i-1}}{\frac{p}{2} \left(\frac{1}{k_1} + \frac{4k_2}{K_{per}} \right) S_{av}}}$$

$$l_i = k_2 L_i$$

(۷۸-۵)

$$D_i = L_i / k_1$$

$$d_i = 4l_i / K_{per}$$

$$b_i = (L_i - l_i) / (2K_{per})$$

معادلات (۷۸-۵) با روش سعی و خطا حل می‌شوند. در ابتدا می‌توان فرض کرد: $b_1 = 0$ و $L_1 = W / S_{av}$. در صورت معلوم بودن سایر پارامترهای هندسی اولیه، می‌توان فرایند مشابهی را ترتیب داد. پارامترهای به‌دست آمده خرج کانالی شکاف‌دار را باید تنها به‌عنوان تقریب اول یا تقریب مرحله مربوطه محسوب نمود، که قابل قبول بودن آن باید توسط محاسبات هندسی تغییر S

$$x_1 = b$$

$$r = r_0$$

$$S_0 = S_{ch0} + S_{slot0}$$

$$S_{ch0} = 2p r_0 l_{slot}$$

$$S_{slot0} = l_{slot} \left[|BD| + \frac{1}{2} (\cup DF) \right] 2N$$

(۷۹-۵)

$$|BD| = |BK| - |DK|$$

$$|BK| = \sqrt{|AK| |KC|} = \sqrt{(R+b)(R-b)}$$

$$|Dk| = \sqrt{|EK| |KF|} = \sqrt{(r_0+b)(r_0-b)}$$

$$\cup DF = r_0 \left(\frac{2p}{N} - g_0 \right)$$

$$\frac{g_0}{2} = \arcsin \frac{b}{r_0}$$

$$S_{slot0} = 2Nl_{slot} \left[\sqrt{R^2 - b^2} - \sqrt{r_0^2 - b^2} + \frac{1}{2} r_0 \left(\frac{2p}{N} - 2 \arcsin \frac{b}{r_0} \right) \right]$$

$$S_0 = 2L \left[p r_0 \frac{l_{slot}}{L} + N \sqrt{R^2 - b^2} - \sqrt{r_0^2 - b^2} + \frac{1}{2} r_0 \left(\frac{2p}{N} - 2 \arcsin \frac{b}{r_0} \right) \frac{l_{slot}}{L} \right]$$

در فرآیند سوزش خرج می‌توان سه فاز اصلی را متمایز نمود:

۱- سوزش در قسمت کانالی خرج صورت می‌گیرد و در بخش شکاف‌دار، سطح از قسمت‌های استوانه‌ای (به شکل ۵- ۲۸ نگاه کنید)، کمان DF و قسمت مسطح BD' تشکیل شده است؛

۲- سوزش در قسمت کانالی، در سطح استوانه‌ای صورت می‌گیرد و در بخش شکاف‌دار تنها در قسمت مسطح MN صورت می‌پذیرد (سطح ساخته شده با کمان DF از بین رفته است)،

۳- تنها بخش کانالی خرج می‌سوزد و بخش شکاف‌دار به‌طور کامل سوخته است.

برای مواردی که $N < 6$ می‌توان گزینه‌هایی را معرفی کرد که تنها یک فاز اول را دارند (نقطه M ، که در شکل ۵- ۲۸ نشان داده شده است خارج از خط چارچوب خرج قرار دارد).

معادلات اصلی را که تعیین کننده مساحت سطح سوزش خرج در هریک از فازهای نام برده شده هستند، می نویسیم.

