

طراحی، تحلیل، ساخت و آزمایش پروازی یک راکت کاوش دانشجویی با موتور پیشرانه جامد

حسن کریمی مزرعه‌شاهی

دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی، تهران، ایران

فتح الله بحرینی*

کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی شیراز، شیراز، ایران

چکیده

در این تحقیق، طراحی سیستمی یک سامانه پرتاب پیشرانه جامد، تحلیل خصوصیات و اجزای اصلی، ساخت یک نمونه مهندسی و آزمایش پروازی آن انجام شده است. در بخش طراحی موتور، از اصول و روابط آیرودینامیکی موتورهای راکتی به خصوص حل جریان‌های بالستیک داخلی صفر و یک‌بعدی استفاده شده است. روند حل عددی در فرآیند احتراق ماده پیشران و تخمین فشار محفظه مبتنی بر روش تکرار است. الگوریتم و توانایی ارتباط بین زیر سامانه‌ها هم-چون طراحی هندسه گرین، محفظه احتراق، نازل، درپوش موتور، تحلیل اتصال‌ها و آب‌بندی اجزا موجب دست‌یابی به مدلی کامل برای موتور سوخت جامد گردیده است. نقطه عطف این رویکرد ساخت قطعات، فرآوری سوخت و مونتاژ موتور است که یک نمونه‌ی مهندسی از موتور طراحی شده را در اختیار قرار می-دهد. از این موتور برای آزمایش پروازی یک راکت برد کوتاه (کاوش) استفاده گردیده است و نتایج تجربی و عملیاتی آن مهر تاییدی بر روند علمی و عملی این مقاله می‌باشد که جهت مطالعه و تحقیق‌های دانشجویان مهندسی قابل استفاده است.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی موتور پیشرانه جامد، طراحی راکت کاوش، ساخت راکت دانشجویی، آزمایش پروازی راکت.

Design, Analysis, manufacture and flight testing of university level Explorer Rocket with Solid propellant motor

H. karimi mazraeshahi

Aerospace engineering, KNT University of technology, Tehran, Iran

F. bahreini

Mechanical and aerospace engineering, Shiraz University of technology, Tehran, Iran

Abstract

A systematic design of the solid propellant rocket; Analysis of characterizes and components; Manufacture of a prototype and flight test are the main purposes of study. In rocket motor design process, the zero and one dimensional interior ballistic flow solution are used. The numerical solution is based on iterative approach for propellant combustion conditions and pressure estimation. Propellant grain geometry, combustion chamber, nozzle, motor bulkhead, joints analysis and sealing are most important subsystems; so the challenge is to develop a model for their convergence. The other highlight of this approach are parts building; make solid propellant and finally assemble the motor. This motor was used for real flight test of the sounding rocket. The experimental data and scientific process have good convergence and its results usable for other engineering research.

Keywords: Solid propellant motor simulation, sounding rocket design, university rocket manufacture, rocket flight test.

۱- مقدمه

اولین مطالعات که به صورت علمی و مهندسی بیان گردیده است، توسط گودار صورت گرفت که بیش‌تر در زمینه پیشرانه مایع بود و مطالعات او پایه گذار کارهای بعدی شد [۱]. بیان اصول اصلی در طراحی مولفه‌های موتورهای سوخت جامد به همراه زیر سامانه‌های آن در الگوریتم حل بسیار پراهمیت است. ارتباط بین مولفه‌ای ماده پیشران با استفاده از معادلات مختلف آیرودینامیکی و ترمودینامیکی برای جریان‌های داخلی و محاسبه قابلیت‌های عملیاتی موتور به صورت جداگانه مورد بررسی قرار گرفته‌اند [۲ و ۳]. اصلی‌ترین بحث در مسائل موتورهای پیشرانه جامد، مدل‌سازی و شبیه‌سازی جریان داخلی^۱ است.

بحث جریان تعادلی^۲ وابسته به میزان انرژی آزاد شده از واکنش شیمیایی و عبور جریان از درون نازل است. اگر سرعت واکنش‌های شیمیایی بقدری آهسته باشد که جریان عبوری از نازل به سرعت واکنش ربطی نداشته باشد، حالت جریان ایستا^۳ خواهد بود. تمایز دادن این دو حالت در روند شبیه‌سازی مهم می‌باشد [۴]. در سال ۲۰۰۴ و در ادامه آن در سال ۲۰۱۰ برنامه‌ای کامپیوتری جهت تعیین عملکردهای موتور تعبیه شد که شامل محاسبه خواص ترموشیمیایی، شکل گرین و نوع رگرسین سوزش، تراست، فشار و ضربه ویژه را تعیین می‌کند. این برنامه با استفاده از آزمایش بالستیک داخلی موتور راکتی اعتبارسنجی می‌شود [۵]. در سال ۲۰۱۲ در یک پایان نامه کارشناسی ارشد در دانشگاه KTH در استکهلم سوئد، روی بهینه‌سازی

²Equilibrium Flow

³Frozen Flow

¹Internal Flow

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: f.bahreini@sutech.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۴/۰۹

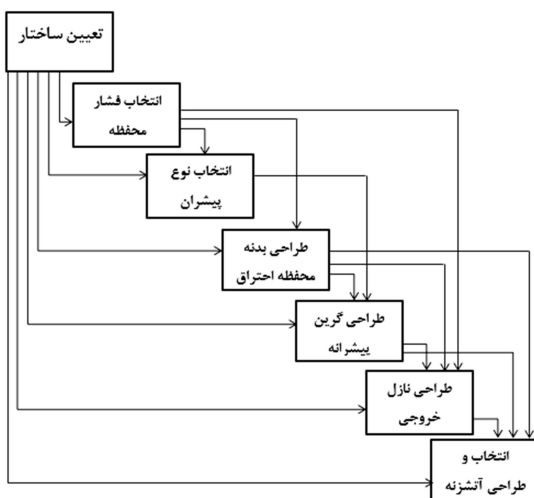
تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۴/۱۱

