

تدوین طراحی مفهومی بوسترهای جانبی سوخت جامد طبق نظریه طراحی مشارکتی

علیرضا باصحبت نوینزاده^۱؛ مصطفی محمدی^{۲*}؛ مصطفی ذاکری^۲

چکیده

در مقاله‌ی حاضر روند طراحی مفهومی بوستر جانبی سوخت جامد ارائه می‌شود. این فرآیند بر اساس طراحی مفهومی موتورهای سوخت جامد و به کمک مطالعه‌ی آماری بر روی بوسترهای سوخت جامد موجود در جهان استخراج گردیده است. طراحی مفهومی، به کمک نظریه‌ی طراحی مشارکتی که قابلیت تداخل کاربر در تغییر عوامل ورودی را فراهم می‌آورد انجام شده است. محدودیت‌های موجود بر روی عوامل موتور در روند طراحی در نظر گرفته شده است و با اطلاعات آماری تطبیق داده می‌شود. در راستای این طراحی، نرم‌افزار طراحی موتور سوخت جامد و شبیه‌سازی پرواز موشک نیز تهیه و بکار گرفته شده است.

کلمات کلیدی : طراحی مفهومی، موتور سوخت جامد، سیکل طراحی بوسترهای جانبی، طراحی مشارکتی

Design of Solid Rocket Booster based on Collaborative Design Theory

A.Novinzadeh, M.Mohammadi and M.Zakeri

ABSTRACT

In this study, a design cycle of strap on booster is presented. This procedure, based on conceptual design of solid rocket motor and statistical studies of strap on booster, is derived. The conceptual design, usages the collaborative design that enables the user interfaces to affection the design parameters. Afterwards, the software of solid rocket design and simulation of missile flight has been produced.

KEYWORDS : Strap on Booster Design, Conceptual Design, Solid Rocket Motor

۱- مقدمه

عوامل موتور و همچنین نیروهای وارد بر موشک در طول مسیر محاسبه می‌شود. در پایان می‌توان از این نرم‌افزار برای بوستردار نمودن موشک‌های موجود در کشور استفاده نمود.

۲- طراحی مفهومی موتور سوخت جامد

۱-۲- راکت ایده‌آل

مفهوم سیستم پیشران ایده‌آل برای بیان مفاهیم ترمودینامیکی در قالب روابط ساده‌ی ریاضی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

دستیابی به فناوری بکارگیری بوسترهای جانبی برای افزایش انرژی موشک‌های موجود در کشور ضروری است. بدلیل اهمیت افزایش بار محموله در هر پرتاب و اثر آن بر هزینه‌ی تمام شده‌ی مأموریت، پیشرفت صنعت در این راستا بسیار مهم است. در این پژوهش در نظر داریم، با تدوین روند طراحی مفهومی ماهواره‌برهای بوستردار، روند و نرم‌افزار طراحی این نوع موشک تدوین گردد. در نرم‌افزار با بکارگیری طراحی موتور سوخت جامد و انجام شبیه‌سازی پرواز موشک همه‌ی

تاریخ دریافت مقاله: ۱۳۸۹/۵/۲۵

تاریخ اصلاحات مقاله: ۱۳۹۰/۷/۴

^۱ استادیار، عضو هیئت علمی دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی (novinzadeh@gmail.com)

^۲ نویسنده مسئول و دانشکده هوافضا خواجه نصیرالدین طوسی، رشته مهندسی فضایی، کارشناسی ارشد، (mms.mohammadi@gmail.com)

^۲ دانشکده هوافضا خواجه نصیرالدین طوسی، رشته مهندسی فضایی، کارشناسی ارشد، (mostafa.zakeri5@gmail.com)

۵- فشار خروجی نازل P_e

خروجی‌های برنامه‌ی طراحی موتور عبارتند از:

ماخ جریان خروجی (M_e) ، دبی جریان خروجی (\dot{m}) ،
سطح گلوگاه (A_t) ، ضریب نیروی موتور (C_f) ، نیروی موتور
در شرایط انبساط کامل (T) ، ضربه ویژه (Isp)
عوامل مستقل و وابسته در جدول (۱) ارائه شده‌اند.

جدول (۱): عوامل مستقل و وابسته در طراحی موتور

نوع عامل	عامل	نام عامل (واحد)	
		مستقل	وابسته
	γ	×	نسبت حرارتی ویژه
	R	×	ثابت گاز $(m^2/sec^2 \text{ } ^\circ K)$
	T_f	×	دمای شعله $(^\circ K)$
	P_c	×	فشار محفظه احتراق (bar)
	P_e	×	فشار خروجی نازل (bar)
×	M_e		ماخ جریان خروجی از موتور
×	A_p/A_t		نسبت سطح خروجی به گلوگاه
×	A_t		سطح گلوگاه (m^2)
	D_e	×	قطر خروجی نازل (m)
×	C_f		ضریب نازل
×	Th		تراست (N)
×	I_{sp}		ضربه ویژه (sec)
×	\dot{m}		دبی جرمی (kg/sec)
	K_f	×	افت تراست