فاز اول:

$$x_1 = b + e$$

$$r = r_0 + e$$

$$|BD| = \sqrt{(R + b + e)(R - b - e)} - \sqrt{(r_0 + b + e)(r_0 - b - e)}$$

$$\cup DF = (r_0 + e) \left(\frac{2p}{N} - g \right) \quad (۸۰-۵)$$

$$\frac{g}{2} = \arcsin \frac{b + e}{r_0 + e}$$

$$S_1 e = 2L \left[p (r_0 + e) \frac{l}{L} + N \frac{l}{L} \left(\sqrt{R^2 - (b + e)^2} - \sqrt{(r_0 + e)^2 - (b + e)^2} \right) + \frac{r_0 + e}{2} \left(\frac{2p}{N} - 2 \arcsin \frac{b + e}{r_0 + e} \right) \right]$$

شرط اتمام فاز اول سوزش:
یا

$$g = 2p/N$$

$$\arcsin \frac{b + e_{1\max}}{r_0 + e_{1\max}} = \frac{p}{N}$$

$$e_{1\max} = \frac{r_0 \sin(p/N) - b}{1 - \sin(p/N) - b} \quad (۸۱-۵)$$

اگر $e_{1\max} > R$ باشد، در آن صورت تنها فاز اول تحقق می‌یابد.

$$\cup DF = 0$$

$$x_1 = b + e$$

$$g = 2p/N$$

فاز دوم:

$$(۸۲-۵)$$

$$S_2(e) = 2L \left[p(r_0 + e) \frac{l}{L} + N \frac{l_{slot}}{L} \left(\sqrt{R^2 - (b+e)^2} - (b+e) \operatorname{ctg} \frac{p}{N} \right) \right]$$

شرط اتمام فاز دوم احتراق:

$$|NM| = 0$$

$$\sqrt{R^2 - (b + e_{2\max})^2} = (b + e_{2\max}) \operatorname{ctg} \frac{p}{N} \quad (۸۳-۵)$$

$$e_{2\max} = R \sin \frac{p}{N} - b$$

فاز سوم:

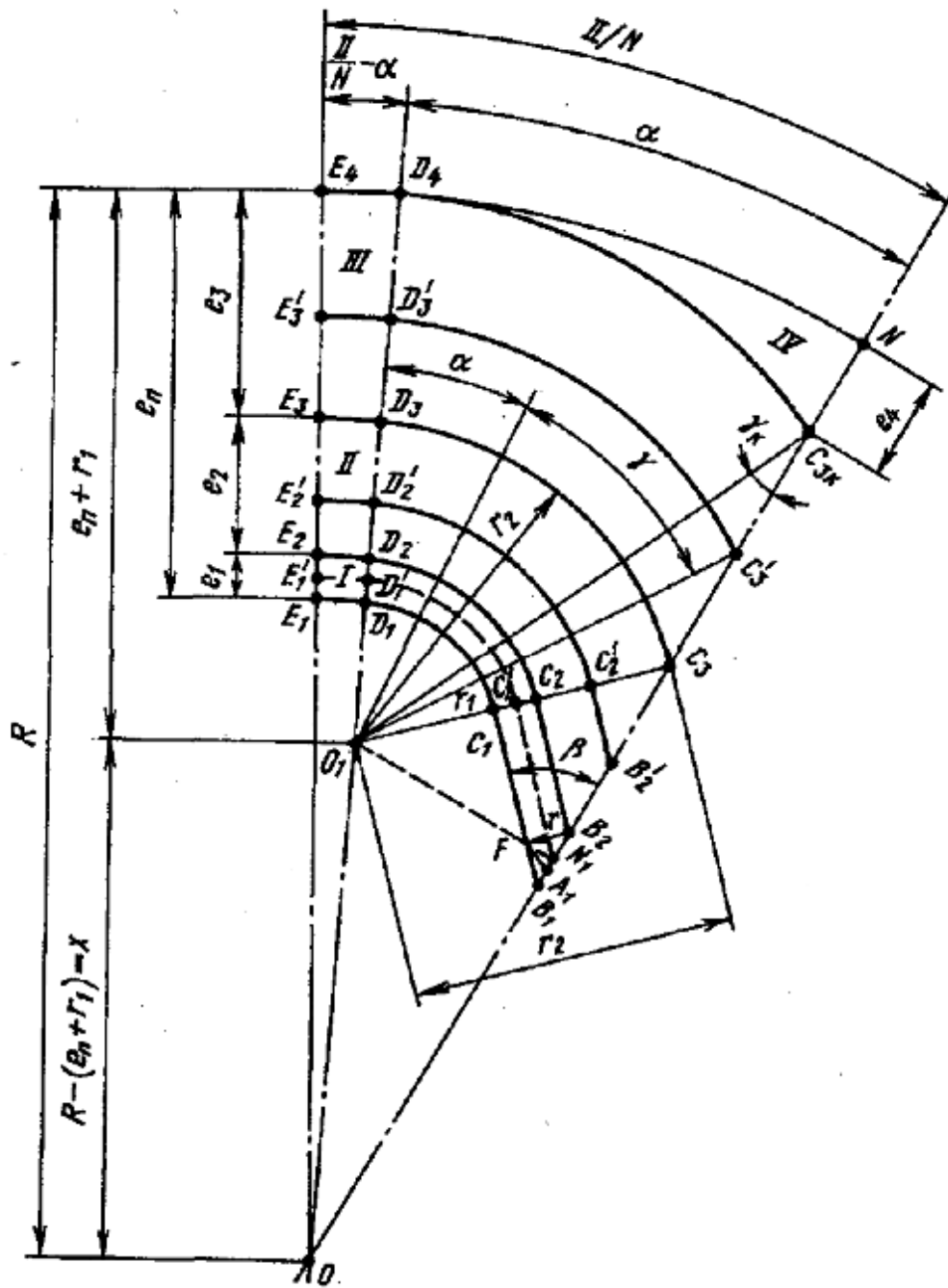
$$S_3(e) = 2p(r_0 + e)l \quad (۸۴-۵)$$

خرج‌های ستاره‌ای شکل - این خرج‌ها نیز همانند خرج‌های کانالی - شکاف‌دار کاربرد گسترده‌ای در موتورهای سوخت جامد امروزی یافته‌اند، اما این خرج‌ها تنها در نوع با اتصال محکم کاربرد دارند.

پروفیل ستاره‌ای می‌تواند در تمام طول خرج ایجاد شود، در این صورت پروفیل‌ها در مقاطع عرضی مختلف می‌توانند بر هم منطبق نباشند. خرج‌هایی وجود دارند که در قسمت اندکی از طول خود به صورت پروفیل ستاره‌ای شکل ساخته شده‌اند. علت این امر جبران عدم برآورده شدن تغییرات $S(e)$ مورد نظر در جریان تمام مدت زمان سوزش خرج پیشران است.

در مقطع عرضی پروفیل، مرزهای سوزش خرج از المان‌های ساختاری زیر تشکیل شده‌اند (شکل ۵-۲۹):

کمانی با شعاع $(R - e_n)$ ، که از نقطه O کشیده شده و زاویه آن مساوی $(p/N - a)$ است؛ کمانی با شعاع r_1 ، که به نرمی به کمان قبلی چسبیده است (زاویه کمان مساوی $(a + g)$ است، که a - زاویه انتخاب شده از لحاظ ساختاری،



شکل ۵-۲۹- تعیین ابعاد خرج ستاره‌های شکل

g -زاویه‌ای است که به پارامترهای ساختاری پروفیل خرج بستگی دارد و رابطه آن بعداً نوشته خواهد شد)، مرکز کمان روی پاره‌خط متصل‌کننده محور تقارن خرج (نقطه O) با انتهای کمان قبل قرار دارد؛ فرم‌دهنده خطی اُریب که به‌نرمی به کمان قبلی متصل شده و با محور تقارن پَرستاره (ON) زاویه b را می‌سازد؛ کمانی با شعاع r که به‌نرمی به فرم‌دهنده اُریب متصل شده است و مرکز آن روی محور تقارن ON قرار گرفته است. خرج ستاره‌ای در مقایسه با خرج‌های قبلی، از این نظر متمایز است که مشخصه‌های اصلی این خرج به‌طور کاملاً غیرخطی تغییر می‌کنند و این امر باعث دشواری زیاد در تعیین ابعاد اصلی آن می‌شود. روابط محاسباتی اصلی را بیان می‌کنیم:

$$W = \frac{1}{4} p D^2 e_f L$$

معادله حجم:

$$(۸۵-۵)$$

$$\frac{4S_{av}}{pD^2(1-e_f)} \leq K_{per}$$

معادله عدم وجود سوزش فرسایشی:

$$(۸۶-۵)$$

معادله سطح متوسط سوزش:

$$(۸۷-۵)$$

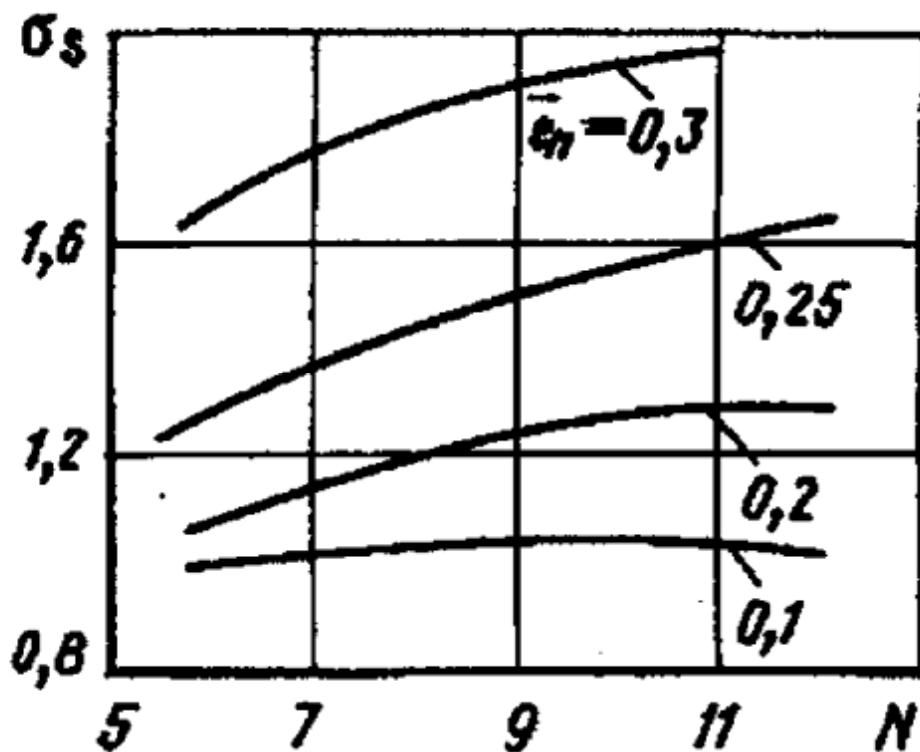
$$S_{av} = \frac{W}{e_{max}}$$

معادله ضریب پرشدگی مقطع عرضی محفظه:

$$e_f = \frac{1}{2} \left(\frac{p}{N} - a \right) \left(1 - \frac{e_{max}}{R} \right)^2 + \left[\left(\frac{p}{2} + a - b \right) + tg b \right] \frac{1}{2} \left(\frac{r_1}{R} \right)^2 + \frac{1}{2} \left(ctg b - \frac{p}{2} + b \right) \left(\frac{r}{R} \right)^2 + \frac{1}{4p} \frac{x^2 \sin 2a}{R^2} - \frac{\sin 2b}{4p} \left[\frac{x \sin a}{R \cos b} - \frac{r_1}{R} ctg a - \frac{r_1}{R} tg b \right]^2$$