اشکال هندسی هندسی گرین پیشرا نه جامد کار شده است. تشریح و تعیین مشخصه‌های بالستیک داخلی و اجزای اصلی یک موتور پیشرا نه جامد راکتی، تعریف و تحلیل روش‌ها و الگوریتم‌های بهینه‌سازی مستقیم، برنامه پیشنهادی جهت بهینه‌سازی گرین و فرآیند آن و در نهایت آزمایش و اعتبارسنجی روش ارائه شده در این تحقیق مشهود است. این بهینه‌سازی برای مقاطع هندسی تیوپی، ستاره‌ای و اشکال پیچیده مورد تحقیق و اعتبارسنجی قرار گرفته است [۶]. نازل یکی از اجزای اصلی موتور است که نیروی تراست تولیدی تا مقدار زیادی به راندمان آن وابسته است. از طرفی قطر گلوگاه در مقدار فشار و فرآیند بالستیک داخلی تاثیر مستقیم دارد. با این حال به دلیل اهمیت طراحی و ساخت نازل در موتورهای پیشرا نه جامد (دفاعی و استراتژیک)، رویکرد تحقیقاتی بیش‌تر بر پایه دینامیک گاز است و نتایج مستقیم و دقیق مربوط به موتورهای راکتی کمتر ارائه می‌گردد و یا محدود می‌باشد. گازهای حاصل از احتراق در نازل منبسط می‌شوند و محصولات احتراق را به جریان خروجی مافوق صوت تبدیل می‌کنند. طراحی و تحلیل اجزای اصلی مهم خواهند بود. این اجزا شامل پوسته‌ی موتور (فلزی یا مواد کامپوزیت)، گرین پیشرا نه، عایق‌های حرارتی و گرمایی، نازل خروجی، درپوش سر موتور و سیستم آتش‌زنه می‌باشند [۷]. یکی از اهداف اولیه طراحی آیرودینامیک، ایجاد یک پیکربندی ساده و موثر است. به این منظور باید موارد متعددی در نظر گرفته شود و بین آن‌ها هماهنگی ایجاد نمود. موشک‌ها و راکت‌ها با توجه به قابلیت و مأموریت دسته‌بندی می‌شوند. در این پژوهش راکت کاوش مبنای کار می‌باشد و نیازمند پروازی مستقیم و پایدار می‌باشد. پس سطوح کنترل در این قسمت مدنظر نیست و فقط کمترین پسا با در نظر گرفتن جاگذاری موتور و اجزای دیگر پراهمیت است. داشتن بال کوچک یا بدون بال بودن مزایایی از قبیل برد در سرعت‌های پروازی مافوق صوت، فشار دینامیکی بالا، پایداری و کنترل در زوایای حمله بالا، سازگاری سکوی پرتاب، سطح مقطع راداری کم و حجم و وزن در دسترس برای سوخت در یک حجم و وزن محدود به دنبال دارد. از طرفی بال‌های بزرگ‌تر مزایایی از قبیل برد در سرعت‌های پروازی مادون صوت، فشار دینامیکی کم، ثابت زمانی هدایت کم‌تر، شتاب عمودی، موانع رسیدن به ارتفاعات بالاتر، آیروالاستیسیته کم‌تر یا بدنه محکم‌تر و خطای ردیابی جستجوگر کم‌تر را به دنبال دارد. در بسیاری از موشک‌ها و راکت‌ها مقطع میانی، استوانه‌ای شکل است. استوانه از دیدگاه پساپی و سهولت ساخت و تحمل بارها، مزایای زیادی دارد. در زوایای حمله کم نیروی عمودی کمی بر بدنه وارد می‌شود و این نیرو به قسمت دماغه نیز منتقل می‌شود [۸-۱۰]. با گسترش مقوله‌های تحقیقاتی، پژوهشی و آموزشی در زمینه راکت‌ها، یک سری راکت‌های با عنوان ژرف‌پیما (کاوش)^۱ تعریف شده‌اند که رویکردی تحقیقاتی و پژوهشی دارد و در مقاطع دانشگاهی بسیار کاربرد دارد که دانشگاه‌های آمریکا و هند جلودار این بحث هستند. در سال ۲۰۱۳ در دانشگاه ییل آمریکا تحقیقی در مورد استانداردها و ایمنی‌های آزمایش راکت پیشرا نه جامد انجام شده است. در همان سال یک محقق هندی در مقاله‌ای به استفاده از موتور پیشرا نه جامد در راکت کاوش پرداخته است. البته این مقاله بیش‌تر بر

اساس موتورهای ساخته و آزمایش شده است که فقط کلیات طراحی و ساخت موتور را بیان نموده است. در انتهای بحث نیز موتور مدنظر را با استفاده از یک سکوی آزمایش نیمه استاندارد آزمایش کرده و نتایج را برای یک راکت کاوش مناسب دانسته است [۱۱ و ۱۲]. با توجه به چند بعدی بودن این سامانه راکتی، از طراحی زیرسامانه‌ها تا راه اندازی و آزمایش پروازی، مسائل مختلف مهندسی را شامل می‌گردد. از این رو یک پارچه سازی و مصالحه‌پذیری بین پارامترهای مختلف جهت رسیدن به نمونه چالش اصلی پیش رو خواهد بود. کوشیده شده است با انجام یک‌سری فرض‌ها و استدلال‌های علمی و فنی به نمونه مهندسی موفق رسید.

۲- فرآیند تحقیق و مفروضات آن

در روند هر شبیه‌سازی و طراحی، باید پارامترهای تاثیرگذار، تاثیرپذیر و پارامترهای کل سیستم را شناخت و بتوان بر اساس آن برنامه را جلو برد. اگر چه در طراحی همه‌ی موتورهای پیشرا نه جامد، مولفه‌های مشترک و همبسته زیادی وجود دارد [۱۳]. با این حال فرآیند و شیوه‌ی طراحی واحد و مشخصی تبیین نشده است. در روش حل برنامه، توانایی همگرایی پارامترها و ساده‌سازی آن‌ها مورد توجه قرار گرفته است [۱۴]. با این اوصاف، شکل ۱ الگوریتم و ارتباط بین مولفه‌های طراحی مورد بحث را روشن می‌نماید.

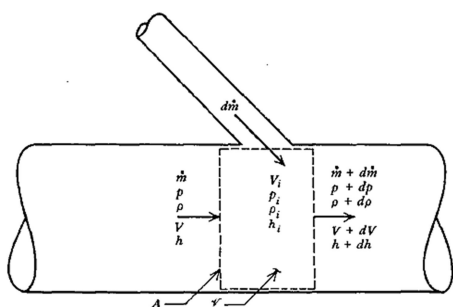


شکل ۱- الگوریتم و ساختار روند طراحی

زیربخش‌های مذکور به ترتیب از بالا به پایین ورودی می‌گیرند و خروجی‌های هر یک محاسبه و به کاربر ارائه می‌گردد. خروجی یک مولفه در مولفه‌های بعدی به عنوان ورودی یا پارامتر مورد استفاده قرار می‌گیرد. در موتور راکت‌ها همه‌ی فرآیندها و واکنش‌های شیمیایی و فیزیکی که طی زمان عملکرد موتور رخ می‌دهد، بسیار پیچیده است. با در نظر گرفتن پیچیده‌گی‌ها، چندین فرض مورد نیاز می‌باشد که عبارتند از:

- احتراق و معادلات آیرودینامیکی از قانون گاز کامل تبعیت می‌کنند.

^۱ Sounding Rockets



شکل ۲- مدل فیزیکی تزریق جرم به صورت عمودی در مسیر جریان

دو جریان گاز که در محل تزریق به هم می‌رسند دارای گرمای ویژه و آنتالپی سکون برابرند زیرا حاصل احتراق از یک ماده پيشران هستند. بر این اساس تمام معادله‌های دیفرانسیلی برحسب $\frac{dm}{m}$ مطابق زیر بیان می‌گردد [۲۰].

$$\frac{dM}{M} = \frac{(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2)}{1-M^2} (1 + \gamma M^2) \frac{dm}{m} \quad (2)$$

$$\frac{dP}{P} = - \frac{2\gamma M^2}{1-M^2} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right) \frac{dm}{m} \quad (3)$$

$$\frac{dp}{p} = - \frac{1}{1-M^2} (\gamma + 1) M^2 \frac{dm}{m} \quad (4)$$

$$\frac{dT}{T} = - \frac{(\gamma-1)M^2}{1-M^2} (1 + \gamma M^2) \frac{dm}{m} \quad (5)$$

$$\frac{dV}{V} = \frac{1}{1-M^2} (1 + \gamma M^2) \frac{dm}{m} \quad (6)$$

یکی از نکات قابل توجه در این معادله‌ها مربوط به عدد ماخ است. معادله (۲) نشان می‌دهد که تزریق جرم در مسیر جریان مادون صوت عدد ماخ جریان را افزایش می‌دهد و برای جریان مافوق صوت باعث کاهش عدد ماخ می‌شود. برای یک موتور پیش‌رانه جامد با گرین استوانه‌ای، مشخصات جریان در انتهای جلویی موتور با زیرنویس O و مشخصات جریان در انتهای عقبی موتور با زیرنویس e مشخص شده‌اند. فرض بر این است که انتهای گرین و سطح خارجی آن عایق می‌باشد. سطح مقطع کانال درون گرین، سطحی است که گازهای احتراقی از درون آن به سمت شیپوره حرکت می‌کنند. در هر المان و در هر لحظه این سطح ثابت فرض می‌شود ولی مقدار سطح مقطع کانال در طول زمان متغیر است [۲۱].

