تدوين طراحي مفهومي بوسترهاي جانبي سوخت جامد طبق نظريه طراحي مشاركتي

عليرضا باصحبت نوين‌زاده[i]؛ مصطفي محمدي[ii *]؛ مصطفي ذاكري[iii]

چكيده

در مقاله‌ي حاضر روند طراحي مفهومي بوستر جانبي سوخت جامد ارائه مي‌شود. اين فرآيند بر اساس طراحي مفهومي موتورهاي سوخت جامد و به كمك مطالعه‌ي آماري بر روي بوسترهاي سوخت جامد موجود در جهان استخراج گرديده است. طراحي مفهومي، به كمك نظريه‌ي طراحي مشاركتي كه قابليت تداخل كاربر در تغيير عوامل ورودي را فراهم مي‌آورد انجام شده است. محدوديت‌هاي موجود بر روي عوامل موتور در روند طراحي در نظر گرفته شده است و با اطلاعات آماري تطبيق داده مي‌شود. در راستاي اين طراحي، نرم‌افزار طراحي موتور سوخت جامد و شبيه‌سازي پرواز موشك نيز تهيه و بكار گرفته شده است.

كلمات كليدي : طراحي مفهومي، موتور سوخت جامد، سيكل طراحي بوسترهاي جانبي، طراحي مشاركتي

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

دستيابي به فناوري بكارگيري بوسترهاي جانبي براي افزايش انرژي موشك‌هاي موجود در كشور ضروري است. بدليل اهميت افزايش بار محموله در هر پرتاب و اثر آن بر هزينه‌ي تمام شده‌ي مأموريت، پيشرفت صنعت در اين راستا بسيار مهم است. در اين پژوهش در نظر داريم، با تدوين روند طراحي مفهومي ماهواره‌برهاي بوستردار، روند و نرم‌افزار طراحي اين نوع موشك تدوين گردد. در نرم‌افزار با بكارگيري طراحي موتور سوخت جامد و انجام شبيه‌سازي پرواز موشك همه‌ي عوامل موتور و همچنين نيروهاي وارد بر موشك در طول مسير محاسبه مي‌شود. در پايان مي‌توان از اين نرم‌افزار براي بوستردار نمودن موشك‌هاي موجود در كشور استفاده نمود.

۲- طراحي مفهومي موتور سوخت جامد

۲-۱- راكت ايده‌آل

مفهوم سيستم پيشران ايدآل براي بيان مفاهيم ترموديناميكي در قالب روابط ساده‌ي رياضي مورد استفاده قرار مي‌گيرد.

تاريخ دريافت مقاله:۱۳۸۹/۵/۲۵

تاريخ اصلاحات مقاله: ۱۳۹۰/۷/٤

[i] استاديار، عضو هيئت علمي دانشگاه خواجه نصيرالدين طوسي (novinzadeh@gmail.com)

[ii] * نويسنده مسئول و دانشكده هوافضا خواجه نصيرالدين طوسي، رشته مهندسي فضايي، كارشناسي ارشد، (mms.mohammadi@gmail.com)

[iii] دانشكده هوافضا خواجه نصيرالدين طوسي، رشته مهندسي فضايي، كارشناسي ارشد، (mostafa.zakeri5@gmail.com)

این معادلات، نازل شبه یك بعدي را توصیف مي‌نمایند که ساده شده‌ي معادلات دو یا سه بعدي جریان در حالت واقعي هستند. کارائي سیستم پیشران موتور راکت در حالت واقعي بین ۶-۱ درصد کمتر از مقدار محاسبه شده در حالت ایده‌آل آن است[۶]. بنابراین مي‌توان از عوامل بدست آمده در حالت ایده‌آل، با یك ضریب اصلاحي استفاده نمود. در موتور سوخت جامد، سوخت باید همگن و یکنواخت باشد و با نرخ ثابتي بسوزد. در این بخش محاسبات مربوط به سیستم پیشران بوستر مورد بررسي قرار گرفته است. گفتني است که محاسبات مربوط به این قسمت مي‌تواند در روند طراحي 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 الگوي مناسب در تخمین داده‌هاي اولیه و نیز تجربه کافي، مي‌تواند به اجراي این روند طراحي کمك نموده و دید مناسبي را از مقادیر مختلف عوامل به طراح دهد. در ادامه به این روند اشاره شده است. الگوي طراحي موردنظر با تخمین برخي از عوامل با استفاده از اطلاعات آماري شروع مي‌شود و در پایان، این مقادیر که به شکل تخمیني وارد محاسبات شده است در حلقه‌هاي روند طراحي اصلاح مي‌شوند. این مقادیر اولیه از نظر تعداد و مقدار، مي‌تواند در اجراي روند طراحي یاد شده اثرگذار باشد. بدیهي است که تخمین تعداد کمتري از عوامل براي کاربر مناسب‌تر خواهد بود. کد نرم‌افزاري مورد استفاده در این طراحي، نرم‌افزار اکسل و متلب بوده است. با توجه به قابلیت این نرم‌افزارها در انجام محاسبات ریاضي و نیز اجراي حلقه۱ و قابلیت‌هاي گرافیکي، مي‌توان از آن براي این طراحي استفاده نمود[۶].

