



دانشجو: ناصر فرهادی

درس: ترمودینامیک ۲

استاد: آقای دکتر میر محمدی

شماره دانشجویی: ۳۹۹۱۷۳۱۱۲۵

موضوع ارائه: طراحی، تحلیل، ساخت و آزمایش پروازی یک راکت کاوش
دانشجویی با موتور پشرانه جامد

چکیده

در این تحقیق طراحی سیستمی یک سامانه پرتاب پیشرانه جاند، تحلیل خصوصیات و اجرای اصلی ساخت یک نمونه مهندسی و آزمایش پروازی آن انجام شده است. در بخش طراحی موتور از اصول و روابط پروترومودینامیکی موتورهای راکتی به خصوص حل جریان های بالستیک داخلی صفر و یک بعدی استفاده شده است. روند حر عددی در فرایند احتراق ماده پیشران و تخمین فشار محفظه مبتنی بر روش تکرار است الگوریتم و توانایی ارتباط بین زیر سامانه ها هم چون طراحی هندسه گرین، محفظه احتراق نازل در پوش موتور تحلیل اتصال ها و اب بندی اجزا موجب دست یابی به مدلی کامل برای موتور سوخت جامد گردیده است. نقطه عطف این رویکرد ساخت قطعات فراوری سوخت و مونتاژ موتور است که یک نمونه ی 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 می باشد که جهت مطالعه و تحقیق های دانشجویان مهندسی قابل استفاده است.

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. بیان اصول اصلی در طراحی مولفه های موتورهای سوخت جامد به همراه زیر سامانه های آن در الگوریتم حل بسیار بر اهمیت است. ارتباط بین مولفه ای ماده پیشران با استفاده از معادلات مختلف آیرودینامیکی و ترمودینامیکی برای جریانهای داخلی و محاسبه قابلیت های عملیاتی موتور به صورت جداگانه مورد بررسی قرار گرفته اند. اصلی ترین بحث در مسائل موتورهای پیشرانه جامد مدل سازی و شبیه سازی جریان داخلی است.

بحث جریان تعادلی وابسته به میزان انرژی آزاد شده از واکنش شیمیایی و عبور جریان از درون نازل است. اگر سرعت واکنش های شیمیایی بقدری آهسته باشد که جریان عبوری از نازل به سرعت واکنش ربطی نداشته باشد. حالت جریان ایستا خواهد بود.

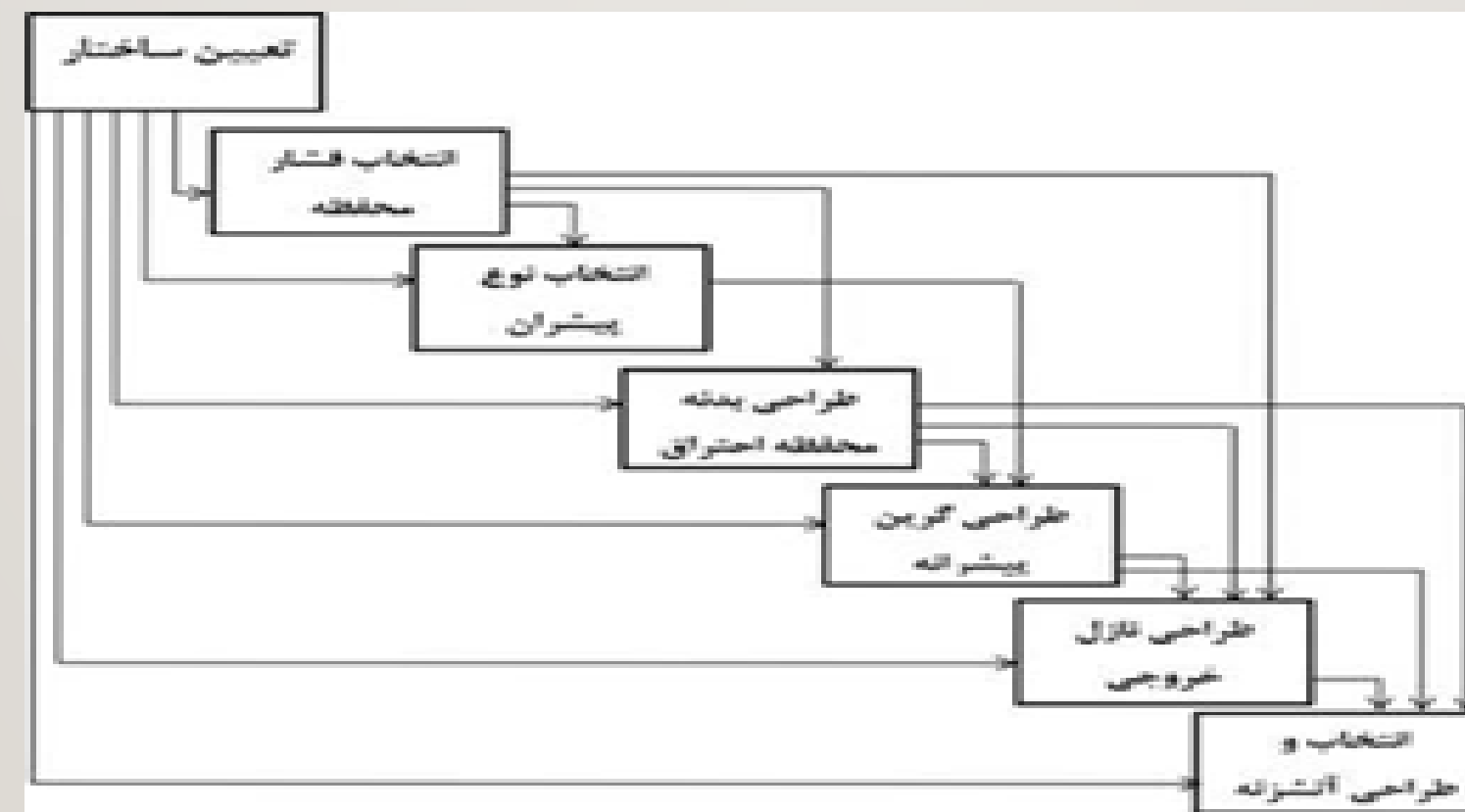
تمایز دادن این دو حالت در روند شبیه سازی مهم می باشد . در سال ۲۰۰۴ و در ادامه آن در سال ۲۰۱۰ برنامه ای کامپیوتری جهت تعیین عملکردهای موتور تعبیه شد که شامل محاسبه خواص ترموشیمیایی شکل گرین و نوع رگرسیون سوزش تر است فشار و ضربه ویژه را تعیین می کند. این برنامه با استفاده از آزمایش بالستیک داخلی موتور راکتی اعتبار سنجی می شود.