منطق حل بالستیک داخلی صفربعدی و یک بعدی مبتنی بر تکرار و به این صورت می‌باشد که نخست طول گرین به چندین المان تقسیم می‌شود. فشار در ابتدای المان در سر موتور تخمین زده می‌شود و بر پایه آن dm در این المان محاسبه می‌شود. بر پایه این dm فشار در ابتدای المان دوم بدست می‌آید و به همین ترتیب تا انتهای موتور یعنی پشت نازل فشار و دبی جرمی محاسبه می‌شود (شکل ۳). با توجه به هندسه‌ی نازل و فشار پشت آن دبی جرمی خروجی از نازل با دبی

- پدیده احتراق و جریان عبوری در موتور و نازل آدیاباتیک خواهند بود.
- انبساط سیال بدون تشکیل شوک یا ناپیوستگی خواهد بود.
- جریان عبوری از نازل یک بعدی و بدون چرخش فرض می‌شود.
- خواص جریان درون نازل نسبت به محور اصلی آن یکنواخت می‌باشد.
- تعادل شیمیایی در درون محفظه احتراق برقرار است و به جریان عبوری از نازل ارتباط پیدا نمی‌کند. این شرایط به تعادل ایستا^۱ معروف است.
- سوزش گرین ماده پیش‌رانه عمود بر سطح سوزش است و این سوزش به صورت یکنواخت در طول کل گرین در حال احتراق اتفاق می‌افتد.

۳- روابط بالستیک داخلی و روش عددی

تعیین و تخمین فشار محفظه برحسب زمان کارکرد موتور مهمترین موضوع در طراحی موتورهای پیش‌رانه جامد است. تولید گازهای احتراقی و جریان خروجی از نازل در شرایط تعادل قرار دارند و حالت جریان ایستا حاکم می‌باشد. با توجه به تقارن هندسی گرین استوانه‌ای (تیوبی) و پسروی عمود سطح سوزش، می‌توان با استفاده از حل بالستیک صفربعدی و یک بعدی به نتایج نزدیک و قابل قبولی دست یافت. با در نظر گرفتن این‌که دمای محصولات احتراق مستقل از تغییرات فشار احتراق است (دمای شعله آدیاباتیک مبنای طراحی است)، برای بالستیک صفربعدی و درنظر گرفتن قانون بقای جرم حجم کنترل به صورت رابطه ۱ خواهد بود [۱۵ و ۱۶].

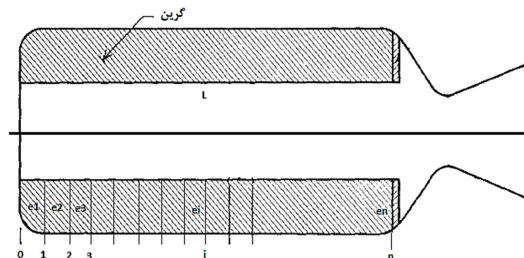
$$P_e^{t+1} = P_e^t + \frac{\Delta t R T_0}{V_c} (A_b^t \rho_p r^t - C_D A_t P_e^t) \quad (1)$$

P_e فشار محفظه، C_D ضریب تخلیه، A_t سطح گلوگاه، ρ_p چگالی پیش‌رانه، T_f دمای شعله و V_c حجم محفظه احتراق خواهد بود. در این معادله، مقدار سطح سوزش و حجم محفظه به صورت لحظه‌ای از هندسه گرین بدست می‌آید و نرخ سوزش نیز به صورت تابعی از فشار محاسبه می‌شود. معمولاً می‌توان از چگالی محصولات گازی در مقابل چگالی ماده پیش‌رانه صرف‌نظر کرد و مقدار فشار نسبت به زمان را بدست آورد [۱۹-۱۷].

حل بالستیک یک بعدی، تزریق جرم به صورت عمودی در مسیر جریان درون گرین بررسی می‌شود. تزریق جرم در واقع جایگزین تولید محصولات احتراق شده است که در راستای عمود بر سطح سوزش اتفاق می‌افتد. منظور از بالستیک یک بعدی این است که پارامترهای جریان تنها در طول گرین تغییر می‌کنند و حرکت محصولات احتراق تنها در طول گرین لحاظ شده است. بنابراین انتقال گرما، اصطکاک و تغییرات سطح مقطع عبور جریان ناچیز در نظر گرفته می‌شود.

¹ Frozen equilibrium

جرمی انتهای گرین برابر نباشد تخمین زده شده نیاز به اصطلاح دارد، در غیر این صورت میزان فشار در طول گرین بدست آمده است.



شکل ۳- طرحواره المان‌بندی و بکارگیری روش عددی

در شبیه‌سازی جریان داخل محفظه، تعادل شیمیایی در درون محفظه احتراقی برقرار است و به جریان عبوری از نازل ارتباط پیدا نمی‌کند. این شرایط به تعادل ایستا^۱ معروف است. در گرین‌های پیش‌ران سوخت جامد سطح سوزش در جهت عمود بر سطح در حال سوزش پسروی می‌کند و می‌سوزد. نرخ پسروی یا در اصطلاح نرخ سوزش معمولاً بر حسب اینچ در ثانیه یا میلی‌متر بر ثانیه در نظر گرفته می‌شود. دانستن کمیت نرخ سوزش پیش‌ران و نحوه تغییرات آن در شرایط مختلف، اساس یک طراحی صحیح و موفق در موتورهای سوخت جامد است.

۴- ابعاددهی و طراحی موتور

هدف رساندن ورودی‌های موجود موتور، با توجه به بالستیک داخلی و الگوریتم بیان شده به خروجی‌های مطلوب است. فرآیند محاسباتی تکرارپذیر و با سعی و خطا انجام می‌شود. با استفاده از برنامه کدنویسی SRM پارامترهای ورودی اعمال و اطلاعات خروجی دریافت می‌گردد و در ادامه آن با استفاده از نرم‌افزار احتراقی GDL مقایسه و بررسی نهایی بعضی از ویژگی‌های موتور انجام می‌گردد. طراحی از اطلاعات بالادست شروع به سمت نتایج در هر مرحله پایین دستی منجر می‌شود. متناسب با الگوریتم بیان شده، بخش‌های اصلی طراحی در ۴ قسمت تقسیم شده‌اند.