۲-۲- عوامل طراحي موتور سوخت جامد

منظور از طراحي موتور تعیین نیروي موتور، ضربه ویژه، سطح گلوگاه و دبي جرمي آن است. به طور کلي عوامل طراحي در دو دسته‌ي زیر قرار مي‌گیرند:

۱- عوامل مستقل
۲- عوامل وابسته

در روابط ارائه شده براي طراحي موتور، عوامل مستقل و مقادیر آنها که به عنوان ورودي‌هاي برنامه‌ي طراحي محسوب مي‌شوند عبارتند از[۶]:

۱- نسبت حرارتي ویژه γ
۲- ثابت گاز R
۳- دماي شعله T_f
٤- فشار محفظه ي احتراق P_c
۵- فشار خروجي نازل P_e

خروجي‌هاي برنامه‌ي طراحي موتور عبارتند از:

ماخ جریان خروجي (M_e)، دبي جریان خروجي ($\dot{m}$)، سطح گلوگاه (A_t)، ضریب نیروي موتور (C_f)، نیروي موتور در شرایط انبساط کامل۲ (T)، ضربه ویژه (Isp)

عوامل مستقل و وابسته در جدول (۱) ارائه شده‌اند.

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

نام عامل (واحد)	عامل	نوع عامل: مستقل	نوع عامل: وابسته
نسبت حرارتي ویژه	γ	×	
ثابت گاز (m^2/sec^2 °K)	R	×	
دماي شعله (°K)	T_f	×	
فشار محفظه احتراق (bar)	P_c	×	
فشار خروجي نازل (bar)	P_e	×	
ماخ جریان خروجي از موتور	M_e		×
نسبت‌سطح خروجي به گلوگاه	A_p/A_t		×
سطح گلوگاه (m^2)	A_t		×
قطر خروجي نازل (m)	D_e	×	
ضریب نازل	C_f		×
تراست (N)	Th		×
ضربه ویژه (sec)	I_{sp}		×
دبي جرمي (kg/sec)	$\dot{m}$		×
افت تراست	K_f	×	

۲-۳- روابط نازل

در فرایند طراحي موتور سیستم نازل یکي از مهم‌ترین بخش‌هاي طراحي را تشکیل مي‌دهد. نازل وظیفه‌ي انبساط گازها با حداقل افزایش بي‌نظمي براي ایجاد بیش‌ترین ضربه‌ي ویژه را بر عهده دارد. شکل نازل از نظر هندسه و ابعاد معیار حداقل افزایش بي‌نظمي را تعیین نماید. عواملي مانند فشار خروجي، فشار داخلي، دماي اولیه‌ي سوخت، درصد آلومینیوم ترکیبي، نوع سوخت، سطح گلوگاه و سطح خروجي نازل تعیین‌کننده‌ي بیشترین Isp هستند. با بدست آوردن جرم پیشران و داشتن ضریب سازه و قطر بوستر در طراحي آماري، طراحي موتور آغاز شود. با داشتن ضریب حرارتي ویژه گازهاي خروجي γ، فشار محفظه احتراق P_c و فشار خروجي گازها P_e، مي‌توان ماخ جریان خروجي (M_e)، نسبت سطح خروجي گازها به گلوگاه ($\frac{A_e}{A_t}$) و ضریب تراست (C_f) را با فرض جریان ایزنتروپیک از روابط زیر بدست آورد.

۱) محاسبه‌ي M_e

$$(p_c , p_e , \gamma) \to M_e \qquad (۱)$$

۲) محاسبه‌ي سطح گلوگاه موتور(A_t)

$$(M_e , A_e , \gamma) \to A_t \qquad (۲)$$

۳) محاسه‌ي دبي خروجي موتور($\dot{m}$)

$$(p_c , A_t , \gamma, R, T_f \,) \to \dot{m} \qquad (۳)$$

۴) محاسبه تراست موتور(T)

$$(p_c , p_e , \gamma) \to c_f \;; \to T = \oint pds = p_c A_t c_f \qquad (۴)$$

۲-٤- نرخ سوزش

نرخ سوزش به فشار داخل محفظه‌ي احتراق، جنس و دماي سوخت بستگي دارد. معروف‌ترين رابطه‌اي که به طور گسترده در شبيه‌سازي‌هاي سوزش استفاده مي‌شود در رابطه (۵) آمده است[۶]:

$$\dot{r} = ap_c^{\,n} \qquad (۵)$$

a و n عوامل مربوط به مشخصات سوخت هستند و طور تجربي بدست مي‌آيند. در محاسبات مربوط به موتور بوستر $a = ۰/۹$ و $n = ۰/۴$ است. از نرخ سوزش براي تعيين ضخامت سوخت درون موتور استفاده مي‌شود [۶].

