

طراحی مفهومی بهینه چند موضوعی سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای برای یک ماهواره کوچک

مهران نصرت‌الهی^۱ و امیرحسین آدمی‌دهکردی^{۲*}

۱- مرکز تحقیقات فضایی، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

* تهران، خ حافظ

aha.amir@gmail.com

در این پژوهش، طراحی بهینه مفهومی سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای یک نانوماهواره برای انجام مانور فضایی هم صفحه به روش بهینه‌سازی چند موضوعی انجام پذیرفته است. تعیین روابط جرمی- هندسی و انرژی برای بخش‌های مختلف سیستم پیشرانش ارائه شد و بهینه‌سازی براساس حداقل‌سازی جرم سیستم پیشرانش و ارضای قیود طراحی از جمله مقادیر نیروی رانش ۱۰ و ۵ نیوتن، حداقل قطر گلوگاه، حداقل دبی جرم نازل و حداقل ضربه ویژه ۲۰۰ ثانیه انجام شده است. در نهایت طرح بهینه مربوط به سیستم پیشرانش ۱۰ و ۵ نیوتنی ارائه شده است.

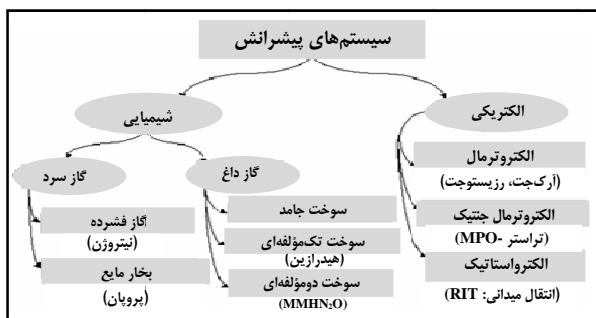
واژه‌های کلیدی: سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای، طراحی بهینه چند موضوعی، مانور فضایی، نانو ماهواره

ضرایب وزنی به هر یک از سیستم‌ها امتیاز داد. سپس سیستم پیشرانش برتر انتخاب می‌شود و طراحی مفهومی (سایزینگ) برای سیستم پیشرانش انتخابی انجام پذیرد. برای نانوماهواره مورد نظر، بررسی‌های انجام شده منجر به انتخاب سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای شده است. سیستم‌های پیشرانش تک مؤلفه‌ای به صورت متداول بر اساس دو نوع سوخت هیدرازین یا پروکسید هیدروژن توسعه می‌یابند. در این مقاله، سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای بر پایه هیدرازین بر اساس اولویت‌های Isp بالا و عملیاتی بودن آن، مد نظر قرار گرفته است.

مقدمه

یکی از جامع‌ترین معیارهای دسته‌بندی سیستم‌های پیشرانش بر مبنای نوع منبع انرژی است. پیشرانش‌های شیمیایی و الکتریکی دو گروه اصلی این طبقه‌بندی هستند. در سیستم‌های پیشرانش شیمیایی انرژی لازم برای تولید پیشران در پیشران ذخیره شده است و با واکنش‌های شیمیایی آزاد می‌شود. در سیستم‌های پیشرانش الکتریکی انرژی در پیشران ذخیره نشده است بلکه باید توسط منابع انرژی خارجی مانند سلول‌های خورشیدی، باتری‌ها و غیره تأمین شود [۱-۶]. در شکل (۱) زیرمجموعه‌های هر یک از این دو گروه و نمونه‌هایی از هر کدام نشان داده شده است.

برای انتخاب سیستم پیشرانش مناسب برای انجام یک مأموریت، ابتدا باید معیارها و نیازمندی‌های مورد نظر مانور مداری مشخص شود و سپس با توجه به اهمیت هر یک از معیارها و اعمال



شکل ۱- طبقه‌بندی سیستم‌های پیشرانش بر اساس منبع انرژی

۱. استادیار

۲. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

ثانیه و مشخصات فیزیکی- شیمیایی ارائه شده در جدول (۱)، جرم سوخت مورد نیاز برابر با ۱٫۲۱ کیلوگرم محاسبه شده است.

جدول ۱- مشخصات سوخت هیدرازین


دمای مناسب کاتالیست	چگالی سوخت	جرم سوخت	نسب جرم خالی	ضربه ویژه
۳۲۳ (K)	۱۰۰۴ (kg/m ³)	۱٫۲۱ (kg)	۰٫۹۴۰	۲۰۰ (S)
دمای جوش	دمای انجماد	R	γ	دمای شعله
۲۸۶ (K)	۲۴۷ (K)	۲۷۰	۱٫۲	۱۱۰۰ (K)

نمونه‌های موجود سیستم پیشرانش هیدرازینی

در ارائه مشخصات فنی نمونه‌های موجود از سیستم پیشرانش هیدرازینی اغلب مشخصات فنی تراستر اشاره شده است زیرا مخزن سوخت و اتصالات بخشی از قبل تعیین شده در نظر گرفته می‌شوند. محدوده نیروی رانش ۰٫۵ نیوتن تا ۴۰۰ نیوتن برای این نوع سیستم پیشرانش عملیاتی شده است. اطلاعات سیستمی جمع آوری شده از دو نمونه تراستر هیدرازینی ۵ نیوتنی و ۱۰ نیوتنی در جدول (۲) و جدول (۳) ارائه شده است.