۱- بخش ابعادی موتور

۲- بخش احتراقی موتور

۳- بخش عملکردی موتور

۴- بخش سازه‌ای موتور

با استفاده از نرم‌افزار محاسباتی MATLAB، برای طراحی موتور یک قید اولیه در نظر گرفته می‌شود که قطر داخلی محفظه است. کمیت بدون بعد Kn با ارتباط سطح سوزش و سطح گلوگاه (وابسته به قطر گلوگاه) نقش اساسی در محاسبات خواهد داشت. انتخاب مقدار Kn بسیار مهم است. در صورتی که نیاز به افزایش نیرو تراست باشد، باید

^۱ Frozen

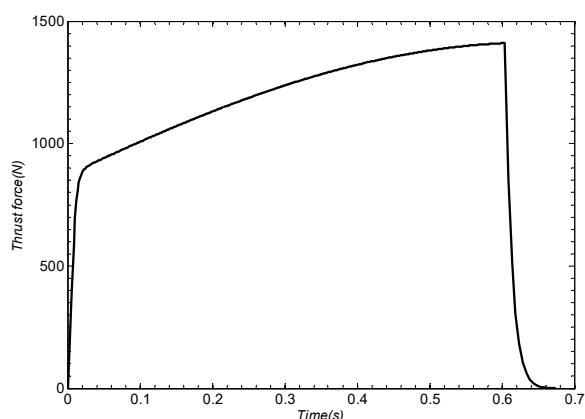
فشار محفظه بالا رود و این امر با کاهش قطر گلوگاه میسر است. کاهش قطر گلوگاه نیز باعث افزایش مقدار Kn می‌شود. با تغییر این پارامتر، سرعت سوختن ضخامت جان گرین نیز دست‌خوش تغییر می‌گردد و زمان کارکرد موتور متفاوت خواهد بود. مقدار بازه Kn برای پیش‌ران کنونی بین ۲۰۰ تا ۳۵۰ پیشنهاد می‌شود.

ورودی هر بخش به برنامه اعمال می‌شود و خروجی آن بخش ارائه می‌گردد. در انتها خواص رفتاری موتور که به صورت مجموعه داده است، به صورت نموداری بیان می‌گردد. در جدول ۱ تمامی پارامترهای طراحی بیان گردیده است.

جدول ۱- پارامترهای اصلی موتور طراحی شده

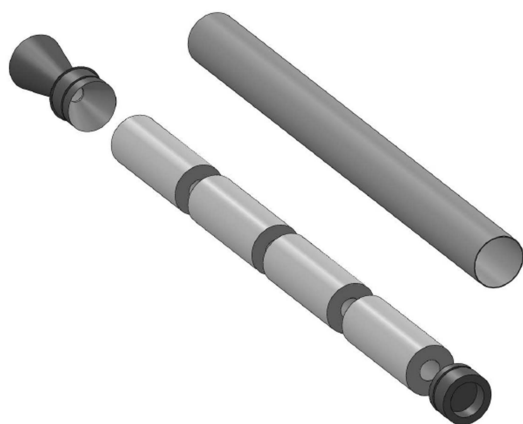
تعریف پارامتر	پارامتر	مقدار	واحد
بخش ابعادی			
قطر داخلی محفظه	ورودی	۳۶	mm
طول محفظه احتراق	ورودی	۳۷۰	mm
حجم محفظه	خروجی	۳۷۶/۶	cm ³
قطر خارجی گرین	ورودی	۳۴	mm
قطر داخلی گرین	ورودی	۱۵	mm
طول بلوک	ورودی	۹۰	mm
تعداد بلوک	ورودی	۴	عدد
حجم کل گرین	خروجی	۲۶۳/۲	cm ³
کسر بار حجمی گرین	خروجی	۶۹/۹	درصد
بخش احتراقی			
کسر جرمی سوخت	ورودی	۳۵	درصد
چگالی سوخت (ساکاروز)	ورودی	۱۵۸۰	$\frac{kg}{m^3}$
کسر جرمی اکسیدکننده	ورودی	۶۵	درصد
چگالی اکسیدکننده (پتاسیم نیترات)	ورودی	۲۱۰۹	$\frac{kg}{m^3}$
چگالی ایده‌آل پیش‌ران	خروجی	۱۸۸۷/۸	$\frac{kg}{m^3}$
جرم کل پیش‌ران	خروجی	۰/۴۹۷	kg
جرم جزء سوخت	خروجی	۰/۱۷۴	kg
جرم جزء اکسیدکننده	خروجی	۰/۳۲۳	kg
ثابت جهانی گاز	ورودی	۸۳۱۴	$\frac{J}{mol.K}$
وزن مولکولی موثر	ورودی	۴۱/۹۸	$\frac{kJ}{kmol}$
قطر گلوگاه نازل	ورودی	۱۱	mm
مساحت گلوگاه	خروجی	۹۵/۰۳	mm ²
ضریب سوزش	ورودی	۸/۲۶۰	-
نمای فشار	ورودی	۰/۳۱۹۰	-
دمای آدیاباتیک	ورودی	۱۷۲۰	K
راندمان احتراق	ورودی	۹۵	درصد
نسبت گرمای ویژه	ورودی	۱/۱۳۳	-

-	۰/۳۳	ورودی	نسبت پواسون
mm	۰/۰۳	خروجی	تغییر قطر محفظه
-	۰/۵۶۶	خروجی	نسبت استحکام ماده
mm	۰/۸	خروجی	ضخامت پوسته



شکل ۴- تغییرات نمودار نیروی تراست برحسب زمان کارکرد موتور

رفتار نمودار بالا نشان می‌دهد که تغییرات سطح سوزش و توزیع نیروی تراست به صورت پیشرو است. البته سایر نمودارها (مانند فشار، نرخ جرمی جریان نازل، سرعت خروجی، عدد ماخ خروجی، نرخ مصرف پیشران و غیره) نیز محاسبه می‌گردند که بیان آن الزامی ندارد. با استفاده از نرم‌افزار Solidworks، اجزای اصلی طراحی و موتور مونتاژ می‌گردد. تمامی ابعاد متناسب با داده‌های ورودی و خروجی از برنامه عددی می‌باشد. نقشه انفجاری^۱ موتور مونتاژ شده در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- نقشه انفجاری موتور مونتاژ شده

^۱ Exploded view

مخلوط			
ضخامت جان	خروجی	۹/۵	mm
سطح سوزش اولیه	خروجی	۲۲/۸	cm ²
مساحت کانال	خروجی	۰/۲۸۶	cm ²
نسبت مجرای	خروجی	۳/۰۱	-
دمای احتراق	خروجی	۱۶۳۴	K
سرعت مشخصه	خروجی	۸۹۵/۵۸	$\frac{m}{s}$
ثابت ویژه گاز	خروجی	۱۹۸/۰۴	$\frac{J}{kg.K}$
ضریب تخلیه	خروجی	۰/۰۰۱۱	-