۲-۳- روابط نازل

در فرایند طراحی موتور سیستم نازل یکی از مهم‌ترین بخش‌های طراحی را تشکیل می‌دهد. نازل وظیفه‌ی انبساط گازها با حداقل افزایش بی‌نظمی برای ایجاد بیش‌ترین ضربه‌ی ویژه را بر عهده دارد. شکل نازل از نظر هندسه و ابعاد معیار حداقل افزایش بی‌نظمی را تعیین نماید. عواملی مانند فشار خروجی، فشار داخلی، دمای اولیه‌ی سوخت، درصد آلومینیوم ترکیبی، نوع سوخت، سطح گلوگاه و سطح خروجی نازل تعیین‌کننده‌ی بیشترین Isp هستند. با بدست آوردن جرم پیشران و داشتن ضریب سازه و قطر بوستر در طراحی آماری، طراحی موتور آغاز شود. با داشتن ضریب حرارتی ویژه گازهای خروجی γ ، فشار محفظه احتراق P_c و فشار خروجی گازها P_e ، می‌توان ماخ جریان خروجی (M_e) ، نسبت سطح خروجی گازها به گلوگاه $(\frac{A_e}{A_t})$ و ضریب تراست (C_f) را با فرض جریان ایزنتروپیک از روابط زیر بدست آورد.

این معادلات، نازل شبه یک بعدی را توصیف می‌نمایند که ساده شده‌ی معادلات دو یا سه بعدی جریان در حالت واقعی هستند. کارائی سیستم پیشران موتور راکت در حالت واقعی بین ۶-۱ درصد کمتر از مقدار محاسبه شده در حالت ایده‌آل آن است [۶]. بنابراین می‌توان از عوامل بدست آمده در حالت ایده‌آل، با یک ضریب اصلاحی استفاده نمود. در موتور سوخت جامد، سوخت باید همگن و یکنواخت باشد و با نرخ ثابتی بسوزد. در این بخش محاسبات مربوط به سیستم پیشران بوستر مورد بررسی قرار گرفته است. گفتنی است که محاسبات مربوط به این قسمت می‌تواند در روند طراحی اهمیت داشته باشد. زیرا همه عوامل دیگر از جمله ابعاد، وزن موتور، زمان سوزش و... بسته به مقادیر عوامل مختلف سیستم پیشران قابل محاسبه است. رعایت الگوی مناسب در تخمین داده‌های اولیه و نیز تجربه کافی، می‌تواند به اجرای این روند طراحی کمک نموده و دید مناسبی را از مقادیر مختلف عوامل به طراح دهد. در ادامه به این روند اشاره شده است. الگوی طراحی موردنظر با تخمین برخی از عوامل با استفاده از اطلاعات آماری شروع می‌شود و در پایان، این مقادیر که به شکل تخمینی وارد محاسبات شده است در حلقه‌های روند طراحی اصلاح می‌شوند. این مقادیر اولیه از نظر تعداد و مقدار، می‌تواند در اجرای روند طراحی یاد شده اثرگذار باشد. بدیهی است که تخمین تعداد کمتری از عوامل برای کاربر مناسب‌تر خواهد بود. کد نرم‌افزاری مورد استفاده در این طراحی، نرم‌افزار اکسل و متلب بوده است. با توجه به قابلیت این نرم‌افزارها در انجام محاسبات ریاضی و نیز اجرای حلقه ۱ و قابلیت‌های گرافیکی، می‌توان از آن برای این طراحی استفاده نمود [۶].

۲-۲- عوامل طراحی موتور سوخت جامد

منظور از طراحی موتور تعیین نیروی موتور، ضربه ویژه، سطح گلوگاه و دبی جرمی آن است. به طور کلی عوامل طراحی در دو دسته‌ی زیر قرار می‌گیرند:

۱- عوامل مستقل

۲- عوامل وابسته

در روابط ارائه شده برای طراحی موتور، عوامل مستقل و مقادیر آنها که به عنوان ورودی‌های برنامه‌ی طراحی محسوب می‌شوند عبارتند از [۶]:

۱- نسبت حرارتی ویژه γ

۲- ثابت گاز R

۳- دمای شعله T_f

۴- فشار محفظه‌ی احتراق P_c



ضخامت پوسته، عایق و لاینر را برابر با ۸ میلی‌متر در نظر گرفته‌ایم. ضریب بار ۳ موتور از رابطه (۸) محاسبه می‌شود:

$$\lambda = \frac{\text{حجم پر موتور}}{\text{حجم کل موتور}} \quad (۸)$$

سطح مقطع سوخت (A_{fuel}) را می‌توان با فرض توزیع یکنواخت سوخت در طول موتور از رابطه‌ی (۹) بدست آورد [۶]:

$$A_{fuel} = \lambda \frac{\pi D_G^2}{4} \quad (۹)$$

همچنین سطح مجرای عبور گازها، که در محاسبه معیار $\frac{A_p}{A_t}$ به کار می‌رود، از رابطه (۱۰) بدست می‌آید [۶]:

$$A_p = (1-\lambda) \frac{\pi D_G^2}{4} \quad (۱۰)$$

و بدین ترتیب با داشتن چگالی سوخت، می‌توان طول گرین را بدست آورد [۶]:

$$L_G = \frac{m_p}{\rho A_{fuel}} \quad (۱۱)$$

۲-۷- تعیین طول نازل

طول نازل تابع متغیرهای متفاوتی مانند سطح رانش، فشار محفظه و نسبت انبساط است. برای تعیین طول نازل به طور تحلیلی، فرضیات زیر را در نظر می‌گیریم:

فشار محفظه‌ی احتراق p_c باشد.