۲-۵- طراحي گرين

گرين، شکل ساختار يافته‌اي از سوخت درون موتور است. نوع سوخت و هندسه‌ي گرين ويژگي‌هاي عملکردي موتور را تعيين مي‌نمايد. يکي از عوامل گرين، هندسه‌ي آن است. در واقع هندسه‌ي گرين مشخص‌کننده‌ي افزايشي، کاهشي يا خنثي بودن روند تراست است. با بررسي هندسه‌هاي مختلف، خواهيم ديد هندسه‌ي ستاره‌اي با توليد تراست ثابت، در طول عملکرد موتور براي استفاده در بوسترهاي جانبي مناسب است [۶].

سطح سوزش در مدت زمان کارکرد موتور به طور تقريبي ثابت است (با اختلاف ۱۵±). با ثابت بودن سطح سوزش، دبي جرمي موتور نيز از رابطه‌ي (۶) ثابت بدست مي‌آيد[۶]:

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

بنابراين با ثابت بودن دبي جرمي، تراست موتور نيز ثابت مي‌شود.

۲-٦- تعيين طول سوخت

قطر خارجي گرين از رابطه‌ي (۷) محاسبه مي‌شود[۶]:

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

در فرمول بالا قطر بيروني موتور، يا همان کاليبر موتور بـا D، ضخامت‌هاي پوسته، عايق و لاينر به ترتيب بـا δ_c، δ_i و δ_l و قطـر خـارجي سـوخت بـا D_G نمـايش داده شـده‌انـد. مجمـوع ضخامت پوسته، عايق و لاينر را برابـر بـا ۸ ميلـي‌متـر در نظـر گرفته‌ايم. ضريب بار۳ موتور از رابطه (۸) محاسبه مي‌شود:

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

سطح مقطع سوخت (A_{fuel}) را مي‌توان با فرض توزيع يکنواخت سوخت در طول موتور از رابطه‌ي (۹) بدست آورد[۶]:

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

همچنين سطح مجراي عبور گازها، که در محاسبه معيار $\frac{A_p}{A_t}$ به کار مي‌رود، از رابطه (۱۰) بدست مي‌آيد[۶]:

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

و بدين ترتيب با داشتن چگالي سوخت، مي‌توان طـول گـرين را بدست آورد[۶]:

$$L_G = \frac{m_P}{\rho A_{fuel}} \qquad (۱۱)$$

۲-۷- تعيين طول نازل

طول نازل تابع متغيرهاي متفاوتي مانند سطح رانش، فشار محفظه و نسبت انبساط است. براي تعيين طول نازل به طور تحليلي، فرضيات زير را در نظر مي‌گيريم:

فشار محفظه‌ي احتراق p_c باشد.

نسبت حرارتي ويژه‌ي سوخت γ باشد.

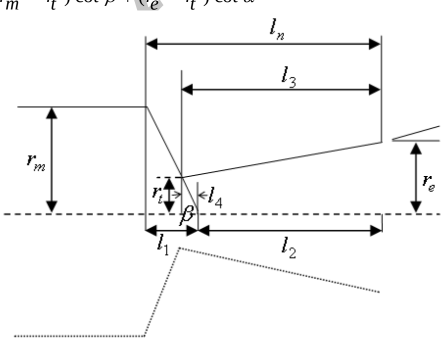
فشار خروجي نازل p_e باشد.

نصف زاويه همگرا β باشد.

نصف زاويه واگرا α باشد.

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

$$\begin{aligned} & l_n = l_1 + l_2 \\ & l_1 = r_m \cot\beta \\ & l_2 = l_3 - l_4 = (r_e - r_t)\cot\alpha - r_1 \cot\beta \\ & \to l_n = (r_m - r_t)\cot\beta + (r_e - r_t)\cot\alpha \end{aligned} \qquad (۱۲)$$



شکل (۱): نازل موتور سوخت جامد

۳- طراحي سازه‌ي بوستر

در طراحي سازه‌ي موتور، وزن و ابعاد قسمت‌هاي مختلف موتور محاسبه مي‌شود. اين قسمت‌ها شامل ۱- وزن و ضخامت پوسته ۲- وزن و ضخامت عدسي سربند و ته‌بند ۳- وزن نازل ۴- وزن آتش‌زنه ۵- وزن عايق ۶- وزن فلنج‌هاي اتصال است. براي محاسبه‌ي ابعاد و جرم قسمت‌هاي مختلف موتور بصورت زير عمل مي‌كنيم[۶]:

۳-۱- پوسته

پوسته وظيفه تحمل نيروي بوجود آمده بر اثر احتراق درون موتور را بر عهده دارد. اين قسمت ممكن است از مواد فلزي، مواد تركيبي يا تركيبي از اين دو مواد ساخته شود. ضخامت و وزن پوسته از رابطه (۱۳) محاسبه مي‌شود[۶].