بخش عملکردی

نسبت گرمای ویژه جریان دو فازی	ورودی	۱/۰۴۴	-
راندمان نازل	ورودی	۹۵	درصد
فشار محیط	ورودی	۰/۱۰۱۰	MPa
شتاب گرانش	ورودی	۹/۸۱	$\frac{m}{s^3}$
حداکثر ضریب تراست	خروجی	۱/۷۶۲	-
حداقل Kn	خروجی	۲۴۰	-
حداکثر Kn	خروجی	۳۱۹/۲	-
زمان سوزش	خروجی	۰/۶۰۳۷	s
زمان کارکرد	خروجی	۰/۶۷۸۲	s
میانگین فشار محفظه	خروجی	۷/۷۰۳	MPa
حداکثر فشار محفظه	خروجی	۸/۸۶۵	MPa
میانگین نیروی تراست	خروجی	۱۱۷۲/۴	N
حداکثر نیروی تراست	خروجی	۱۴۱۰/۵	N
ضربه ویژه ایده آل	خروجی	۱۵۰/۹۳	s
ضربه کل	خروجی	۷۳۵/۷۸	N.s

بخش سازه‌ای

نیم‌زاویه همگرایی	ورودی	۳۰	درجه
نیم‌زاویه واگرایی	ورودی	۱۲	درجه
طول قسمت همگرا	خروجی	۲۱/۶	mm
طول قسمت واگرا	خروجی	۶۹/۸	mm
ضربه ویژه تولیدی	خروجی	۱۴۱/۸	s
حداکثر عدد ماخ خروجی	خروجی	۳/۰۷	ماخ
حداکثر نرخ جرمی نازل	خروجی	۰/۹۲۳	$\frac{kg}{s}$
شعاع سطح خروجی	خروجی	۲۰/۳	mm
ضریب اطمینان	ورودی	۱/۵	-
تنش نهایی	ورودی	۳۰۰	MPa
تنش تسلیم	ورودی	۱۷۰	MPa
مدول الاستیسته	ورودی	۲۰۰۱۰۰	-

۵- طراحی راکت و جانمایی اجزا

با مشخص شدن ابعاد و توانایی‌های عملکردی موتور، بدنه اصلی راکت و اجزای آیرودینامیک خارجی آن مورد تحقیق می‌باشد. راکت کاوش، سامانه‌ای کوچک و یک پارچه است که اجزای آن جانمایی مشخصی دارند و برای یک پرواز پایدار با توانایی حمل بار مفید معین مورد استفاده محققان و پژوهشگران قرار می‌گیرد. در برخی از این نوع راکت‌ها به نحوه سیستم خروجی برای بار مفید و سیستم بازگشتی آن پرداخته می‌شود. در این تحقیق توانایی طراحی آیرودینامیکی راکت، تعیین یک بار مفید در سامانه راکت کاوش و تاثیر آن بر ارتفاع پرواز، استفاده از سه بالک پایدارکننده روی بدنه و تلفیق موتور با راکت و تخمین ارتفاع پرواز از مهمترین اهداف پیش رو می‌باشد. اولین قدم در طراحی، انتخاب قطر و هندسه مقطع بدنه است. گرایش به قطرهای کوچک‌تر، پسای کمتر و ابعاد عرضی کوچک‌تر به منظور بهبود در قابلیت تطبیق بیشتر با سکوی پرتاب را به دنبال دارد.

$$D = C_D q \left(\frac{\pi}{4}\right) d^2 \quad (7)$$

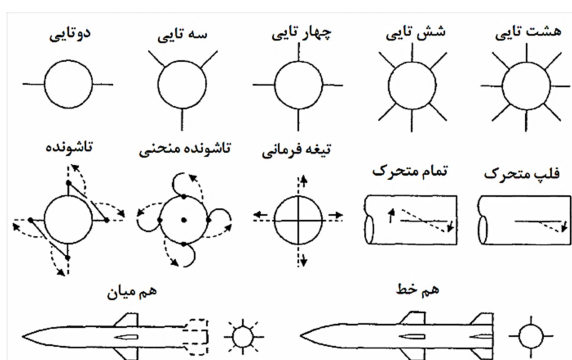
نیروی پسا پارامتر اصلی طراحی در ارضای نیازمندی‌های برد پروازی راکت کاوش به ویژه در محدوده پرواز صوتی است. برای راکت‌ها و موشک‌های تاکتیکی، نسبت ظرافت^۱ که همان نسبت طول به عرض است بین ۵ تا ۳۰ می‌باشد. این نسبت با توجه به نوع نیاز و مأموریت تعریف می‌شود. در بسیاری از موشک‌ها و راکت‌ها مقطع میانی، استوانه‌ای شکل است. این فرم از دیدگاه پسایی و سهولت ساخت و تحمل بارها، مزایای زیادی دارد. از طرفی دیگر پسای اصطکاکی سهم اصلی از پسای مادون صوت دارد. ضریب پسای اصطکاکی با نسبت منطری ارتباط دارد. این ضریب تابع ضعیفی از عدد ماخ M ، فشار دینامیک q و طول بدنه l می‌باشد.

$$C_{D0 \text{ Body Friction}} = 0.053 \left(\frac{l}{d}\right) \left[\frac{M}{ql}\right]^{0.2} \quad (8)$$

گام بعد تعیین ابعاد و نوع دماغه است. دماغه‌ها با فرم‌های مختلفی در موشک‌ها و راکت‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند که عمومی‌ترین آن‌ها فرم مخروطی، قوسی جناغی، نیم‌کروی، پخ‌دار یا هرمی و چند لندی می‌باشد. عموماً برای هماهنگ کردن بین مشخصه‌های آیرودینامیکی، محدوده سرعت پروازی و استحکام سازه‌ای نقطه‌ای طراحی انتخاب می‌گردد. در طراحی دماغه نوع مخروطی انتخاب می‌شود. مقدار کمی گردکردن نوک حمله دماغه مطلوب است. این کار باعث کم کردن تمرکز تنش‌های موضعی و حرارت ایجاد شده در قسمت نوک می‌شود. جز نهایی، بالک‌ها پایدارکننده هستند. انواع هندسه برای سطوح پایداری و کنترل وجود دارد. دوزنقه‌ای، مثلثی، مستطیلی، باریک شونده و مستطیل ناقص. پارامترهای هندسی سطوح بیان شده شامل نسبت مخروطی، نسبت منطری، مکان مرکز فشار و وتر متوسط

آیرودینامیکی می‌باشند. مرکز آیرودینامیکی که برای سطوح متقارن بدون انحنا مشابه مرکز فشار است. طراحی سطوح شامل تعداد و نوع، تاشونده، تاشونده‌ی منحنی و تیغه فرمانی می‌باشد. تعداد سطوح در انتهای راکت ممکن است سه‌تایی، صلیبی یا بیش‌تر باشند. باید توجه داشت که برای تدارک پایداری استاتیکی نیاز به حداقل سه بالک می‌باشد. برای تامین پایداری استاتیکی یک راکت با پیکربندی بدنه، بالک‌ها و دماغه باید نقش هر کدام درنظر گرفته شود که در تصویر ۶ نشان داده شده است. روابط پیچیده و زیادی وجود دارد که در اینجا بحث نمی‌گردد و رابطه نهایی (اختلاف فاصله مرکز آیرودینامیکی از مرکز جرم) برای تامین پایداری استاتیکی مدنظر است. برای داشتن پایداری خنثی $X_{ac} - X_{cg} = 0$ ، به عبارتی مرکز آیرودینامیکی و مرکز جرم بسیار به هم نزدیک می‌باشند. رابطه نهایی برای محاسبه سطح خیس بالک‌ها مطابق زیر خواهد بود.