نسبت حرارتی ویژه‌ی سوخت γ باشد.

فشار خروجی نازل p_e باشد.

نصف زاویه همگرا β باشد.

نصف زاویه واگرا α باشد.

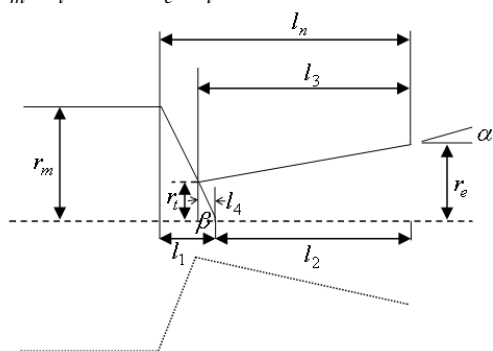
با استفاده از شکل (۱) طول نازل l_n بصورت زیر محاسبه می‌شود [۶]:

$$l_n = l_1 + l_2$$

$$l_1 = r_m \cot \beta$$

$$l_2 = l_3 - l_4 = (r_e - r_t) \cot \alpha - r_t \cot \beta$$

$$\rightarrow l_n = (r_m - r_t) \cot \beta + (r_e - r_t) \cot \alpha \quad (۱۲)$$



شکل (۱): نازل موتور سوخت جامد

(۱) محاسبه‌ی M_e

$$(p_c, p_e, \gamma) \rightarrow M_e \quad (۱)$$

(۲) محاسبه‌ی سطح گلوگاه موتور (A_t)

$$(M_e, A_e, \gamma) \rightarrow A_t \quad (۲)$$

(۳) محاسبه‌ی دبی خروجی موتور (\dot{m})

$$(p_c, A_t, \gamma, R, T_f) \rightarrow \dot{m} \quad (۳)$$

(۴) محاسبه تراسست موتور (T)

$$(p_c, p_e, \gamma) \rightarrow c_f; \rightarrow T = \int p ds = p_c A_t c_f \quad (۴)$$

۲-۴- نرخ سوزش

نرخ سوزش به فشار داخل محفظه‌ی احتراق، جنس و دمای سوخت بستگی دارد. معروف‌ترین رابطه‌ای که به طور گسترده در شبیه‌سازی‌های سوزش استفاده می‌شود در رابطه (۵) آمده است [۶]:

$$\dot{r} = a p_c^n \quad (۵)$$

a و n عوامل مربوط به مشخصات سوخت هستند و طور تجربی بدست می‌آیند. در محاسبات مربوط به موتور بوستر $n = 0.4$ و $a = 0.9$ است. از نرخ سوزش برای تعیین ضخامت سوخت درون موتور استفاده می‌شود [۶].

۲-۵- طراحی گرین

گرین، شکل ساختار یافته‌ای از سوخت درون موتور است. نوع سوخت و هندسه‌ی گرین ویژگی‌های عملکردی موتور را تعیین می‌نماید. یکی از عوامل گرین، هندسه‌ی آن است. در واقع هندسه‌ی گرین مشخص‌کننده‌ی افزایشی، کاهش‌ی یا خنثی بودن روند تراسست است. با بررسی هندسه‌های مختلف، خواهیم دید هندسه‌ی ستاره‌ای با تولید تراسست ثابت، در طول عملکرد موتور برای استفاده در بوسترهای جانبی مناسب است [۶].

سطح سوزش در مدت زمان کارکرد موتور به طور تقریبی ثابت است (با اختلاف $\pm 15\%$). با ثابت بودن سطح سوزش، دبی جرمی موتور نیز از رابطه‌ی (۶) ثابت بدست می‌آید [۶]:

$$\dot{m} = A_b \dot{r} \rho \quad (۶)$$

بنابراین با ثابت بودن دبی جرمی، تراسست موتور نیز ثابت می‌شود.

۲-۶- تعیین طول سوخت

قطر خارجی گرین از رابطه‌ی (۷) محاسبه می‌شود [۶]:

$$D_{G_e} = D - 2(\delta_c + \delta_i + \delta_l) \quad (۷)$$

در فرمول بالا قطر بیرونی موتور، یا همان کالیبر موتور با D ، ضخامت‌های پوسته، عایق و لاینر به ترتیب با δ_c ، δ_i و δ_l و قطر خارجی سوخت با D_{G_e} نمایش داده شده‌اند. مجموع

۳- طراحی سازه‌ی بوستر

در طراحی سازه‌ی موتور، وزن و ابعاد قسمت‌های مختلف موتور محاسبه می‌شود. این قسمت‌ها شامل ۱- وزن و ضخامت پوسته ۲- وزن و ضخامت عدسی سربند و ته‌بند ۳- وزن نازل ۴- وزن آتش‌زنه ۵- وزن عایق ۶- وزن فلنج‌های اتصال است. برای محاسبه‌ی ابعاد و جرم قسمت‌های مختلف موتور بصورت زیر عمل می‌کنیم [۶]:

۳-۱- پوسته

پوسته وظیفه تحمل نیروی بوجود آمده بر اثر احتراق درون موتور را بر عهده دارد. این قسمت ممکن است از مواد فلزی، مواد ترکیبی یا ترکیبی از این دو مواد ساخته شود. ضخامت و وزن پوسته از رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود [۶]:

$$p_c = f_s \cdot MEOP \rightarrow t_{cs} = \frac{p_c r_{cs}}{F_{tu}} \quad (13)$$