نازل یکی از اجزای اصلی موتور است که نیروی تراب تولیدی با 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 پیشرفته حامد (دفاعی و استراتژیک رویکرد تحقیقاتی بیش تر بر پایه دینامیک کار است و نتایج مستقیم و دقیق مربوط به موتورهای راکتی کمتر ارائه میگردد و یا محدود میباشد. گازهای حاصل از احتراق در نازل منبسط می شوند و محصولات احتراق را به جریان خروجی مافوق صوت تبدیل می کنند. طراحی و تحلیل اجرای اصلی مهم خواهند بود. این اجزا شامل پوسته ی موتور فلزی یا مواد کامپوزیت گرین پیشرفته عایق های حرارتی و گرمایی نازل خروجی در پوش سر موتور و سیستم آتش زنه می باشند. یکی از اهداف اولیه طراحی پرودینامیک 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 راکت ها با توجه به قابلیت و مأموریت دسته بندی می شوند.

یکی از اهداف اولیه طراحی پرودینامیک 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 راکت ها با توجه به قابلیت و مأموریت دسته بندی می شوند. در این پژوهش راکت کاوش مینای کار میباشد و نیازمند پروازی مستقیم و پایدار می باشد. پس سطوح کنترل در این قسمت مدنظر نیست و فقط کمترین با با در نظر گرفتن جاگذاری موتور و اجرای دیگر پراهمیت است داشتن بال کوچک یا بدون بال بودن مزایایی از قبیل برد در سرعت های 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 کورتر شتاب عمودی موانع رسیدن به ارتفاعات بالاتر، ایروالاستیسیته کمتر یا بدنه محکم تر و خطای ردیابی جستجوگر کویر را به دنبال دارد.

فرایند تحقیق و مفروضات آن

در روند هر شبیه سازی و طراحی باید پارامترهای تاثیر گذار تاثیر پذیر و پارامترهای کل سیستم را شناخت و بتوان بر اساس آن برنامه را جلو برد. اگر چه در طراحی همه ی موتورهای پیشرانه جامده مولفه های مشترک و همسته زیادی وجود دارد. با این حال فرآیند و شیوه ی طراحی واحد و مشخصی تبیین نشده است. در روش حل برنامه توانایی همگرایی پارامترها و ساده سازی آن ها مورد توجه قرار گرفته است. با این اوصاف شکل زیر الگوریتم و ارتباط بین مولفه های طراحی مورد بحث را روشن می نماید.