$$p_c = f_s .MEOP \rightarrow t_{cs} = \frac{p_c r_{cs}}{F_{tu}} \quad (۱۳)$$

براي محاسبه‌ي جرم پوسته از فرمول (۱۴) استفاده مي‌نماييم:

$$m_{case} = (\pi D L_G) t_{cs} \rho_{cs} \quad (۱۴)$$

۳-۲- نازل

نازل وظيفه‌ي انبساط محصولات احتراق، با كمترين افزايش بي‌نظمي را به عهده دارد. جرم نازل از فرمول (۱۵) محاسبه مي‌شود [۱]:

$$m_{noz} = 0.256\times10^{-4}\left[\frac{\left(m_p c^*\right)^{1.2} \varepsilon^{0.3}}{p_c^{0.8} t_n^{0.6}\left(tg\left(\theta_{cn}\right)\right)^{0.4}}\right]^{0.917} \quad (۱۵)$$

سرعت مشخصه‌ي گازهاي خروجي از فرمول (۶) قابل محاسبه است:

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma R T}}{\gamma\left[\frac{2}{\gamma+1}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (۱۶)$$

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

۳-۳- چاشني

چاشني وظيفه‌ي روشن نمودن موتور در ابتداي كار آن را به عهده دارد. اين وسيله به صورت يك موتور سوخت جامد كوچك عمل نموده، فشار و دماي مناسب براي شروع احتراق درون محفظه را فراهم مي‌آورد. جرم چاشني به وسيله‌ي فرمول (۱۷) محاسبه مي‌شود[۶]:

$$m_{ig} = 12.27 V_{port}^{0.571} \quad (۱۷)$$

۳-٤- عايق

عايق وظيفه‌ي محافظت از پوسته در مقابل حرارت توليد شده در محفظه احتراق را دارد. در ابتداي طراحي جرم عايق را از فرمول (۱۸) محاسبه نماييم[۶].

$$m_{insul} = 0.02 m_{motor} \quad (۱۸)$$

۳-۵- قيد هاي طراحي

يكي از عوامل مهم گرين، مجراي عبور گاز (A_p) است. اين سطح در شروع كار موتور نبايد كوچكتر از سطح گلوگاه باشد. در صورت رعايت نكردن اين موضوع در موتور، سوزش فرسايشي بوجود آمده و جرم سازه‌ي خشك آن نيز افزايش مي‌يابد. نسبت مساحت گذرگاه به گلوگاه عامل مهم در طراحي است بنابراين در طراحي، قيد (۱۹) را كه معيار تجربي است در نظر مي‌گيريم[۶]:

$$\frac{A_p}{A_t} \geq 2 \quad (۱۹)$$

نسبت وب به كاليبر محدوديت مهم ديگري است كه براي پياده‌سازي هندسه‌ي گرين درون موتور بايد در اين محدوده قرار گيرد[۶]:

$$0.3 \leq \frac{2\times web}{D} \leq 0.6 \quad (۲۰)$$

با داشتن نرخ سوزش و زمان كاركرد، ضخامت سوخت درون موتور از رابطه‌ي (۲۱) بدست مي‌آيد[۶]:

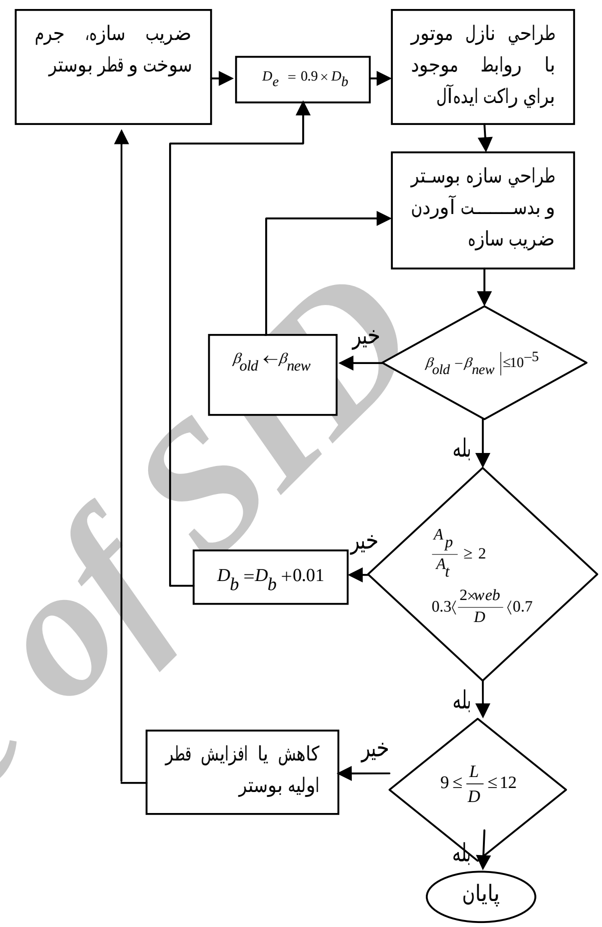
$$web = t_b \times \dot{r} \quad (۲۱)$$

يكي از قيدهايي كه در طراحي موتور در نظر مي‌گيريم نسبت طول به قطر آن است. در صورت كوچك بودن اين نسبت موشك دچار افت آيروديناميكي، اعمال تراست زياد، بالا رفتن ضريب سازه، ايجاد شرايط بحراني سازه و بوجود آمدن مشكل در جدايش بوسترها خواهد شد. همچنين بزرگ بودن اين نسبت باعث مشكلات ساختي، افزايش زمان سوزش، مشكل طراحي نازل، احتمال ترك خوردگي سوخت و افزايش ممان اينرسي در زمان جدايش خواهد شد. با بررسي صورت گرفته در بوسترهاي جانبي موجود در جهان اين عامل بين $۹/۱۷ \leq \frac{L}{D} \leq ۱۲/۶۹$ بدست آمد[۶]. با استفاده از اطلاعات آماري، قطر اوليه‌ي بوستر را مي‌توان از رابطه‌ي (۲۲) محاسبه نمود.

$$D = -0.0088\times m_{motor}^2 + 0.1796\times m_{motor} + 0.176 \quad (۲۲)$$

٤- روندنماي طراحي موتور سوخت جامد

با توجه به توضيحات ارائه شده روندنماي طراحي موتور سوخت جامد در شكل (٢) آمده است:



شكل (٢): روندنماي طراحي موتور سوخت جامد

٥- طراحي مفهومي بوسترهاي جانبي

در اين بخش دو روند، براي طراحي بوسترهاي جانبي توضيح داده شده است. در اولين روش بدون تغيير موشك اقدام به طراحي بوسترهاي جانبي شده است و در روش دوم با تغيير مشخصات جرمي مرحله‌ي اول و بوستر، نقطه‌ي بهينه‌ي توزيع جرمي موشك و بوستر بدست آمده است.

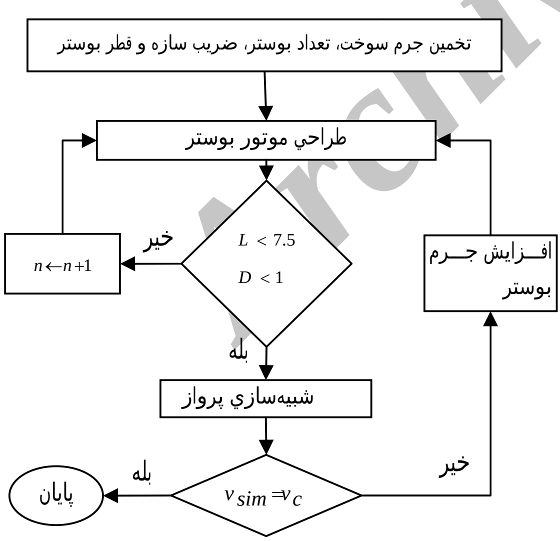
در طراحي مفهومي و اوليه فرضيات ساده‌كننده‌اي را در نظر مي‌گيريم. اين فرضيات امكان بررسي كاركرد سيستم براي نيازمندي‌هاي اوليه مأموريت را فراهم مي‌آورد. موتور با توجه به روابط آيزنتروپيك و در حال ايده‌آل آن طراحي شده است. همچنين در شبيه‌سازي، جاذبه زمين را به صورت همگن و يكنواخت در نظر مي‌گيريم. اين فرضيات در ابتداي هر بخش توضيح داده شده است. محدوديت‌هاي طراحي بوسترهاي جانبي نيز عبارتند از[۶]:

١- مأموريت
٢- محدوديت شتاب موشك
٣- محدوديت فشار ديناميكي موشك
۴- محدوديت ابعادي بوستر و موشك
۵- ريسك پذيري و قابليت اطمينان
۶- عمر عملكردي
٧- قيمت تمام شده

در طراحي اوليه بايد محدوديت‌هاي بالا را در نظر گرفت. روندنماي زير چگونگي طراحي بوسترهاي جانبي را نشان مي‌دهد.

۵-١- طراحي بوسترهاي جانبي به روش اول

در طراحي مفهومي موتور بوستر فرض راكت ايده‌آل به طور كامل قابل قبول است، بنابراين از روابط ترموديناميكي مربوط به موتور استفاده شده است. اين روش با تخمين جرم بوسترها شروع مي‌شود. بعد از طراحي موتور و شبيه‌سازي در صورت تأمين نشدن نيازمنديهاي مأموريت جرم پيشران افزايش مي‌يابد. در برنامه در صورت پاس نشدن محدوديت‌ها مي‌توان تعداد بوسترها را افزايش داد. روندنماي اين روش طراحي در شكل (٣) ارائه شده است:



شكل (٣): روندنماي طراحي بوستر جانبي به روش اول

این روش را براي بدست آوردن مشخصات بوسترهاي كمكي بكار مي‌بريم. شرط پايان طراحي رسيدن به سرعت مداري است. موشك بايد به كمك بوسترهاي جانبي، محموله‌اي به وزن ۸۰ كيلوگرم را در مدار دايروي در ارتفاع ۴۰۰ كيلومتر قرار دهد. در ابتدا جرم پيشران بوسترها به عنوان ورودي طراحي موتور داده مي‌شود و پس از طراحي موتور و بدست آوردن مشخصات آن شبيه‌سازي انجام شده كه در صورت رسيدن بار محموله به سرعت مداري، حلقه‌ي طراحي به پايان مي‌رسد. اين روش در مورد موتورهايي با جرم سوخت ۱۵۰۰، ۲۵۰۰ و ۲۹۰۰ كيلوگرم صورت گرفته كه در پايان موشك با دو بوستر به جرم سوخت ۲۹۰۰ كيلوگرم به سرعت مداري موردنظر خواهد رسيد. نتايج نهايي در جدول (۲) ارائه شده است:

جدول (۲): مشخصات مداري محاسبه شده در شبيه‌سازي در مورد موشك بوستردار

ارتفاع مداري	سرعت	زاويه مسير(ϑ)	زاويه پيچ(Φ)
۴۰۰(km)	۷۷۴۰(m/s)	۰	-۱۵/۳۳

مشخصات بوستر در جدول (۳) آورده شده است:

جدول (۳): مشخصات بوستر طراحي شده براي موشك

مشخصات عملكردي	
تراست (N)	۱۶۵۱۱۹
زمان سوزش (sec)	۴۰
ضربه‌ي كلي موتور(خلاء) ($kN*s$)	۷۲۰۰
ضربه‌ي ويژه (sec)	۲۵۰
مشخصات ابعادي (m)	
طول موتور	۶/۷
طول گرين	۵/۵
قطر بوستر	۰/۷
طول نازل	۰/۵
قطر خروجي نازل	۰/۵۵
مشخصات وزني (kg)	
پوسته	۳۸۰
نازل	۳۵
عايق	۷۰
پيشران	۲۹۰۰
وزن كل موتور	۳۳۷۶/۵
ضريب سازه	۰/۱۵

۵-۲- طراحي بوستر جانبي به روش دوم

در اين روش جرم سوخت بوسترها و مرحله‌ي اول، به عنوان ورودي طراحي توسط كاربر تخمين زده مي‌شود. عامل α نيز كه نسبت جرم سوخت مرحله‌ي اول به سوخت بوسترها است بوسيله كاربر وارد جرخه طراحي مي‌شود. با تغيير اين عامل و ثابت بودن جرم پيشران مرحله‌ي اول و بوسترها، سرعت نهايي موشك تغيير مي‌كند. بنابراين در يك مقدار مشخص از عامل α موشك بهترين راندمان را خواهد داشت. در چرخه طراحي در صورتي كه ابعاد بوسترها بزرگتر از مقدار مجاز باشد تعداد آنها افزايش مي‌يابد. جرم كل مرحله‌ي اول و بوسترها به صورت زير محاسبه مي‌شود:

$$M_T = M_I + \sum_{i=1}^{n} m_b \tag{۲۳}$$

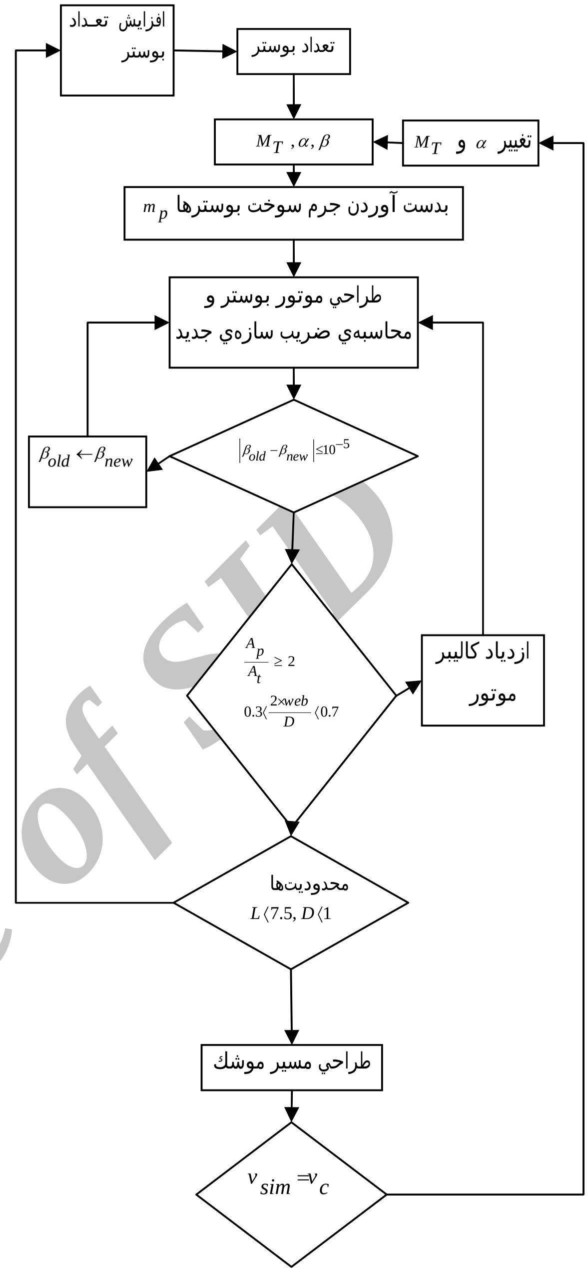
با يكسان بودن جنس بوسترها فرمول (۲۳) از رابطه (۲۴) بدست مي‌آيد:

$$\begin{aligned} &M_I = M'_I + M_{SI} + M_{PI} \\ &M_{SI} = M_{engin} + M_{control} + M_{\tan k} \\ &m_b = m_s + m_p \\ &M_T = M_I + n \times m_b \end{aligned} \tag{۲۴}$$

بنابراين جرم بوستر از فرمول (۲۵) محاسبه مي‌شود:

$$\begin{aligned} &\left.\begin{aligned} &\alpha = \frac{n \times m_p}{M_{PI}} \to M_{PI} = \frac{n \times m_p}{\alpha} \\ &M_{\tan k} = M_{PI} * ATO \end{aligned}\right\} \to \\ &M_{\tan k} = \frac{ATO * n * m_p}{\alpha} \\ &M_T = M_{PI} + M'_I + M_{engin} + M_{control} + \ldots \\ &\frac{ATO * n * m_p}{\alpha} + \frac{n \times m_p}{\alpha} + n \times m_p \times \left(\frac{1}{1-\beta}\right) \\ &m_p = \frac{M_T - M_{PI} - M'_I - M_{engin} - M_{control}}{n * \left(\frac{ATO + 1}{\alpha} + \frac{1}{1-\beta}\right)} \end{aligned} \tag{۲۵}$$

از فرمول (۲۵) جرم پيشران بوستر محاسبه مي‌شود. روندنماي اين روش طراحي در شكل (۴) نشان داده شده است:



شكل (۴): روندنماي طراحي بوستر جانبي

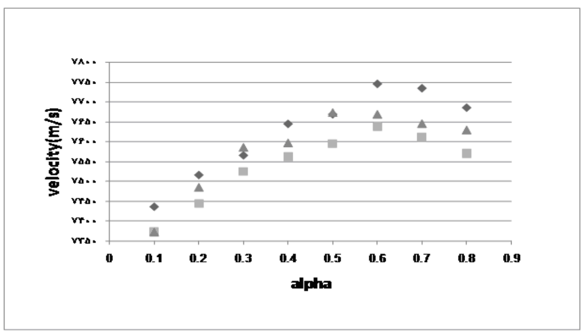
بعد از شبیه‌سازي در صورت تأمین نشدن سرعت مداري دو راه براي اصلاح عوامل موشك وجود دارد. در مسیر اول عامل α را تغییر مي‌دهیم. در صورت رسم نمودار سرعت مداري بر حسب α در يك نقطه سرعت نهايي موشك بیشینه مي‌شود؛ كه در صورت نرسیدن موشك به سرعت مداري در مسیر دوم مقدار M_T را افزایش مي‌دهیم و دوباره این روند را تكرار نموده تا موشك به سرعت مداري موردنظر برسد.

در روش دوم، عامل α و جرم كل مرحله‌ي اول با بوسترها به عنوان ورودي بوسیله كاربر به برنامه داده مي‌شوند. در برنامه پس از طراحي موتور بوستر و شبیه‌سازي، سرعت نهايي موشک بدست مي‌آيد. همچنین با تغییر عامل α برنامه زاويه‌ي پيچ، زمان سوزش مرحله‌ي اول و مدت زمان عمود پرواز موشك نیز تغییر نماید. در این روش مي‌توان بهترین تركیب جرم بوسترها و مرحله‌ي اول را بدست آورد. شرط جدايش بوسترها رسیدن موشك به ارتفاع ۳۵ كیلومتري زمین است؛ بنابراین در تركیب‌هاي مختلف، زمان جدايش بوسترها از موشك نیز تغییر خواهد كرد. نتايج این روش در جدول (۶) ارائه شده است:

جدول (۴): نحوه‌ي 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 كه در جدول ديده مي‌شود با جرم ۲۴۵۰۰ كیلوگرم و $\alpha =$ ۰/۵ موشك به سرعت مداري موردنظر مي‌رسد. نمودار مربوط به جدول (۴) را در شكل (۵) آورده شده است:



شكل (۵): نحوه‌ي تغییرات سرعت نهايي موشک با تغییر عامل α

با توجه به شكل (۵) با تغییر α سرعت نهايي موشك در ابتدا افزایش و سپس كاهش مي‌يابد. با انجام روش بالا نتايج زير به دست مي‌آيند:

- با افزایش α، عامل $\frac{T}{W}$ موشك افزایش مي‌يابد.
- با افزایش α، موشك سریعتر به ارتفاع ۳۵ كیلومتري زمین رسیده و در نتیجه بوسترها زودتر از موشك جدا مي‌شوند.
- در همه موارد وقتي $0/65 \le \alpha \le 0/5$، موشك بهترين راندمان را دارد.
- با افزایش α مدت زمان پرواز عمودي موشك كاهش مي‌يابد.