برای محاسبه‌ی جرم پوسته از فرمول (۱۴) استفاده می‌نماییم:

$$m_{case} = (\pi D L_G) t_{cs} \rho_{cs} \quad (14)$$

۳-۲- نازل

نازل وظیفه‌ی انبساط محصولات احتراق، با کمترین افزایش بی‌نظمی را به عهده دارد. جرم نازل از فرمول (۱۵) محاسبه می‌شود [۱]:

$$m_{noz} = 0.256 \times 10^{-4} \left[\frac{(m_p c^*)^{1.2} \varepsilon^{0.3}}{p_c^{0.8} t_n^{0.6} (tg(\theta_{cn}))^{0.4}} \right]^{-0.917} \quad (15)$$

سرعت مشخصه‌ی گازهای خروجی از فرمول (۶) قابل محاسبه است:

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{2(\gamma-1)}} \quad (16)$$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t}$$

۳-۳- چاشنی

چاشنی وظیفه‌ی روشن نمودن موتور در ابتدای کار آن را به عهده دارد. این وسیله به صورت یک موتور سوخت جامد کوچک عمل نموده، فشار و دمای مناسب برای شروع احتراق درون محفظه را فراهم می‌آورد. جرم چاشنی به وسیله فرمول (۱۷) محاسبه می‌شود [۶]:

$$m_{ig} = 12.27 V_{port}^{0.571} \quad (17)$$

۳-۴- عایق

عایق وظیفه‌ی محافظت از پوسته در مقابل حرارت تولید شده در محفظه احتراق را دارد. در ابتدای طراحی جرم عایق را از فرمول (۱۸) محاسبه نماییم [۶]:

$$m_{insul} = 0.02 m_{motor} \quad (18)$$

۳-۵- قیدهای طراحی

یکی از عوامل مهم گرین، مجرای عبور گاز (A_p) است. این سطح در شروع کار موتور نباید کوچکتر از سطح گلوگاه باشد. در صورت رعایت نکردن این موضوع در موتور، سوزش فرسایشی بوجود آمده و جرم سازه‌ی خشک آن نیز افزایش می‌یابد. نسبت مساحت گذرگاه به گلوگاه عامل مهم در طراحی است بنابراین در طراحی، قید (۱۹) را که معیار تجربی است در نظر می‌گیریم [۶]:

$$\frac{A_p}{A_t} \geq 2 \quad (19)$$

نسبت وب به کالیبر محدودیت مهم دیگری است که برای پیاده‌سازی هندسه‌ی گرین درون موتور باید در این محدوده قرار گیرد [۶]:

$$0.3 \leq \frac{2 \times web}{D} \leq 0.6 \quad (20)$$

با داشتن نرخ سوزش و زمان کارکرد، ضخامت سوخت درون موتور از رابطه‌ی (۲۱) بدست می‌آید [۶]:

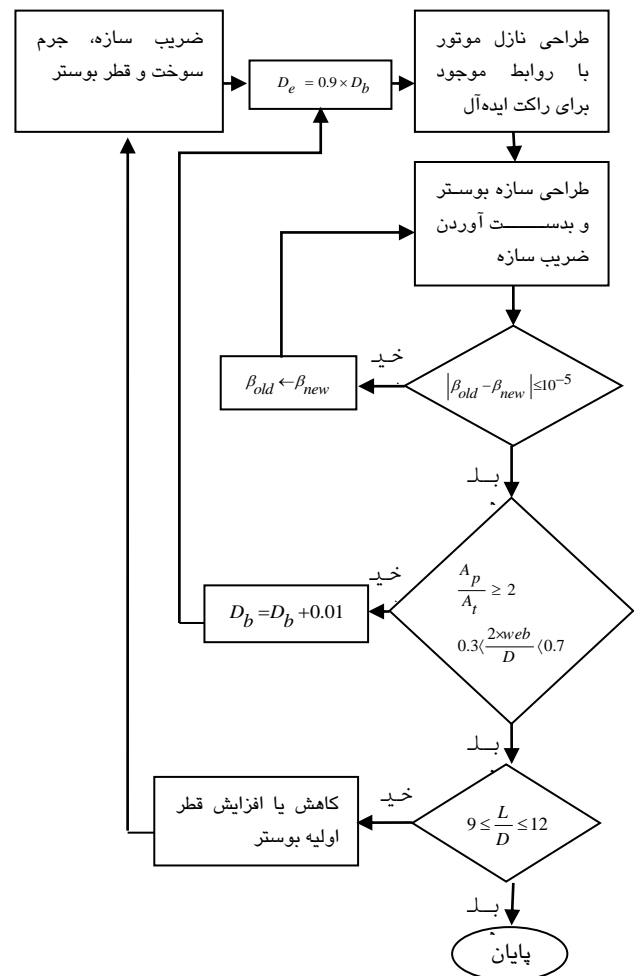
$$web = t_b \times \dot{r} \quad (21)$$

یکی از قیدهایی که در طراحی موتور در نظر می‌گیریم نسبت طول به قطر آن است. در صورت کوچک بودن این نسبت موشک دچار افت آیرودینامیکی، اعمال تراست زیاد، بالا رفتن ضریب سازه، ایجاد شرایط بحرانی سازه و بوجود آمدن مشکل در جدایش بوسترها خواهد شد. همچنین بزرگ بودن این نسبت باعث مشکلات ساختی، افزایش زمان سوزش، مشکل طراحی نازل، احتمال ترک خوردگی سوخت و افزایش ممان اینرسی در زمان جدایش خواهد شد. با بررسی صورت گرفته در بوسترهای جانبی موجود در جهان این عامل بین $\frac{L}{D} \leq 9/17$ بدست آمد [۶]. با استفاده از اطلاعات آماری، قطر اولیه‌ی بوستر را می‌توان از رابطه‌ی (۲۲) محاسبه نمود.