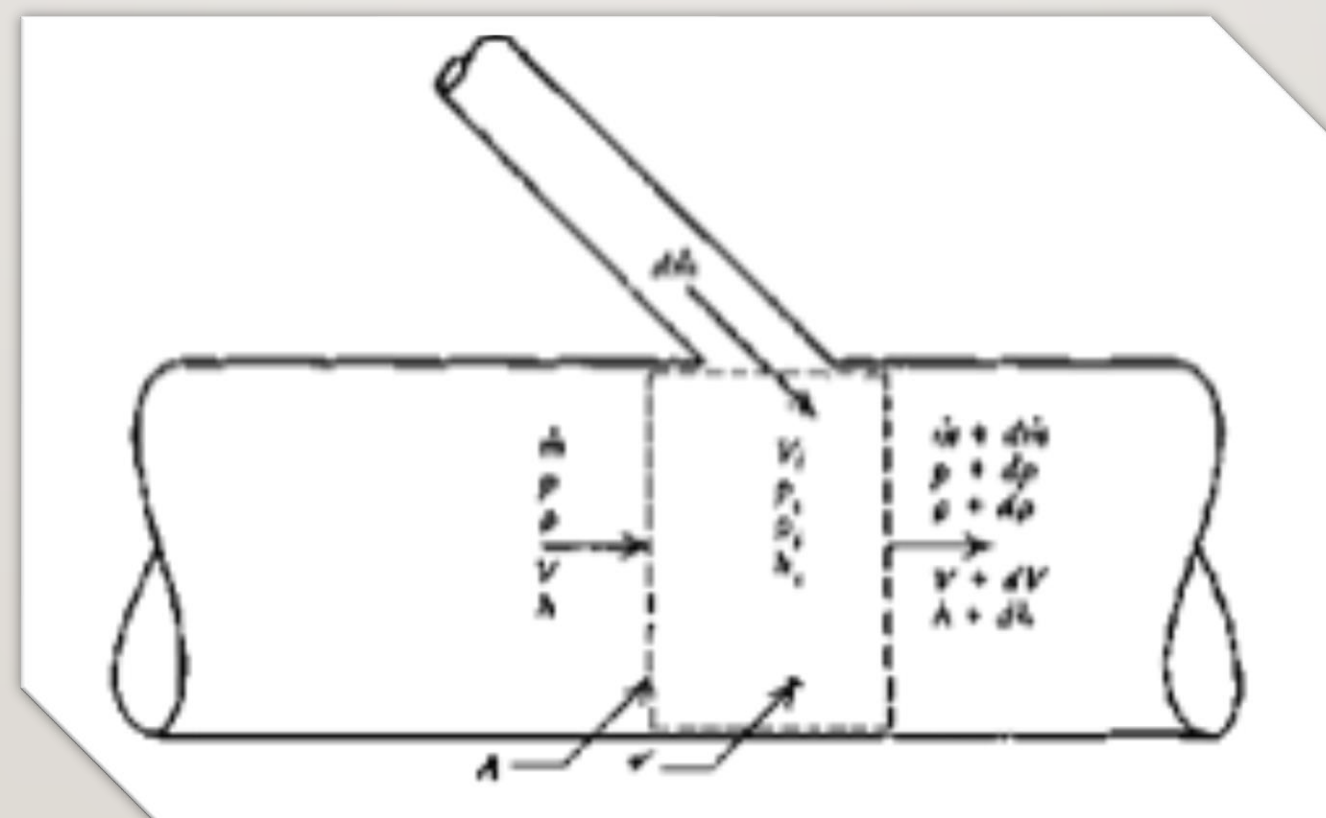
روابط بالستیک داخلی و روش عددی

تعیین و تخمین فشار محفظه بر حسب زمان کارکرد موتور مهمترین موضوع در طراحی موتورهای پشرا نه جامد است. تولید گازهای احتراقی و جریان خروجی از نازل در شرایط تعادل قرار دارند و حالت جریان ایستا حاکم می باشد. با توجه به تقارن هندسی گرین استونه ای (تیوبی) و پسروی عمود سطح سوزش می توان با استفاده از حل بالستیک صفر بعدی و یک بعدی به نتایج نزدیک و قابل قبولی دست یافت با در نظر گرفتن این که دمای محصولات احتراق مستقل از تغییرات فشار احتراق است دمای شعله آدبایاتیک ستای طراحی است. برای بالستیک صفر بعدی و در نظر گرفتن قانون بقای جرم حجم کنترل به صورت رابطه زیر خواهد بود.

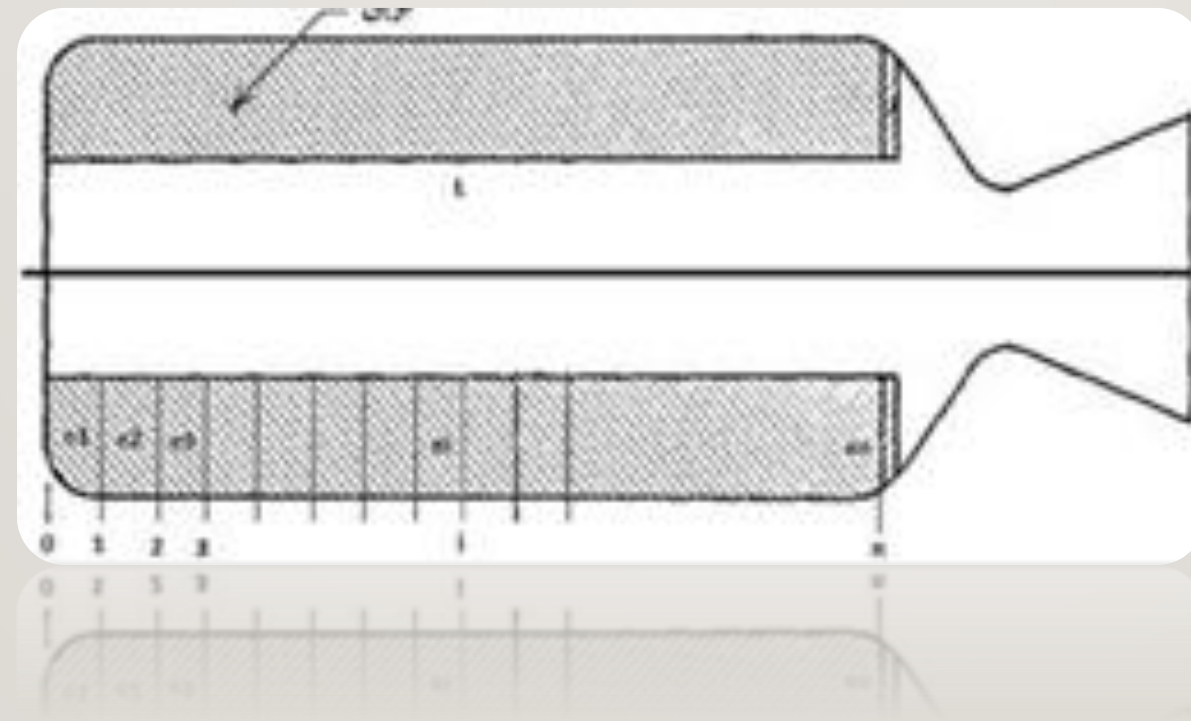
$$P_c^{t+1} = P_c^t + \frac{\Delta t R T_0}{V_c} (A_b^t \rho_p r^t - C_D A_t P_c^t)$$

تزریق جرم در واقع جایگزین تولید محصولات احتراق شده است که در راستای عمود بر سطح سوزش اتفاق می افتد. 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 می شود.