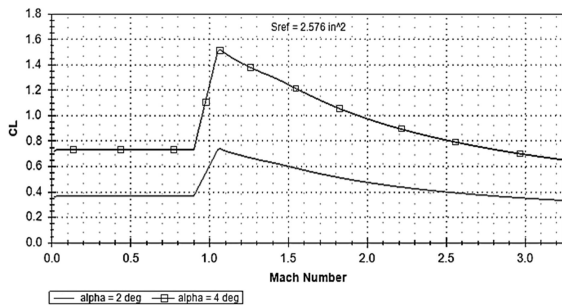
$$S_t = \{(C_{N\alpha})_N [X_{cg} - (X_{cp})_N]\} \times \dots \left\{ \left[\frac{d}{(X_{cp})_t - X_{cg}} \right] \left[\frac{S_{Ref}}{(C_{N\alpha})_t} \right] \right\} \quad (9)$$



شکل ۶- اتصال بالک، بال وسط و کانارد به بدنه راکت و آرایش آن‌ها

پس مرکز طراحی و به عبارتی حداقل سطح بالک مشخص می‌گردد. باید توجه داشت که قرار گرفتن مرکز آیرودینامیکی راکت در جلوی مرکز ثقل ایجاد ناپایداری می‌نماید و برای جبران آن نیاز به بالک بزرگ‌تر می‌باشد. با توجه به هدف کنونی که پایداری استاتیکی است، نیازی به سطوح کنترلی (کانارد و چند تیغه‌ای) نمی‌باشد. از طرفی نیازمند حداقل ضریب درگ برای پرواز عمودی می‌باشد که از تعداد ۳ بالک استفاده شده است. سکوی پرتاب موردنظر این راکت از نوع گیره-ای است و بالک‌ها نیازی به جمع شدن و تیغه فرمانی ندارند و بالک با اتصال ثابت مناسب است. سایر سطوح کنترلی برای هدف این پروژه نیاز نیست.

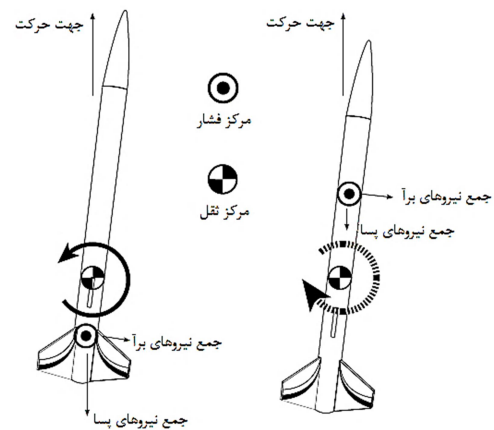
¹ Fineness Ratio



شکل ۱۰- نمودار تغییرات ضریب برآ با عدد ماخ در دو زاویه حمله (۲) و ۴ درجه

جدول ۲- مشخصه‌های پروازی راکت تا لحظه اوج

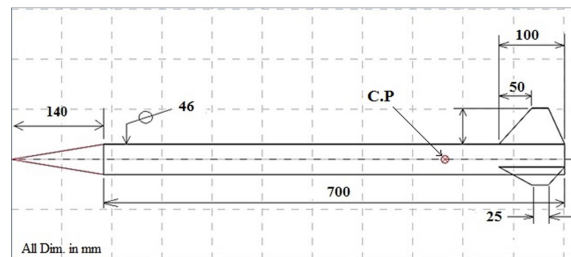
ردیف	زمان s	شتاب نسبی m/s^2	ارتفاع m	ماخ
۱	۰/۰۵	۲۸۳	۰/۳	۰/۰۲
۲	۰/۲	۳۵۱	۵/۱	۰/۱۶
۳	۰/۵	۴۶۰	۴۱/۲	۰/۵۱
۴	۱	-۲۳/۷	۱۵۴	۰/۶۸
۵	۲	-۲۰/۶	۳۶۸	۰/۵۸
۶	۳	-۱۸/۶	۵۶۰	۰/۵۳
۷	۴	-۱۶/۷	۷۳۱	۰/۴۸
۸	۵	-۱۵/۱	۹۰۰	۰/۴۳
۹	۶	-۱۳/۸	۱۰۳۵	۰/۳۹
۱۰	۷	-۱۲/۶	۱۱۵۸	۰/۳۵
۱۱	۸	-۱۱/۹	۱۲۸۰	۰/۳۱
۱۲	۹	-۱۱/۱	۱۳۷۵	۰/۲۸
۱۳	۱۰	-۱۰/۷	۱۴۷۰	۰/۲۴
۱۴	۱۱	-۱۰/۳	۱۵۵۰	۰/۲۱
۱۵	۱۲	-۱۰/۱	۱۶۱۵	۰/۱۸
۱۶	۱۳	-۱۰	۱۶۷۵	۰/۱۵
۱۷	۱۴	-۹/۸	۱۷۰۵	۰/۱۲
۱۸	۱۵	-۹/۴	۱۷۵۴	۰/۰۹
۱۹	۱۶	-۹/۱	۱۷۸۳	۰/۰۶
۲۰	۱۷	-۸/۹	۱۷۹۸	۰/۰۳
۲۱	۱۸	-۸/۶	۱۸۱۴	۰/۰۱
۲۲	۱۹	-۸/۴	۱۸۳۰	۰/۰۱



شکل ۷- نمایش نحوه پایداری استاتیکی و جاگذاری نقاط مرکز فشار و ثقل

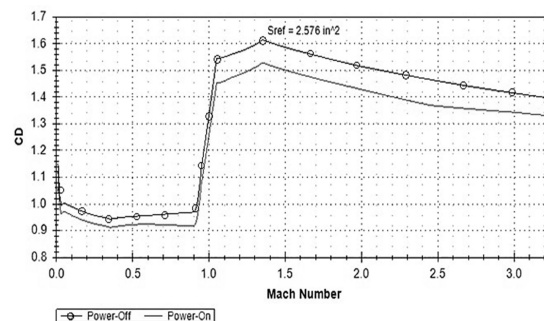
سمت راست ناپایدار استاتیکی و سمت چپ پایدار استاتیکی

نرم افزار RAS AERO بر اساس آنالیز آیرودینامیکی، توانایی شبیه-سازی پرواز راکت‌های پر قدرت، آماتوری و کاوش را انجام می‌دهد. ورودی برنامه شامل طول بدنه اصلی ۸۴ سانتی متر، بالک‌های دوزنقه-ای نامتقارن ۳ گانه با مقطع ایرفویل biconvex، دماغه مخروطی با زاویه ۱۸ درجه و طول ۱۴ سانتی متر می باشد [۲۲-۲۴]. جزئیات و مقیاس طراحی بدنه راکت در تصویر ۸ نشان داده ده است.



شکل ۸- جزئیات ابعادی بدنه راکت

روابط آیرودینامیکی برای راکت مدنظر برای بازه‌ای از اعداد ماخ محاسبه می‌گردد.