$$D = -0.0088 \times m_{motor}^2 + 0.1796 \times m_{motor} + 0.176 \quad (22)$$

۴- روندنمای طراحی موتور سوخت جامد

با توجه به توضیحات ارائه شده روندنمای طراحی موتور سوخت جامد در شکل (۲) آمده است:



شکل (۲): روندنمای طراحی موتور سوخت جامد

۵- طراحی مفهومی بوسترهای جانبی

در این بخش دو روند، برای طراحی بوسترهای جانبی توضیح داده شده است. در اولین روش بدون تغییر موشک اقدام به طراحی بوسترهای جانبی شده است و در روش دوم با تغییر مشخصات جرمی مرحله‌ی اول و بوستر، نقطه‌ی بهینه‌ی توزیع جرمی موشک و بوستر بدست آمده است.

در طراحی مفهومی و اولیه فرضیات ساده‌کننده‌ای را در نظر می‌گیریم. این فرضیات امکان بررسی کارکرد سیستم برای نیازمندی‌های اولیه مأموریت را فراهم می‌آورد. موتور با توجه به روابط آیزنتروپیک و در حال ایده‌آل آن طراحی شده است. همچنین در شبیه‌سازی، جاذبه زمین را به صورت همگن و یکنواخت در نظر می‌گیریم. این فرضیات در ابتدای هر بخش

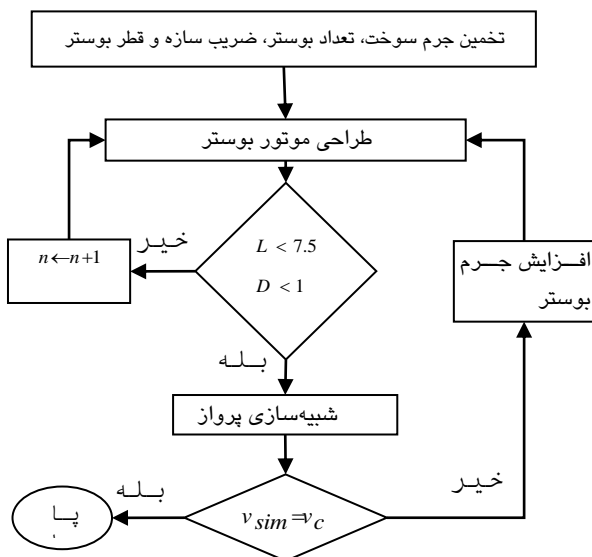
توضیح داده شده است. محدودیت‌های طراحی بوسترهای جانبی نیز عبارتند از [۶]:

- ۱- مأموریت
- ۲- محدودیت شتاب موشک
- ۳- محدودیت فشار دینامیکی موشک
- ۴- محدودیت ابعادی بوستر و موشک
- ۵- ریسک پذیری و قابلیت اطمینان
- ۶- عمر عملکردی
- ۷- قیمت تمام شده

در طراحی اولیه باید محدودیت‌های بالا را در نظر گرفت. روندنمای زیر چگونگی طراحی بوسترهای جانبی را نشان می‌دهد.

۱-۵- طراحی بوسترهای جانبی به روش اول

در طراحی مفهومی موتور بوستر فرض راکت ایده‌آل به طور کامل قابل قبول است، بنابراین از روابط ترمودینامیکی مربوط به موتور استفاده شده است. این روش با تخمین جرم بوسترها شروع می‌شود. بعد از طراحی موتور و شبیه‌سازی در صورت تأمین نشدن نیازمندی‌های مأموریت جرم پیشران افزایش می‌یابد. در برنامه در صورت پاس نشدن محدودیت‌ها می‌توان تعداد بوسترها را افزایش داد. روندنمای این روش طراحی در شکل (۳) ارائه شده است:



شکل (۳): روندنمای طراحی بوستر جانبی به روش اول

این روش را برای بدست آوردن مشخصات بوسترهای

عنوان ورودی طراحی توسط کاربر تخمین زده می‌شود. عامل α نیز که نسبت جرم سوخت مرحله‌ی اول به سوخت بوسترها است بوسیله کاربر وارد چرخه طراحی می‌شود. با تغییر این عامل و ثابت بودن جرم پیشران مرحله‌ی اول و بوسترها، سرعت نهایی موشک تغییر می‌کند. بنابراین در یک مقدار مشخص از عامل α موشک بهترین راندمان را خواهد داشت. در چرخه طراحی در صورتی که ابعاد بوسترها بزرگتر از مقدار مجاز باشد تعداد آنها افزایش می‌یابد. جرم کل مرحله‌ی اول و بوسترها به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$M_T = M_I + \sum_{i=1}^n m_b \quad (23)$$