دو جریان گاز که در محل تزریق به هم می رسند دارای گرمای ویژه و انسانی سکون بر ابراند زیرا حاصل احتراق از یک ماده پیشران هستند



سطح مقطع کانال درون گرین سطحی است که کارهای احتراقی از درون آن به سمت شیپوره حرکت میکنند. در هر المان و در هر لحظه این سطح ثابت فرض می شود ولی مقدار سطح مقطع کانال در طول زمان متغیر است .
منطق حل بالستیک داخلی صفر بعدی و یک بعدی منی بر تکرار و به این صورت می باشد که نخست طول گرین به چندین آلمان تقسیم می شود. فشار در ابتدای آلمان در سر موتور تخمین زده می شود و بر پایه ان dim در این المان محاسبه می شود. بر پایه این dim فشار در ابتدای المان دوم بدست می آید و به همین ترتیب تا انتهای موتور یعنی پشت نازل فشار و دبی جرمی محاسبه می شود. با توجه به هندسه ی نازل و فشار پشت آن دبی جرمی خروجی از نازل با دبی جرمی انتهای گرین برابر نباشد تخمین زده شده نیاز به اصلاح دارد.



در شبیه سازی جریان داخل محفظه تعادل شیمیایی در درون محفظه احتراق برقرار است و به جریان عبوری از نازل ارتباط پیدا نمی کنند. این شرایط به تعادل ایستا معروف است. در گرین های پیشرانه سوخت جامد سطح سوزش در جهت عمود بر سطح در حال سوزش پسروی میکند و می سوزد. نرخ پسروی با در اصطلاح نرخ سوزش معمولاً بر حسب اینچ در ثانیه یا میلی متر بر ثانیه در نظر گرفته می شود. دانستن کمیت نرخ سوزش پیشرانه و نحوه تغییرات آن در شرایط مختلف اساس یک طراحی صحیح و موفق در موتورهای سوخت جامد است.

ابعاد دهی و طراحی موتور

هدف رساندین ورودی های موجود موتور با توجه به بالستیک داخلی و الگوریتم بیان شده به خروجی های مطلوب است. فرآیند محاسباتی تکرارپذیر و با سعی و خطا انجام می شود. با استفاده از برنامه کدنویسی SRM پارامترهای ورودی اعمال و اطلاعات خروجی دریافت می گردد و در ادامه ی آن با استفاده از نرم افزار احتراقی GDL مقایسه و بررسی نهایی بعضی از ویژگی های موتور انجام می گردد. طراحی از اطلاعات بالادست شروع به سمت نتایج در هر مرحله پایین دستی منجر می شود. متناسب با الگوریتم بیان شده بخش های اصلی طراحی در ۲ قسمت تقسیم شده اند.

➤ بخش ابعادی موتور

➤ بخش احتراقی موتور

➤ بخش عملکردی موتور

➤ بخش سازه ای موتور

با استفاده از نرم افزار 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 فشار محفظه بالا رود و این امر یا کاهش قطر گلوگاه میسر است.

ابعاد دهی و طراحی موتور

هدف رساندین ورودی های موجود موتور با توجه به بالستیک داخلی و الگوریتم بیان شده به خروجی های مطلوب است. فرآیند محاسباتی تکرارپذیر و با سعی و خطا انجام می شود. با استفاده از برنامه کدنویسی SRM پارامترهای ورودی اعمال و اطلاعات خروجی دریافت می گردد و در ادامه ی آن با استفاده از نرم افزار احتراقی GDL مقایسه و بررسی نهایی بعضی از ویژگی های موتور انجام می گردد. طراحی از اطلاعات بالادست شروع به سمت نتایج در هر مرحله پایین دستی منجر می شود. متناسب با الگوریتم بیان شده بخش های اصلی طراحی در ۲ قسمت تقسیم شده اند.

➤ بخش ابعادی موتور

➤ بخش احتراقی موتور

➤ بخش عملکردی موتور

➤ بخش سازه ای موتور

با استفاده از نرم افزار 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 فشار محفظه بالا رود و این امر یا کاهش قطر گلوگاه میسر است.