$$(۸۸-۵)$$

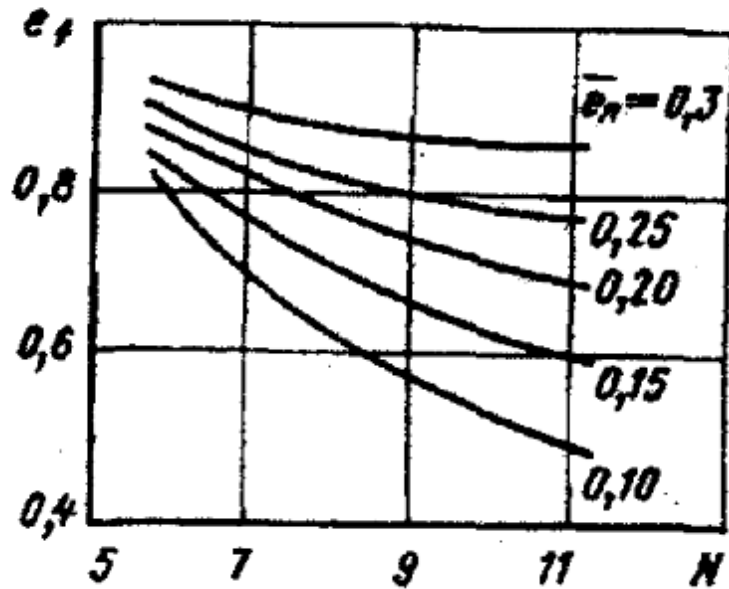
برخی از روابط کمکی که باید در محاسبات مورد استفاده قرار گیرند می‌توانند به شکل نمودار نشان داده شوند. به‌عنوان مثال در شکل ۵-۳۰ رابطه ضریب پیش‌رو بودن سوزش $S_s = S_{\max} / S_{\min}$ با تعداد پرهای ستاره و حداکثر جان نسبی $\bar{e}_n = e_n / D$ نشان داده شده است.



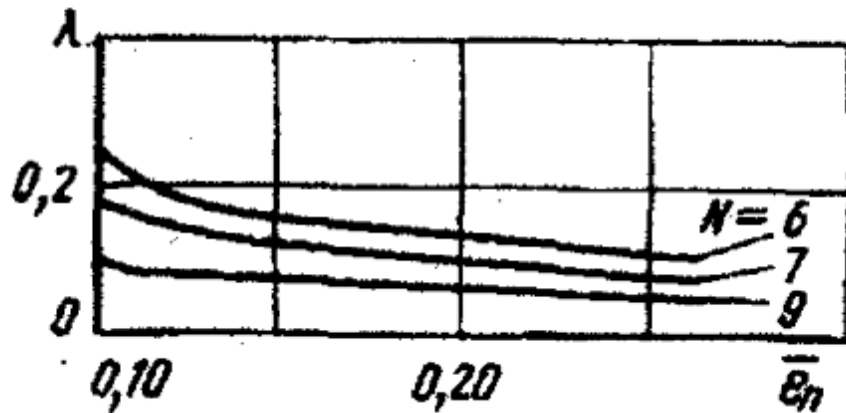
شکل ۵-۳۰ - رابطه ضریب پیش‌روی S_s با تعداد پرها N و حداکثر جان نسبی \bar{e}_n

در شکل ۳۱-۵ رابطه ضریب پرشدگی عرضی محفظه e_f به صورت تابعی از تعداد پرها و کمیت \bar{e} نشان داده شده است. در شکل ۳۲-۵ رابطه ضریب پس مانده‌های با سوزش پسرو (I) با همان پارامترها نشان داده شده است. باید توجه داشت که وجود چنین پس مانده‌هایی یکی از مهم‌ترین نواقص «خرج‌های ستاره‌ای» محسوب می‌شود. بهترین شاخص‌های ضرایب e_f و I ، با افزایش تعداد پرهای ستاره و طی افزایش حداکثر جان نسبی تأمین می‌شود. نقص این خرج‌ها، افزایش ضریب پیش‌روی S_s می‌باشد.