مشخصات عملكرد و ابعادي بوستر در جدول (۵) ارائه شده است:

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

مشخصات عملكردي بوستر	
تراست (N)	۱۹۲۶۱۷
زمان سوزش (sec)	۳۹/۶۹
ضربه‌ي كلي موتور ($kN*s$)	۸۹۹۵
ضربه‌ي ويژه (sec)	۲۵۰
مشخصات ابعادي بوستر (m)	
طول موتور	۷/۳
طول گرين	۵/۹۸
طول نازل	۰/۵۷
قطر خروجي نازل	۰/۵۷۵
مشخصات وزني بوستر (kg)	
پوسته	۴۷۰
نازل	۴۰
عايق	۸۵
پيشران	۳۷۰۰
وزن كل موتور	۴۳۰۰
ضريب سازه	۰/۱۶

مشخصات عملكردي مرحله‌ي اول	
تراست (N)	۳۰۰۰۸۰
زمان سوزش (sec)	۱۱۰
مشخصات وزني مرحله‌ي اول (kg)	
وزن موتور	۲۷۲
وزن سيستم كنترل	۲۰۷
وزن ساير اجزاء	۶۰۰
وزن مخازن سوخت	۳۱۳
ATO	۰/۰۲
وزن كل موتور	۱۳۹۲
وزن سوخت	۱۴۶۰۰

در صورت استفاده از اين بوسترها، تراست به وزن موشك ۲/۳ خواهد شد.

٦- نتيجه

در روش دوم با تغيير α سرعت بار محموله در ابتدا افزايش و سپس كاهش يافت. بنابراين با اين روش مي‌توان نقطه‌ي بهينه توزيع جرمي بوسترها و مرحله‌ي اول موشك را بدست آورد. در روش اول با استفاده از دو بوستر سوخت جامد با تراست ۱۶/۵×۲ تن و زمان سوزش ۳۶ ثانيه مأموريت تعريف شده انجام مي‌شود، اين در حالي است كه با روش دوم مأموريت با دو بوستر ۱۸/۵×۲ تن و زمان سوزش ۴۰ ثانيه انجام مي‌شود. در طراحي اوليه در صورت نياز، موتور سوخت جامد قابل تغيير است، به‌طوري كه با افزايش و يا كاهش زمان سوزش مي‌توان تراست موتور را كاهش و يا افزايش داد. در مورد جدايش بوسترها نيز با ارتفاع در نظر گرفته شده، بوسترها در زمان مناسبي از نظر آيروديناميكي از موشك جدا مي‌شوند. در صورت جدايش بوسترها در زمان كمتر از زمان بدست آمده در برنامه، جدايش از نظر نيروهاي آيروديناميكي وارد بر بوسترها پيچيده مي‌شود و نيروهاي لازم براي جدايش بوسترها نيز بيشتر خواهد شد. گفتني است در اين روش براي بررسي درستي مي‌توان بوسترهاي بدست آمده را در اطلاعات آماري موجود قرار داد. اين روش در مورد بوسترهاي بدست آمده انجام شده و درستي روش ثابت شده است.

۷- مراجع

[۱] نوين زاده، عليرضا باصحبت؛ جزوه طراحي ساختاري موشک سوخت جامد (اين جزوه حاصل تدريس دكتر نوين زاده در دانشگاه صنعتي شريف مي‌باشد)، پاييز ۱۳۸۷.

[۲] كريمي، حسن؛ هاشمي دولابي، مجتبي؛ طراحي موشک (بالستيک و حامل ماهواره)، انتشارات جهاد دانشگاهي، تهران، ويرايش اول، ۱۳۸۴.

[۳] مهران، ميرشمس؛ جزوه طراحي سيستم ماهواره‌بر (اين جزوه حاصل تدريس دكتر ميرشمس در دانشگاه صنعتي خواجه نصيرالدين طوسي مي‌باشد)، پاييز ۱۳۸۷.

[۴] چين، اس.اس؛ مترجمين: اسكندري‌جم، جعفر؛ كلانتريان، محمد؛ طراحي پيكربندي موشک‌ها، انتشارات آهنگ صبح، پاييز 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.

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

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

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

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

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

۸- زیر نویس ها

[1] Iteration
[2] Full Expansion
[3] Volumetric Loading Fraction