طراحی راکت و جانمایی اجزا

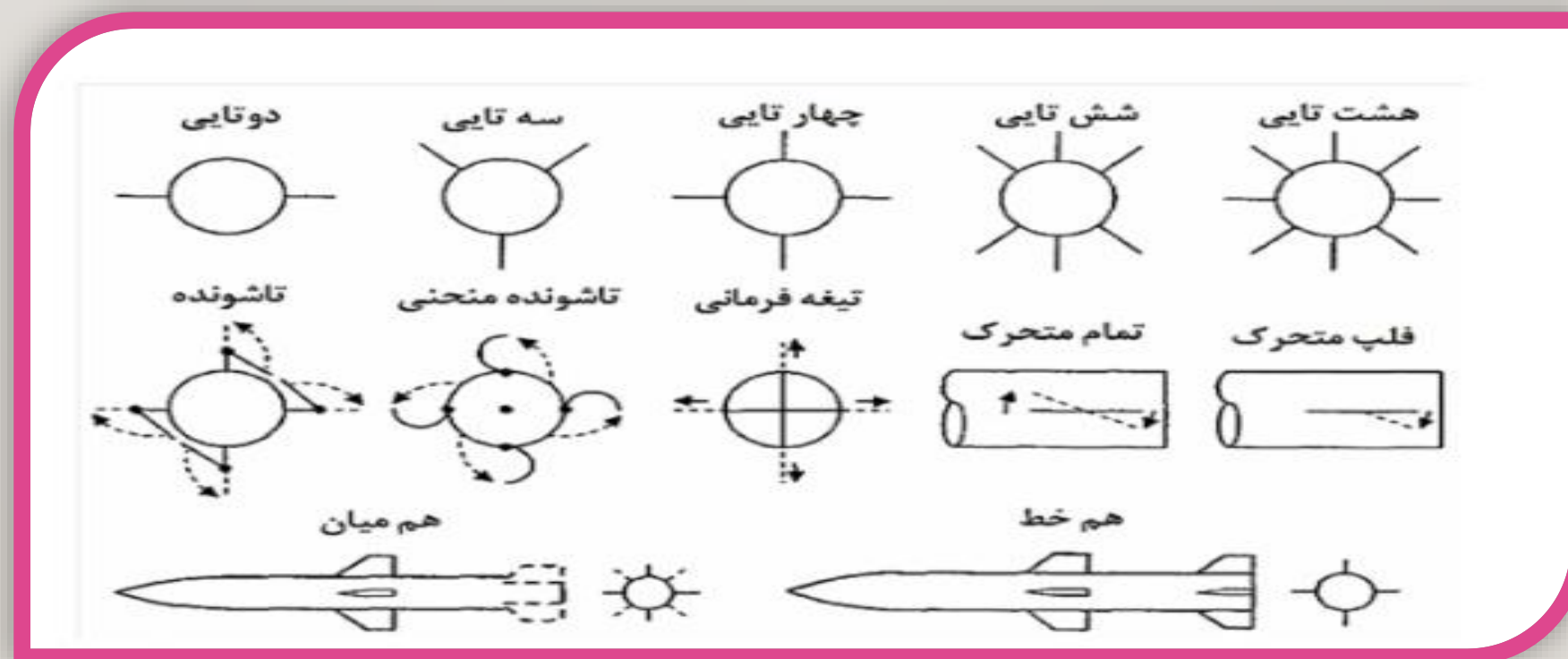
راکت کاوش سامانه ای کوچک و یک پارچه است که اجزای آن جانمایی مشخصی دارند و برای یک پرواز پایدار با توانایی حمل بار مفید معین مورد استفاده محققان و پژوهشگران قرار میگیرد. در برخی از این نوع راکت ها به نحوه سیستم خروجی برای بار مفید و سیستم بازگشتی آن پرداخته میشود. در این تحقیق توانایی طراحی ایرودینامیکی راکت تعیین یک بار مفید در سامانه راکت کاوش و تاثیر آن بر ارتفاع پرواز استفاده از سه بانک پایدار کننده روی بدنه و تلفیق موتور با راکت و تخمین ارتفاع پرواز از مهمترین اهداف پیش رو می باشد. اولین قدم در طراحی انتخاب قطر و هندسه مقطع بدنه است. گرایش به قطرهای کوچک تر پیسای کمتر و ابعاد عرضی کوچک تر به منظور بهبود در قابلیت تطبیق بیشتر با سکوی پرتاب را به دنبال دارد.

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

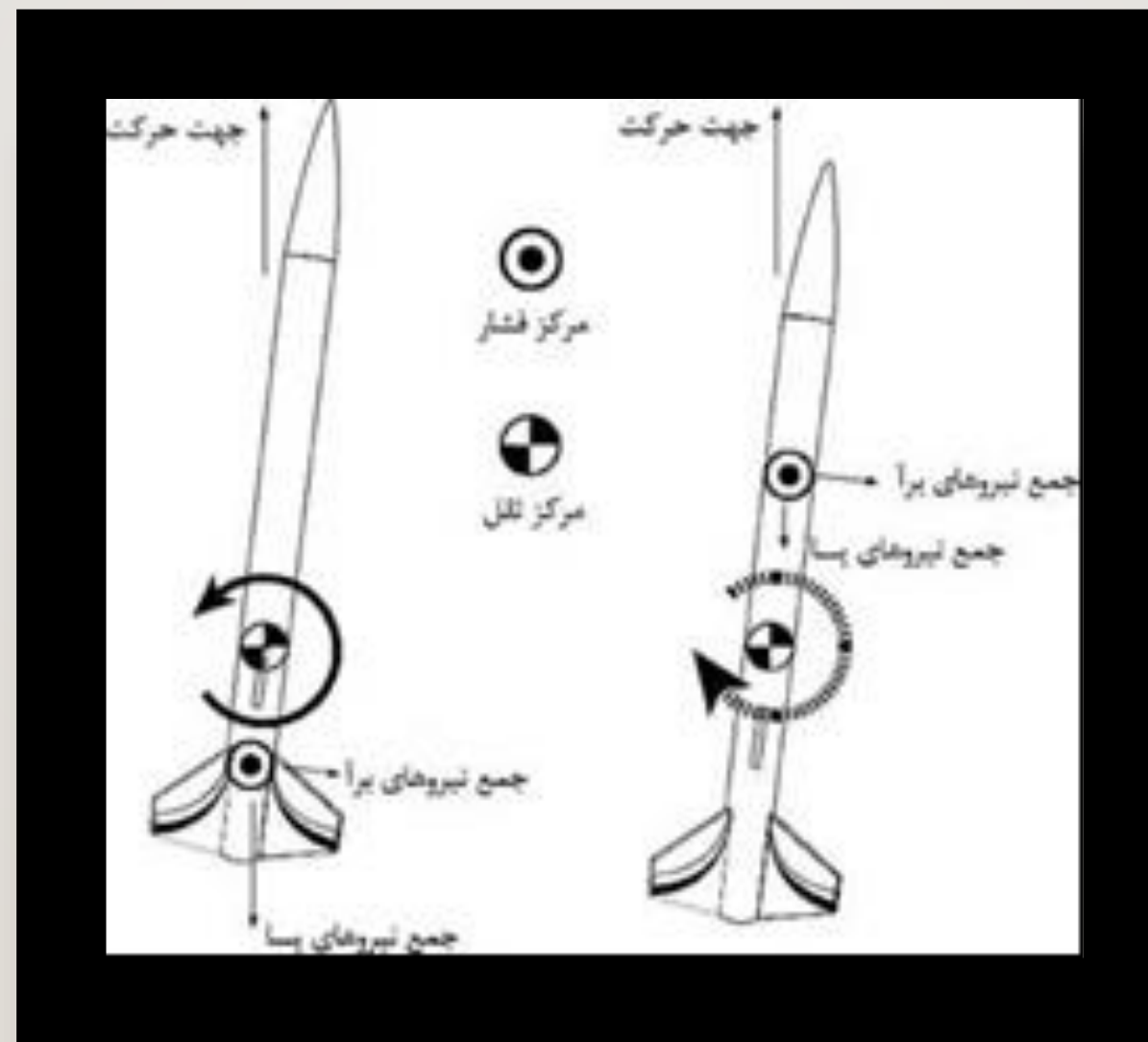
نیروی پسا پارامتر اصلی طراحی در ارضای نیازمندی های برد. پروازی راکت کاوش به ویژه در محدوده پرواز صوتی است. برای راکت ها و موشک های تاکتیکی نسبت ظرافت که همان نسبت طول به عرض است بین ۵ تا ۳۰ میباشد. این نسبت با توجه به نوع نیاز و ماموریت تعریف می شود. در بسیاری از موشک ها و راکت ها مقطع میانی استوانه ای شکل است. این فرم از دیدگاه پایی و سهولت ساخت و تحمل بارهای مزایای زیادی دارد. از طرفی دیگر بسای اصطکاکی سهم اصلی از پسای مادون صوت دارد. ضریب بسای اصطکاکی با نسبت منظری ارتباط دارد. این ضریب تابع ضعیفی از عدد ماخ M ، فشار دینامیک q و طول بدنه l می باشد.