با یکسان بودن جنس بوسترها فرمول (23) از رابطه (24) بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} M_I &= M'_I + M_{SI} + M_{PI} \\ M_{SI} &= M_{engin} + M_{control} + M_{tank} \\ m_b &= m_s + m_p \\ M_T &= M_I + n \times m_b \end{aligned} \quad (24)$$

بنابراین جرم بوستر از فرمول (25) محاسبه می‌شود:

$$\left. \begin{aligned} \alpha = \frac{n \times m_p}{M_{PI}} \rightarrow M_{PI} = \frac{n \times m_p}{\alpha} \\ M_{tank} = M_{PI} * ATO \end{aligned} \right\} \rightarrow$$

$$M_{tank} = \frac{ATO * n * m_p}{\alpha}$$

$$M_T = M_{PI} + M'_I + M_{engin} + M_{control} + \dots \quad (25)$$

$$\frac{ATO * n * m_p}{\alpha} + \frac{n \times m_p}{\alpha} + n \times m_p \times \left(\frac{1}{1-\beta} \right)$$

$$m_p = \frac{M_T - M_{PI} - M'_I - M_{engin} - M_{control}}{n * \left(\frac{ATO + 1}{\alpha} + \frac{1}{1-\beta} \right)}$$

از فرمول (25) جرم پیشران بوستر محاسبه می‌شود. روندنمای این روش طراحی در شکل (4) نشان داده شده است:

کمکی بکار می‌بریم. شرط پایان طراحی رسیدن به سرعت مداری است. موشک باید به کمک بوسترهای جانبی، محموله‌ای به وزن ۸۰ کیلوگرم را در مدار دایروی در ارتفاع ۴۰۰ کیلومتر قرار دهد. در ابتدا جرم پیشران بوسترها به عنوان ورودی طراحی موتور داده می‌شود و پس از طراحی موتور و بدست آوردن مشخصات آن شبیه‌سازی انجام شده که در صورت رسیدن بار محموله به سرعت مداری، حلقه‌ی طراحی به پایان می‌رسد. این روش در مورد موتورهایی با جرم سوخت ۱۵۰۰، ۲۵۰۰ و ۲۹۰۰ کیلوگرم صورت گرفته که در پایان موشک با دو بوستر به جرم سوخت ۲۹۰۰ کیلوگرم به سرعت مداری موردنظر خواهد رسید. نتایج نهایی در جدول (۲) ارائه شده است:

جدول (۲): مشخصات مداری محاسبه شده در شبیه‌سازی در مورد موشک بوستردار

ارتفاع مداری	سرعت	زاویه مسیر (g)	زاویه پیچ (Φ)
۴۰۰ (km)	۷۷۴۰ (m/s)	۰	-۱۵/۳۳

مشخصات بوستر در جدول (۳) آورده شده است:

جدول (۳): مشخصات بوستر طراحی شده برای موشک

مشخصات عملکردی	
تراست (N)	۱۶۵۱۱۹
زمان سوزش (sec)	۴۰
ضربه‌ی کلی موتور(خلاء) (kN * s)	۷۲۰۰
ضربه‌ی ویژه (sec)	۲۵۰
مشخصات ابعادی (m)	
طول موتور	۶/۷
طول گرین	۵/۵
قطر بوستر	۰/۷
طول نازل	۰/۵
قطر خروجی نازل	۰/۵۵
مشخصات وزنی (kg)	
پوسته	۲۸۰
نازل	۳۵
عایق	۷۰
پیشران	۲۹۰۰
وزن کل موتور	۳۳۷۶/۵
ضریب سازه	۰/۱۵

۲-۵- طراحی بوستر جانبی به روش دوم

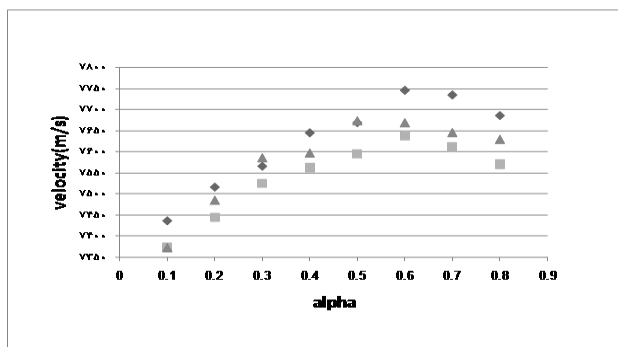
در این روش جرم سوخت بوسترها و مرحله‌ی اول، به

می‌شوند. در برنامه پس از طراحی موتور بوستر و شبیه‌سازی، سرعت نهایی موشک بدست می‌آید. همچنین با تغییر عامل α برنامه زاویه‌ی پیچ، زمان سوزش مرحله‌ی اول و مدت زمان عمود پرواز موشک نیز تغییر نماید. در این روش می‌توان بهترین ترکیب جرم بوسترها و مرحله‌ی اول را بدست آورد. شرط جدایش بوسترها رسیدن موشک به ارتفاع ۳۵ کیلومتری زمین است؛ بنابراین در ترکیب‌های مختلف، زمان جدایش بوسترها از موشک نیز تغییر خواهد کرد. نتایج این روش در جدول (۶) ارائه شده است:

جدول (۴): نحوه‌ی تغییرات سرعت بر حسب α

	۰/۱	۰/۲	۰/۳	۰/۴	۰/۵	۰/۶	۰/۷	۰/۸
۲۴۰۰۰	۷/۳۷	۷/۴۴	۷/۵۲	۷/۵۶	۷/۵۹	۷/۶۳	۷/۶۱	۷/۵۷
۲۴۵۰۰	۷/۳۷	۷/۴۸	۷/۵۸	۷/۵۹	۷/۶۷	۷/۶۶	۷/۶۴	۷/۶۲
۲۵۰۰۰	۷/۴۳	۷/۵۱	۷/۵۶	۷/۶۴	۷/۶۶	۷/۷۴	۷/۷۳	۷/۶۸

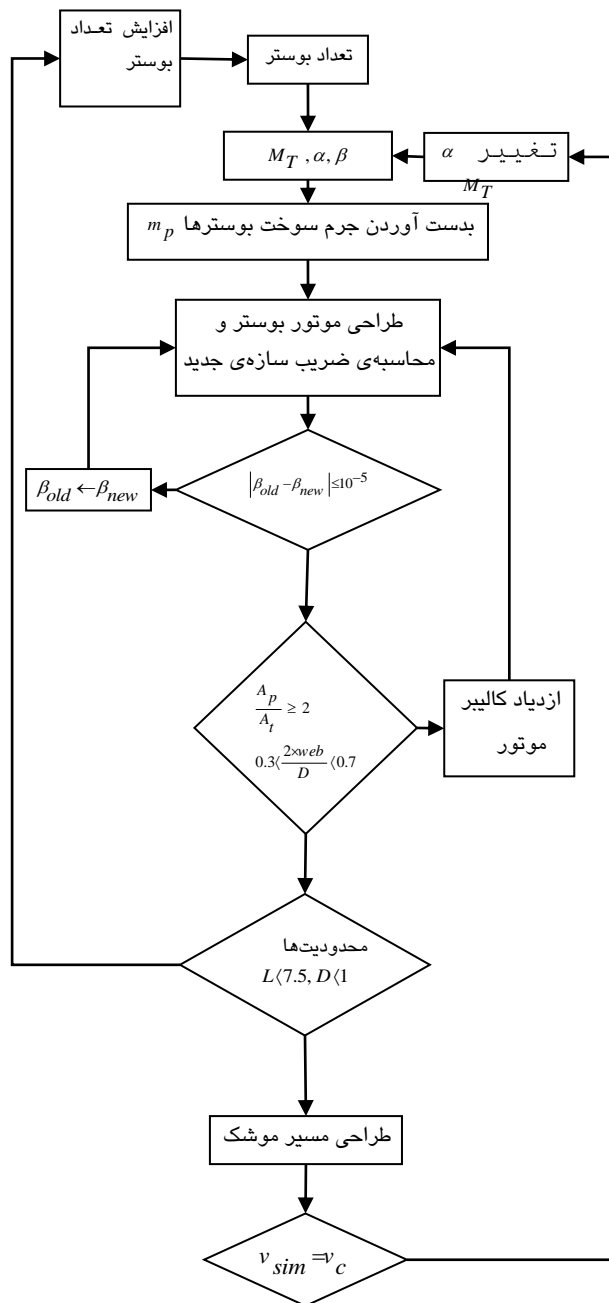
همانطور که در جدول دیده می‌شود با جرم ۲۴۵۰۰ کیلوگرم و $\alpha = ۰/۵$ موشک به سرعت مداری موردنظر می‌رسد. نمودار مربوط به جدول (۴) را در شکل (۵) آورده شده است:



شکل (۵): نحوه‌ی تغییرات سرعت نهایی موشک با تغییر عامل α

با توجه به شکل (۵) با تغییر α سرعت نهایی موشک در ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. با انجام روش بالا نتایج زیر به دست می‌آیند:

- با افزایش α ، عامل $\frac{T}{W}$ موشک افزایش می‌یابد.
- با افزایش α ، موشک سریعتر به ارتفاع ۳۵ کیلومتری زمین رسیده و در نتیجه بوسترها زودتر از موشک جدا می‌شوند.
- در همه موارد وقتی $۰/۶۵ \leq \alpha \leq ۰/۵$ ، موشک بهترین راندمان را دارد.
- با افزایش α مدت زمان پرواز عمودی موشک کاهش می‌یابد.
- مشخصات عملکرد و ابعادی بوستر در جدول (۵) ارائه شده است:



شکل (۴): روندنمای طراحی بوستر جانبی

بعد از شبیه‌سازی در صورت تأمین نشدن سرعت مداری دو راه برای اصلاح عوامل موشک وجود دارد. در مسیر اول عامل α را تغییر می‌دهیم. در صورت رسم نمودار سرعت مداری بر حسب α در یک نقطه سرعت نهایی موشک بیشینه می‌شود؛ که در صورت نرسیدن موشک به سرعت مداری در مسیر دوم مقدار M_T را افزایش می‌دهیم و دوباره این روند را تکرار نموده تا موشک به سرعت مداری موردنظر برسد. در روش دوم، عامل α و جرم کل مرحله‌ی اول با بوسترها به عنوان ورودی بوسیله کاربر به برنامه داده