با پیشرفت‌هایی که امروزه در زمینه فن‌آوری کامپیوتر صورت گرفته است، انتخاب پارامترهای خرج با بکارگیری الگوریتم‌های بهینه سازی ساده مقرون به صرفه است. با این حال الگوریتم‌های با دفعات کم سعی و خطا نیز می‌توانند استفاده شوند.



شکل ۵-۳۱ - رابطه ضریب پرشدگی عرضی محفظه e_f با تعداد پرها N و کمیت حداکثر جان نسبی \bar{e}_n



شکل ۵-۳۲ - رابطه ضریب پس ماندهای با سوزش پسرو (I) با تعداد پرهای N و کمیت حداکثر جان نسبی \bar{e}_n

مسئله ۵-۷- رابطه ۵-۸۸ را اثبات کنید.

بر اساس طرح ساختاری خرج، اگر مقادیر W و K_{per} معلوم باشند، آنگاه پارامترهای مطلوب عبارتند از: مقادیر $D(R)$ ، e_n ، r ، r_1 ، L ، e_f ، a ، b ، N .

باید توجه داشته باشیم که اگر در قسمت اصلی سوزش خرج لازم بود $S(e) = const$ باشد باید شرط زیر برقرار شود:

$$ctg b_{opt} = \frac{p}{N} + \frac{p}{2} - b_{opt} \quad (۵-۸۹)$$

مسئله ۵-۸- رابطه ۵-۸۹ را اثبات کنید.

الگوریتم تعیین پارامترهای ستاره را در حالتی که در مسئله N ، D و e_n معلوم باشند بررسی می‌کنیم:

لیستی از تعداد مختلف پره‌های ستاره N را در نظر می‌گیریم؛
 براساس معادله (۵-۸۷) مقادیر متوسط S_{av} سطح سوزش را پیدا می‌کنیم؛

براساس نمودارهای شکل‌های ۵-۳۱ و ۵-۳۲ مقادیر e_f و I متناظر با مقدار N انتخاب شده را به دست می‌آوریم؛

بر مبنای رابطه (۵-۸۵) طول خرج برای هر گزینه را تعیین می‌کنیم؛
 برای هر یک از گزینه‌ها مقدار شعاع r ، r_1 و زاویه a و b را انتخاب کرده و محاسبه کنترلی $S(e)$ را انجام می‌دهیم؛

در نهایت گزینه‌ای را انتخاب می‌کنیم که برآورده کننده L و S مورد نیاز و مقدار انحراف، $\frac{\Delta S_{min}}{S_{av}}$ ، $\frac{\Delta S_{max}}{S_{av}}$ باشد.

در اولین تقریب طی انتخاب اندازه زاویه a می توان پذیرفت:
 $a \approx p/N$ (۹۰-۵)

بر مبنای جدول ۲-۵ می توان اندازه زاویه b را به دست آورد.

N	b (رادیان)	N	b (رادیان)
4	0.492	9	0.678
5	0.543	10	0.702
6	0.585	11	0.723
7	0.620	12	0.742
8	0.651		

باید در نظر داشته باشیم که کمیت شعاع r بر روی رابطه $S(e)$ و همچنین سایر پارامترهای اصلی خرج ستاره‌های شکل عملاً تأثیری ندارد. حال روابط اصلی برای تعیین محیط پیرامونی سطح در حال سوزش خرج را در زمان سوزش بیان می‌کنیم.

اولین فاز - محیط از کمان $E_1'D_1'$ ، $D_1'C_1'$ ، $A_1'F_1'$ و فرم‌دهنده خطی $C_1'F_1'$ تشکیل شده است.