$$C_{D_0 \text{ Body Friction}} = 0.053 \left(\frac{l}{d} \right) \left[\frac{M}{ql} \right]^{0.2}$$

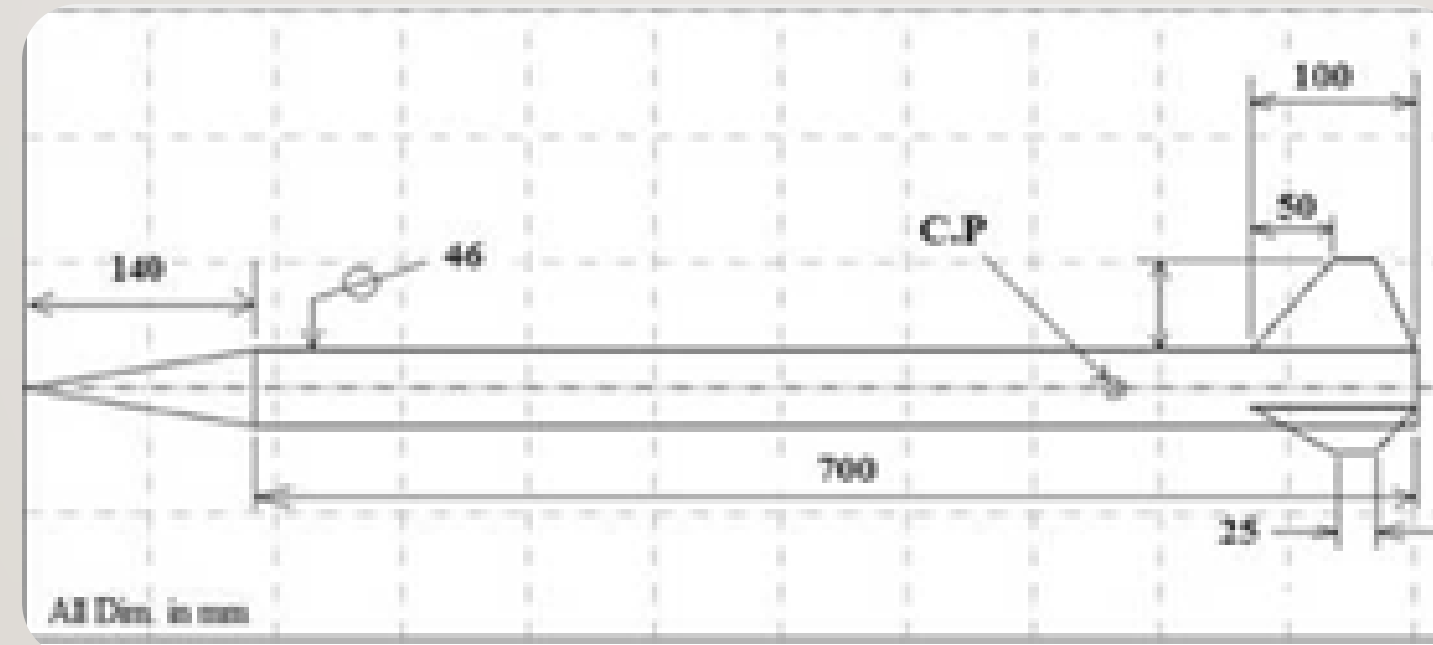
دماغه ها با فرم های مختلفی در موشک ها و راکتها مورد استفاده قرار میگیرند که عمومی ترین آن ها فرم مخروطی قوسی جناغی نیم کروی یخ دار با هرمی و چند لندی می باشد. عموما برای هماهنگ کردن بین مشخصه های آیرودینامیکی محدوده سرعت پروازی و استحکام سازه ای نقطه ی طراحی انتخاب می گردد. در طراحی دماغه نوع مخروطی انتخاب می شود. مقدار کمی گرد کردن نوک حمله جماعه مطلوب است. این کار باعث کم کردن تمرکز تنش های موضعی و حرارت ایجاد شده در قسمت نوک می شود. جز نهایی بالک ها پایدار کننده هستند. انواع هندسه برای سطوح پایداری و کنترل وجود دارد دوزنقه ای ملتی، مستطیلی، باریک شونده و مستطیل ناقص پارامترهای هندسی سطوح بیان شده شامل نسبت مخروطی، بسبت منظری مکان مرکز فشار و وتر متوسط آیرودینامیکی می باشند. مرکز آیرودینامیکی که برای سطوح متقارن بدون الحنا مشابه مرکز فشار است. طراحی سطوح شامل تعداد و نوع تاشونده، تاشونده ی منحنی و تیغه فرمانی می باشد. تعداد سطوح در انتهای راکت ممکن است سه تایی صلیبی با پیش تر باشند. باید توجه داشت که برای تدارک پایداری استاتیکی نیاز به حداقل سه بانگ می باشد. برای تامین پایداری استاتیکی یک راکت با پیکربندی بدنه، بالک ها و دماغه باید نقش هر کدام در نظر گرفته شود که در تصویر زیر نشان داده شده است.