شکل ۹- نمودار تغییرات ضریب پسا با عدد ماخ در دو حالت پروازی (بدون توان و با توان موتور)



شکل ۱۲- اتصال گرین‌ها و بارگذاری در موتور

درپوش موتور به صورت لیوانی و با توجه به هندسه بیان شده تراش داده می‌شود. جای رینگ پلاستیکی نیز روی آن تراش داده می‌شود. جهت اتصال نازل و درپوش موتور، در ضخیم‌ترین نقطه سوراخ کاری با عمق ۸ میلی‌متر صورت می‌گیرد و رزوه شماره ۴ در آن‌ها تراشیده می‌شود. باید دقت کرد ۶ سوراخ به صورت متقارن ایجاد گردد. با جازدن رینگ‌های پلاستیکی برای نازل و درپوش و عایق کردن گرین‌ها با فویل آلومینیومی موتور آماده مونتاژ می‌گردد. ابتدا نازل متصل و بسته می‌گردد، سپس گرین‌ها با چسب حرارتی جاگذاری می‌شوند. در ادامه درپوش موتور متصل و جاگذاری می‌گردد. دقت و تجربه فنی در جاگذاری و آببندی اجزا اهمیت ویژه‌ای دارد. جرم کل موتور ۱/۳ کیلوگرم است. دو کوبلینگ تفلونی روی محل اتصال نازل و درپوش قرار داده شده است تا در صورت آزمایش پروازی، درون بدنه راکت جا بگیرد. بدنه راکت دارای ۳ بالک انتهایی از جنس پلاستیک پلکسی گلس^۱ است که با موتور طراحی و ساخته شده تجهیز می‌گردد و دارای سیستم بازگشتی نیز می‌باشد. دماغه از جنس تفلون است که به دقت تراش داده شده است و پس از صیقلی کردن سطح، رنگاری گردیده شده است. موتور، بدنه راکت (با نام تاف ۱) و چتر بازگشتی در تصویر زیر نشان داده شده است.



شکل ۱۳- موتور به همراه بدنه راکت و چتر بازگشتی

اکنون جرم کل موتور و راکت مشخص است. با اضافه کردن مشخصات نیرویی موتور به بانک موتورهای نرم افزار RAS AERO به محاسبه و شبیه‌سازی ارتفاع و مشخصه‌های عملکردی پرواز قبل از آزمایش پرداخته شد. اطلاعات موتور به صورت فایل text شامل داده‌های زمان- نیرو، جرم کل موتور، جرم کل راکت، جرم پیشران و نام موتور

۶- ساخت، مونتاژ و آزمایش راکت

موتور طراحی شده، شامل ۴ جز صنعتی است که هر یک الزامات فنی و نحوه ساخت منحصر به فردی دارد و عبارتند از ساخت نازل، محفظه احتراق، تهیه گرین پیشران و درپوش موتور به همراه اتصال‌های پیچی. برای ساخت نازل، استوانه‌ای توپر فولادی با قطر ۴۰ میلی‌متر و طول ۸۰ میلی‌متر نیاز است که با توجه به امکانات روش تراش و فرزکاری قطعه مناسب می‌باشد. منطق تراشکاری این قطعه به نوبه خود جالب است. ابتدا سوراخی در وسط استوانه و به صورت سراسری ایجاد می‌گردد که هم‌اندازه قطر گلوگاه خواهد بود و سپس با تنظیم استوانه فولادی در سه‌نظام دستگاه تراش قسمت همگرا با زاویه ۳۰ درجه به صورت تراش کونیکال انجام می‌گردد. در ادامه سطح دایروی که درون محفظه قرار می‌گیرد، تراشیده می‌گردد و روی آن محل قرارگیری رینگ پلاستیکی نیز تعبیه می‌گردد. برای ایجاد قسمت واگرا، قطعه باز می‌شود و معکوس درون سه‌نظام دستگاه تنظیم و بسته می‌شود. اکنون با زاویه ۱۲ درجه تراش مخروطی قسمت واگرا به پایان می‌رسد. جرم قطعه در حالت خام ۳/۸۵ کیلوگرم می‌باشد که بعد از عملیات تراشکاری ۴۰۰ گرم می‌شود [۲۶ و ۲۵].



شکل ۱۱- نازل تراش داده شده موتور

محفظه احتراق از یک لوله استیل تهیه می‌شود. برای تولید و فرآوری گرین پیشران چندین روش صنعتی وجود دارد. با توجه به امکانات و نوع ماده پیشران، روش قالب‌گیری مناسب خواهد بود. اجزای پیشران باید به خوبی پودر شوند تا حداکثر اندازه ذرات ۱۵۰ میکرون باشد. بعد از خرد کردن اجزا و مخلوط نمودن آن‌ها با یکدیگر، مرحله پخت و قالب گیری آغاز می‌گردد. با استفاده از یک گرمکن الکتریکی که توانایی اندازه‌گیری دما را داشته باشد، مواد را حرارت می‌دهیم. مخلوط پیشران به شدت چسبنده و داغ است. ۴ عدد بلوک تهیه شده توسط ماده‌ای اشتعال پذیر که ترکیبی از باروت سیاه، استون و پلیمر فعال است، متصل می‌شوند. این ماده برای اشتعال اولیه سطح گرین موثر است [۲۸ و ۲۷].

¹ Plexi-glass



شکل ۱۵- لحظه برخاست راکت تاف ۱

نتایج عملیاتی و اندازه‌گیری با دوربین‌های زمینی نشان داد که پرواز هدف مدنظر به ارتفاع ۱۹۰۰ متر با خطای ۵ درصد محقق گردیده است که این امر مبین همگرایی نتایج طراحی، ساخت و آزمایش می‌باشد.

۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در بسیاری از مقاله‌های هوافضایی مرتبط، رویکرد جامع برای رسیدن به یک نمونه عملیاتی کم‌تر به چشم می‌خورد. در بخش طراحی و ساخت سامانه پیشران استفاده از کدها و نرم‌افزارهای ساده و کارآمد و توانایی تبدیل داده‌ها به یکدیگر بر اساس الگوریتمی مشخص، مدیریت علمی و فنی بالایی را به کار می‌گیرد. در قسمت ساخت و مونتاژ قطعات موتور و نحوه‌ی تهیه و قالب‌گیری پیشران، مطالعه، آزمایش و استفاده از تجربه سایر منابع تجربی و آماتوری کمک شایانی در فرآوری و قالب‌گیری نموده است و در بخش تامین و تهیه قطعات و ابزارآلات، وجود تخصص فنی و مشاوره با افراد صنعتی کار را به خوبی پیش برده است. با استفاده از این نوع راکت و الحاق تجهیزات و سامانه‌های اندازه‌گیری مختلف، می‌توان مطالعات جامعی از شرایط اتمسفری و پروازی را ایجاد نمود. راکت‌های کاوش برای همین هدف‌های تحقیقاتی تعریف شده‌اند و در مجامع علمی و صنعتی جهان بسیار مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این مقاله تلاش شده است از یک تئوری جامع به برنامه‌ی کامل عملی موتورهای پیشران جامد دست یافت. یکپارچه کردن شبیه‌سازی با اضافه کردن فاکتورهای تئوری و تجربی به همراه نحوه ساخت قطعات و مسائل فنی در مونتاژ موتور جهت به کارگیری عملیاتی بحث شده است که نتایج با بسیاری از مقالات، گزارش‌ها و نتایج تجربی ارائه شده هم‌خوانی و تشابه مناسبی دارد.

است. با درنظر گرفتن شرایط ایمنی آزمایش پروازی (آزمایش عمودی راکت) مشخصات به صورت زیر خواهد بود.