جدول (۵): مشخصات بوستر و مرحله اول در روش دوم طراحی

مشخصات عملکردی بوستر	
تراست (N)	۱۹۲۶۱۷
زمان سوزش (SEC)	۲۹/۶۹
ضربه‌ی کلی موتور (kN * s)	۸۹۹۵
ضربه‌ی ویژه (SEC)	۲۵۰
مشخصات ابعادی بوستر (m)	
طول موتور	۷/۳
طول گرین	۵/۹۸
طول نازل	۰/۵۷
قطر خروجی نازل	۰/۵۷۵
مشخصات وزنی بوستر (kg)	
پوسته	۴۷۰
نازل	۴۰
عایق	۸۵
پیشران	۳۷۰۰
وزن کل موتور	۴۳۰۰
ضریب سازه	۰/۱۶
مشخصات عملکردی مرحله‌ی اول	
تراست (N)	۳۰۰۰۸۰
زمان سوزش (SEC)	۱۱۰
مشخصات وزنی مرحله‌ی اول (kg)	
وزن موتور	۲۷۲
وزن سیستم کنترل	۲۰۷
وزن سایر اجزاء	۶۰۰
وزن مخازن سوخت	۳۱۳
ATO	۰/۰۲
وزن کل موتور	۱۳۹۲
وزن سوخت	۱۴۶۰۰

در صورت استفاده از این بوسترها، تراست به وزن موشک ۲/۳ خواهد شد.

۶- نتیجه

در روش دوم با تغییر α سرعت بار محموله در ابتدا افزایش و سپس کاهش یافت. بنابراین با این روش می‌توان نقطه‌ی بهینه توزیع جرمی بوسترها و مرحله‌ی اول موشک را بدست آورد. در روش اول با استفاده از دو بوستر سوخت جامد با تراست $۲ \times ۱۶/۵$ تن و زمان سوزش ۳۶ ثانیه مأموریت تعریف شده انجام می‌شود، این در حالی است که با روش دوم مأموریت با دو بوستر $۲ \times ۱۸/۵$ تن و زمان سوزش ۴۰ ثانیه انجام می‌شود. در طراحی اولیه در صورت نیاز، موتور سوخت جامد قابل تغییر است، به طوری که با افزایش و یا کاهش زمان سوزش می‌توان تراست موتور را کاهش و یا افزایش داد. در مورد جدایش بوسترها نیز با ارتفاع در نظر گرفته شده، بوسترها در زمان مناسبی از نظر آیرودینامیکی از موشک جدا می‌شوند. در صورت جدایش بوسترها در زمان کمتر از زمان بدست آمده در برنامه، جدایش از نظر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بوسترها پیچیده می‌شود و نیروهای لازم برای جدایش بوسترها نیز بیشتر خواهد شد. گفتنی است در این روش برای بررسی درستی می‌توان بوسترهای بدست آمده را در اطلاعات آماری موجود قرار داد. این روش در مورد بوسترهای بدست آمده انجام شده و درستی روش ثابت شده است.

۷- مراجع

- [۱] نوین زاده، علیرضا باصحب؛ جزوه طراحی ساختاری موشک سوخت جامد (این جزوه حاصل تدریس دکتر نوین زاده در دانشگاه صنعتی شریف می‌باشد)، پاییز ۱۳۸۷.
- [۲] کریمی، حسن؛ هاشمی دولابی، مجتبی؛ طراحی موشک (بالستیک و حامل ماهواره)، انتشارات جهاد دانشگاهی، تهران، ویرایش اول، ۱۳۸۴.
- [۳] مهران، میرشمس؛ جزوه طراحی سیستم ماهواره‌بر (این جزوه حاصل تدریس دکتر میرشمس در دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی می‌باشد)، پاییز ۱۳۸۷.
- [۴] چین، اس.اس؛ مترجمین: اسکندری جم، جعفر؛ کلانتریان، محمد؛ طراحی پیکربندی موشک‌ها، انتشارات آهنگ صبح، پاییز ۱۳۸۴.
- [۵] Ronald W.humble, Gary N.henry, Wiley J.larson, "Space Propulsion Analysis and Design", In Space technology series, New York.
- [۶] George P.Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", A Wiley-Interscience publication, New York, 2001.
- [۷] "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction", NASA SP-8339, May 1971.
- [۸] "Captive-fired Testing of Solid Rocket Motors", NASA SP-8041, March 1971.
- [۹] "Solid Rocket Motor Igniters", NASA SP-8051, March 1971.
- [۱۰] "Solid Propellant Selection and Characterization", NASA SP-8064, June 1971.
- [۱۱] "Solid Propellant Grain Structural Integrity Analysis", NASA SP-8073, June 1973.



“Solid Rocket Motor Nozzles”, NASA SP-8115, June 1975. [۱۵]

“Design Methods in Solid Rocket Motors”, Defense Technical Information Center, AD-A199 356, 1988. [۱۶]

“Solid Propellant Processing Factors in Rocket Motor Design”, NASA SP-8075, October 1971. [۱۲]

“Solid Propellant Grain Design and Internal Ballistics”, NASA SP-8076, March 1972. [۱۳]

“Solid Rocket Motor Internal Insulation”, NASA SP-8093, December 1976. [۱۴]

۸- زیر نویس ها

¹ Iteration

² Full Expansion

³ Volumetric Loading Fraction