قرار گرفتن مرکز ایرودینامیکی راکت در جلوی مرکز نقل ایجاد ناپایداری می نماید و برای جبران آن سیار به بالک بزرگ تر میباشد. با توجه به هدف کنونی که پایداری استاتیکی است. نیازی به سطوح کنترلی کانارد و چند تبعه ای نمی باشد. از طرفی نیازمند حداقل ضریب درگ برای پرواز عمودی می باشد که از تعداد ۳ بالک استفاده شده است. سکوی پرتاب مورد نظر این راکت از نوع گیره ای است و بانک ها نیازی به جمع شدن و تیغه فرمانی ندارند و بالک یا اتصال ثابت مناسب است.



نرم افزار RAS AERO بر اساس آنالیز آیرودینامیکی، توانایی شبیه سازی پرواز راکت های پر قدرت آماتوری و کاوش را انجام می دهد. ورودی برنامه شامل طول بدنه اصلی ۸۴ سانتی متر بانک های دوزنقه ای نامتقارن ۳ گانه با مقطع ایرفویل biconvex، دماغه مخروطی با زاویه ۱۸ درجه و طول ۱۴ سانتی متر می باشد. جزئیات و مقیاس طراحی بدنه راکت در تصویر زیر نشان داده شده است.



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 پشرانه و درپوش موتور به همراه اتصال های پیچی برای ساخت نازل، استوانه ی تویر فولادی با قطر ۴۰ میلی متر و طول ۸۰ میلی متر نیاز است که با توجه به امکانات روش برآش و فرزکاری قطعه مناسب میباشد. منطق تراشکاری این قطعه به نوبه خود جالب است. ابتدا سوراخی در وسط استوانه و به صورت سراسری ایجاد می گردد که هم اندازه قطر گلوگاه خواهد بود و سپس با تنظیم استوانه فولادی در سه نظام دستگاه تراش قسمت همگرا با زاویه ۳۰ درجه به صورت تراش کونیکال انجام می گردد. در ادامه سطح دایروی که درون محفظه قرار می گیرد. تراشیده میگردد و روی آن محل قرارگیری رینگ پلاستیکی نیز تعبیه می گردد. برای ایجاد قسمت واگرا، قطعه باز می شود و معکوس درون سه نظام تنظیم و بسته می شود. اکنون با زاویه ۱۲ درجه تراش مخروطی قسمت واگرا به پایان می رسد. جرم قطعه در حالت جام ۳/۸۵ کیلوگرم می باشد که بعد از عملیات تراشکاری ۴۰۰ گرم می شود.



محفظه احتراق از یک لوله استیل تهیه میشود. برای تولید و فرآوری گرین پشیرانه چندین روش صنعتی وجود دارد. با توجه به امکانات و نوع ماده پشیران روش قالب گیری مناسب خواهد بود. اجزای پشیرانه باید به خوبی پودر شوند تا حداکثر اندازه ذرات ۱۵۰ میکرون باشد. بعد از خرد کردن اجزا و مخلوط نمودن آنها با یک دیگر، مرحله تخت و قالب گیری آغاز می گردد. با استفاده از یک گرمکن الکتریکی که توانایی اندازه گیری دما را داشته باشد. مواد را حرارت می دهیم. مخلوط پشیرانه به شدت چسبنده و داغ است. ۴ عدد بلوک تهیه شده توسط ماده ای اشتغال پذیر که ترکیبی از باروت سیاه استون و پلیمر فعال است. متصل میشوند. این ماده برای اشتغال اولیه سطح گرین موثر است.

درپوش موتور به صورت لیوانی و با توجه به هندسه بیان شده تراش داده می شود. جای رینگ پلاستیکی نیز روی آن تراش داده می شود جهت اتصال نازل و درپوش موتور در صحیح ترین نقطه سوراخ کاری با عمق ۸ میلی متر صورت میگیرد و رزوه شماره ۴ در آن تراشیده می شود. باید دقت کرد ۶ سوراخ به صورت متقارن ایجاد گردد. با جاردن رینگ های پلاستیکی برای نازل و درپوش و عایق کردن گرین ها با فویل آلومینیومی موتور آماده مونتاز می گردد. ابتدا نازل متصل و بسته می گردد. سپس گرین ها با چسب حرارتی جاگذاری می شوند.



در ادامه در بوش موتور متصل و جاگذاری می گردد. دقت و تجربه فنی در جاگذاری و آب بندی اجزا اهمیت ویژه ای دارد. حرم کل موتور ۱/۳ کیلوگرم است. دو کوپلینگ تفلونی روی محل اتصال نازل و دریوش قرار داده شده است تا در صورت آزمایش پروازی درون بدنه راکت جا با گیرد. بدنه راکت دارای ۳ بانک انتهایی از جنس پلاستیک پلکسی گلس است که با موتور طراحی و ساخته شده تجهیز می گردد 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.