$$P = (\cup E_1'D_1' + \cup D_1'C_1' + \cup A_1'F_1' + C_1'F_1') 2N$$

$$\cup E_1'D_1' = (R + e - e_n) \left(\frac{p}{N} - a \right)$$

$$\cup D_1'C_1' = (r_1 + e)(a + g)$$

$$\cup A_1'F_1' = (r - e) \left(\frac{p}{2} - b \right)$$

$$g = \frac{p}{2} - b$$

$$C_1'F_1' = C_1'B_1' - B_1'F_1' = x \frac{\sin a}{\sin b} - \frac{r_1 + r}{\operatorname{tg} b}$$

$$P = 2N \left\{ (R + e - e_n) \left(\frac{p}{N} - a \right) + (r_1 + e) \left(a + \frac{p}{2} - b \right) + \right. \\ \left. + (r - e) \left(\frac{p}{2} - b \right) + x \frac{\sin a}{\sin b} - (r_1 + r) \operatorname{ctg} b \right\} \quad (91-5)$$

پایان اولین فاز با از بین رفتن کمان $A_1'F'$ همراه است.

$$e_{1\max} = r \quad (۹۲-۵)$$

مقدار اولیه پارامتر سطح در حال سوزش برابر با $e = 0$ است.

دومین فاز - محیط از کمان‌های $E_2'D_2'$ ، $D_2'C_2'$ و فرم‌دهنده خطی $C_2'B_2'$ تشکیل شده است. سوزش تا از بین رفتن فرم‌دهنده خطی صورت می‌پذیرد. اگر در مدت زمان فاز دوم فرم‌دهنده خطی از بین نرود - کمان $E_2'D_2'$ به محیط خارجی خرج می‌رسد، - در آن صورت در ادامه تنها سوزش پس‌مانده‌ها مشاهده خواهند شد.
روابط اصلی برای فاز دوم عبارتند از:

$$P = (\cup E_2'D_2' + \cup D_2'C_2' + C_2'B_2') 2N$$

$$\cup E_2'D_2' = (R - e_n + e) \left(\frac{p}{N} - a \right)$$

$$\cup D'_2 C'_2 = (r_1 + e)(a + g)$$

$$g = \frac{p}{2} - b$$

$$C'_2 B'_2 = x \frac{\sin a}{\sin b} - ctg b (r_1 + r + e)$$

$$x = R - (e_n + r_1)$$

$$P = 2N \left\{ (R - e_n + e) \left(\frac{p}{N} - a \right) + (r_1 + e) \left(a + \frac{p}{2} - b \right) + x \frac{\sin a}{\sin b} - ctg b (r_1 + r + e) \right\}$$

(۹۳-۵)

پایان فاز دوم بر شرط $C'_2 B'_2 = 0$ منطبق است و یا

$$e_{2\max} = x - \frac{\sin a}{\sin b} tg b - (r_1 + r) \quad (۹۴-۵)$$

اگر $e_{2\max} > D/2$ باشد، در ادامه تنها سوزش پسر و پس مانده‌های خرج مشاهده می‌شود.

فاز سوم - محیط پیرامونی خرج از دو کمان $E'_3D'_3$ و $D'_3C'_3$ تشکیل می‌شود. فاز با از بین رفتن $E'_3D'_3$ به پایان می‌رسد.

روابط اصلی:

$$P = 2N (\cup E'_3D'_3 + \cup D'_3C'_3)$$

$$\cup E'_3D'_3 = (R - e_n + e) \left(\frac{P}{N} - a \right)$$

$$\cup D'_3C'_3 = (r_1 + e)(a + g)$$

$$g = \arcsin \frac{x \sin a}{x \frac{\sin a}{\cos b} + e - e_{2\max}}$$

(۹۵-۵)

$$P = 2N \left\{ (R - e_n + e) \left(\frac{p}{N} - a \right) + (r_1 + e) \left(a + \arcsin \frac{x \sin a}{x \frac{\sin a}{\cos b} + e - e_{2\max}} \right) \right\}$$

$$e_{3\max} = R$$

شرط تمام شدن فاز
(۹۶-۵)

در مرحله نهایی، تغییر پسر و $S(e)$ اتفاق می‌افتد که در اکثر موارد این مسئله نامطلوب است. باید توجه داشت که یکی از شیوه‌های کاهش ضریب I افزایش اندازه زاویه $\left(\frac{p}{N} - a \right)$ محسوب می‌شود