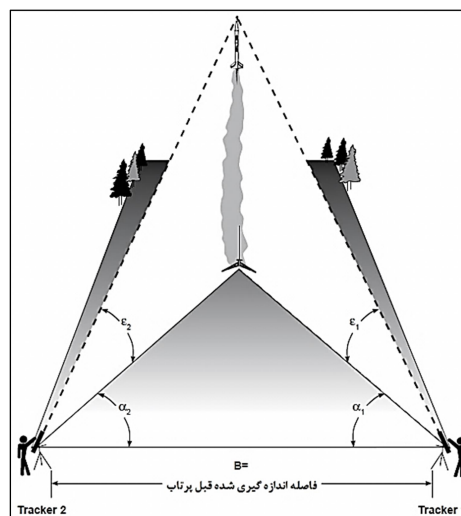
جدول ۳- مقادیر شبیه‌سازی پرواز

مقدار	واحد	
۹۰	Deg	زاویه پرتاب
۳۲	C	دمای محیط
۱۸۲۰	m	حداکثر ارتفاع
۰/۷۳	Mach	حداکثر عدد ماخ
۳/۲	kg	جرم کل راکت

با بررسی عکس‌های ماهواره‌ای و میدانی و هماهنگی با مراجع نظامی و انتظامی، محلی مناسب و بی‌خطر در نزدیکی دریای خلیج فارس انتخاب و سکوی قرارگیری و آزمایش نیز مستقر می‌گردد. برای محاسبه ارتفاع، با استفاده از رصد زمینی و از روش دو دیدبان می‌توان مقادیر عددی مناسبی بدون تجهیزات اندازه‌گیری دیجیتال بدست آورد [۲۹-۳۱].

$$h_1 = B \frac{\sin \alpha_2 \tan \varepsilon_1}{\sin(\alpha_1 + \alpha_2)} \quad (10)$$

$$h_2 = B \frac{\sin \alpha_1 \tan \varepsilon_2}{\sin(\alpha_1 + \alpha_2)} \quad (11)$$



شکل ۱۴- پارامترهای اندازه‌گیری در روش دودیدبانی

با جاگذاری آتش‌زنه الکترونیکی و رعایت تمام موارد ایمنی و عملی، آزمایش پروازی انجام گرفت [۳۲-۳۴]. لحظه‌ی برخاست راکت تاف ۱ در تصویر ۱۵ نشان داده شده است.

۸- مراجع

- [26] Knauber, R. N., Thrust Misalignments of Fixed-Nozzle Solid Rocket Motors, Lockheed Martin Vought System, Journal Of Spacecraft And Rockets, , Dallas, Texas, November-December 1996.
- [27] Merrill K. King, Erosive Burning Of Composite Propellants, Atlantic research Corporation, U.S, Virginia, 1976.
- [28] Merrill K. King, Erosive Burning of Composite Propellants: Experimental and modeling Studies, Atlantic research Corporation, Alexandria, Virginia, 1978.
- [29] Jacib. Dennis, James. Villarreal, A primer for University level solid rocket motor research and development, AIAA Aerospace Sciences, 2010 Florida.
- [30] Bertrand, Capt., Brinley, R., Rocket Manual for Amateurs", Ballantine Books, 1964.
- [31] Dennis J., Villarreal J. K., Design and Validation Testing of the Sol-Brid Rocket Motor, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida, 2011.
- [32] Cannon, B., Igniters and their use, Estes- Cox Corporation, EstesEducator.com, 2012.
- [33] Morrow, R. B., Pines, M. S., Small Sounding Rockets, Small Rockets Press, 2000.
- [34] NASA, Captive-Fired Testing of Solid Rocket Motors, NASA SP-8041, NASA Space Vehicle Design Criteria, March 1971.
- [1] Turner, J.L Martin., Rocket and spacecraft propulsion, Department of physics and Astronomy, University of Leicester, Leicester, UK, Praxis Publishing, 2006.
- [2] Sutton G. P., Oscar B., "Rocket Propulsion Elements", 7th edition, Wiley Inter. science, New York, 2001.
- [۳] کریمی ج، آیرودینامیک موتور موشک، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۷۹ (جزوه درسی)
- [4] Gordon C. O., Aerothermodynamics Of Gas Turbine And Rocket Propulsion, Third Edition, AIAA Education Series, 1998.
- [5] Bertrand, Capt., Brinley, R., Rocket Manual for Amateurs, Ballantine Books, 1964.
- [6] M. Johansson, Optimization of Solid Rocket Grain Geometries, Master of Science Thesis Report in Aerospace Engineering, Royal Institute of Technology (KTH), Stockholm, Sweden, 2012.
- [7] Davenas A, Solid Rocket Propulsion Technology, Technology and Research Director, SNPE, France, 1993.
- [8] Brown, B., A Guide to Amateur Rocketry, U.S.Army, Fort Sill Oklahoma, 1965.
- [9] Chin, S.S, Missile Configuration Design, McGraw-Hill, 1961
- [10] Nielsen, N. Jack, Missile Aerodynamics, McGraw-Hill, California, 1960.
- [11] Singh, S. Solid Rocket Motor for Experimental Sounding Rockets, Advances in Aerospace Science and Applications, Research India Publication, Vol. 3, No. 3, 2013.
- [12] Meyerowitz, G. Experimental Rocket Motor Safety & Standards Manual, YPL Director in Yale University, June 2013.
- [13] Terzic J., Zecevic B, Baskarad M., Catovic A., sabina S. K., Prediction of internal ballistic parameters of solid propellant rocket motors, 8th international armament Conference, Poland, 2010.
- [۱۴] فولادی نوربخش، زین العابدینی احمد، فرآیند طراحی مفهومی سامانه‌های پیشران‌ش سوخت جامد، پروژه افق گزارش (۱-۱۷)، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مرکز تحقیقات فضایی، ۱۳۸۶.
- [۱۵] فولادی نوربخش، اصول طراحی سامانه‌های پیشران سوخت جامد ، انتشارات دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ۱۳۸۹.
- [16] Morgan G. C., An Investigation into the combustion and performance of small solid propellant rocket motors, Aeronautical Engineering Project, Thesis and Practical Experience, University of New South Wales- Australian Defense Force Academy, 2008.
- [17] MSFC-DOC-1622, Advanced Solid Rocket Motor Design and Performance Requirement Document, G.C. Marshal Space Flight Center, Alabama.
- [18] NASA, Solid Propellant Selection and Characterization, NASA SP-8064, June 1971.
- [19] NASA, Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistic, NASA SP-8076, March 1972.
- [20] Fry, R.S, Solid Propellant Test Motor Scaling, CPIA, 2001.
- [21] Nakka, A. Richard, Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing, Thesis, the University of Manitoba, 1984.
- [22] Fleeman, L. Eugene, Tactical Missile Design, AIAA, 2001.
- [23] RAS Aero manual, 2011.
- [24] Brown, B., A Guide To Amateur Rocketry, U.S.Army, Fort Sill Oklahoma, 1965.
- [25] RYCHKOV, A.D., Design Of Optimal Contours Of Supersonic Parts Of Solid Propellant Motor Nozzles With Use Of Direct Variational Methods", Institute of Computational Technologies SB RAS, Thermophysics and Aeromechanics, Vol. 13, No. 1, Novosibirsk, Russia, 2006.