اکنون جرم کل موتور و راکت مشخص است با اضافه کردن مشخصات نیروی موتور به بانک موتورهای نرم افزار RAS AERO به محاسبه و شبیه سازی ارتفاع و مشخصه های عملکردی پرواز قبل از آزمایش پرداخته شد. اطلاعات موتور به صورت قابل text شامل داده های زمان نیرو، جرم کل موتور جرم کل راکت چرم پیشرانه و نام موتور است. با در نظر گرفتن شرایط ایمنی آزمایش پروازی (آزمایش عمودی راکت) مشخصات به صورت زیر خواهد بود.

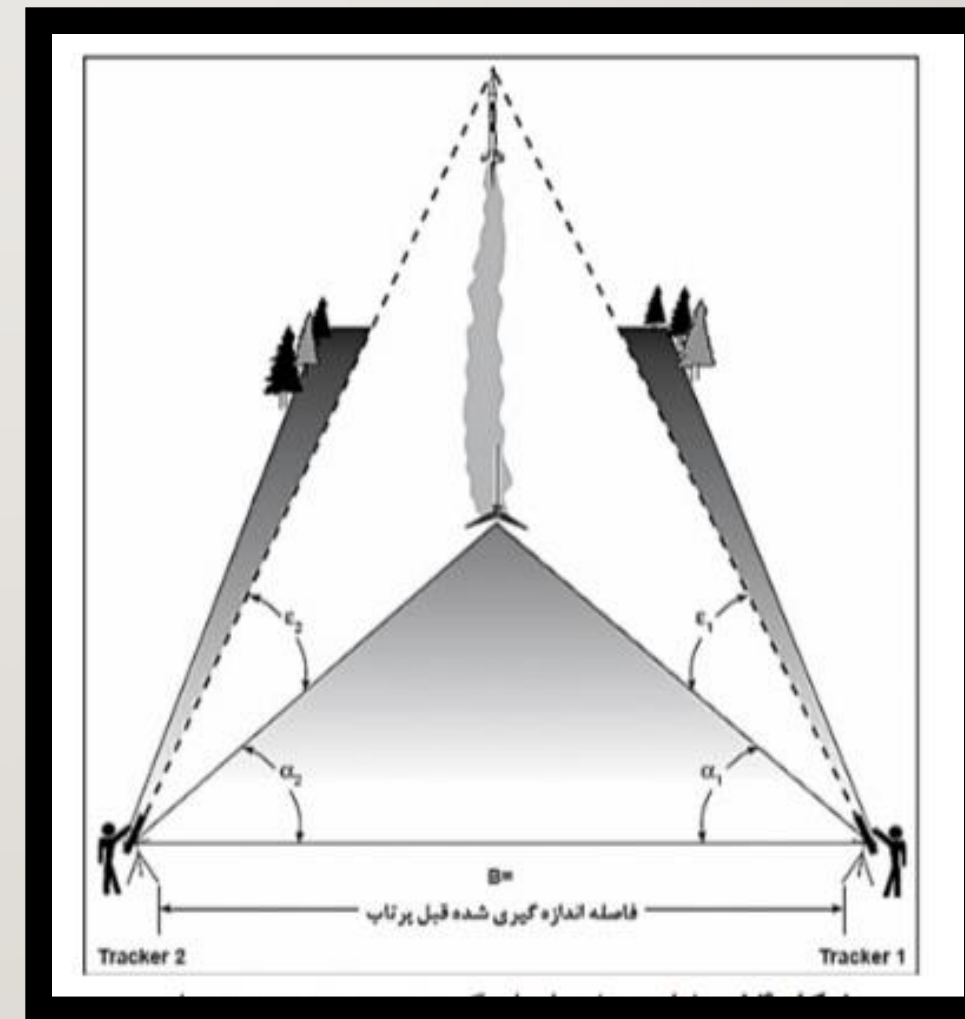
جدول ۳- مقادیر شبیه سازی پرواز

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

با بررسی عکس های ماهواره ای و میدانی و هماهنگی با مراجع نظامی و انتظامی، محلی مناسب و بی خطر در نزدیکی دریای خلیج فارس انتخاب و سکوی قرارگیری و آزمایش نیز مستقر می گردد. برای محاسبه ارتفاع با استفاده از رصد زمینی و از روش دو دیدبان می توان مقادیر عددی مناسبی بدون تجهیزات اندازه گیری دیجیتال بدست آورد.

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

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



با جاگذاری آتش زنه الکترونیکی و رعایت تمام موارد ایمنی و عملی آزمایش پروازی انجام گرفت. لحظه ی برخاست راکت تاف ۱ در تصویر زیر نشان داده شده است.

نتایج عملیاتی و اندازه گیری با دوربین های 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 می باشد.



منابع

- [1] Singh, S. Solid Rocket Motor for Experimental Sounding Rockets, Advances in Aerospace Science and Applications, Research India Publication, Vol. 3. No. 3, 2013.
- [2] Meyerowitz, G. Experimental Rocket Motor Safety & Standards Manual, YPL. Director in Yale University, June 2013.
- [3] Terzic 1. Zecevic B, Buskaud M., Catovic A., sabina S. K.. Prediction of internal ballistic parameters of solid propellant rocket motors, international armanent Conference, Poland.2010.
- [4] 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,
- [5] MSFC-DOC-1622, Advanced Solid Rocket Motor Design and Performance Requirement Document, G.C. Marshal Space Flight Center, Alabama.
- [6] NASA, Solid Propellant Selection and Characterization, NASA SP-8064, June 1971 .
- [7] NASA. Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistic. NASA SP-8076, March1972.
- [8] Jacib. Dennis, James, Villarreal, A primer for University level solid rocket motor research and development, ALAA Aerospace Sciences, 2010 Florida.
- [9] Bertrand, Capt., Brinley, R., Rocket Manual for Amateurs", Ballantine Books, 1964.

با تشکر از توجه شما