با بررسی نمونه‌های موجود، می‌توان اطلاعات سیستمی مربوط به تراسترهای تک‌مؤلفه‌ای و محدوده هر یک از پارامترها را به صورت جدول (۴) خلاصه کرد. جدول (۴) می‌تواند به عنوان یک معیار در ارزیابی نهایی نتایج طراحی بهینه مورد استفاده قرار گیرد.

جدول ۲- مشخصات فنی تراستر هیدرازینی 5N مدل CHT5

مشخصات فنی	شکل تراستر
سوخت (Propellant)	
فشار ورودی (Inlet Pressure Range)	
نیروی رانش در خلأ (T _{vac})	
ضربه ویژه در خلأ (Isp _{Vac})	
ضربه ویژه کل (Total Impulse)	
عمر و کارکرد (Cycle Life)	
مدت زمان سوزش حداکثر (Accumulated Burn Life)	
حداقل ضربه (Minimum Impulse Bit)	
طول کلی	
قطر خروجی نازل (D _{noz})	
جرم (Mass)	

مأموریت ماهواره و اطلاعات سیستمی مورد نیاز

مأموریت نانو ماهواره انتخابی انجام مانور هم‌صفحه برای دایروی کردن مدار در نقطه اوج است. این مانور به صورت تک مرحله‌ای صورت می‌پذیرد. مدار پارکینگ (اولیه) مداری بیضوی با ارتفاع اوج و حضیض ۶۵۰-۲۵۰ کیلومتر و زاویه میل مداری ۵۶ درجه است. مدار مقصد مداری دایروی با ارتفاع ۶۵۰ کیلومتر و حفظ زاویه میل ۵۶ خواهد بود. حداکثر جرم ماهواره ۲۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده است که شامل سیستم پیشرانش و سوخت است.

محاسبه مقدار سوخت مورد نیاز انجام مانور

با توجه به محاسبات انجام شده، ایمپالس کل مورد نیاز برای دایروی کردن مدار در ارتفاع ۶۵۰ کیلومتری در حدود ۱۱۱ متر بر ثانیه است [۷]. با در نظر گرفتن ۱۰ درصد ضریب اطمینان در نهایت مقدار ایمپالس کل مورد نیاز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta V_{req} = 1.1 \Delta V_{650} = 122 \left(\frac{m}{s} \right) \quad (1)$$

واضح است که نوع سوخت، مقدار زمان کارکرد سیستم پیشرانش، مقدار نیروی رانش و از همه مهم‌تر جرم کلی وسیله در تأمین این ایمپالس کل تأثیرگذار است. مقدار سرعت قابل تأمین (ΔV_{avi}) یک سیستم تعبیه شده بر روی یک وسیله در حالت ایده‌آل به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\Delta V_{avi} = \int_0^t \frac{T}{M} dt = \int_0^t \frac{T}{M_0 - \dot{m}t} dt = \dots = -\frac{T}{\dot{m}} \ln \mu_e = -Isp_m g_0 \ln \mu_e \quad (2)$$

در رابطه (۲)، T : نیروی رانش نامی موتور، M_0 : جرم کل سیستم، t : مدت زمان کارکرد موتور، \dot{m} : دبی خروجی موتور، Isp_m : ایمپالس نامی موتور و μ_e : نسبت جرم خالی به جرم اولیه است.

مقدار جرم کل نانو ماهواره در حالت حداکثر، ۲۰ کیلوگرم در نظر گرفته شده است. بنابراین می‌توان جرم سوخت مورد نیاز انجام مانور را با استفاده از رابطه (۳) تخمین زد:

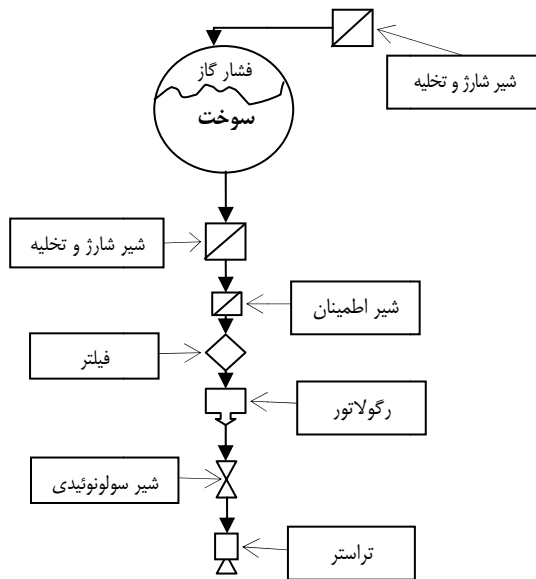
$$\mu_e = e^{\frac{-\Delta V_{req}}{I_{sp} \cdot g_0}} \quad (3)$$

$$M_{prop} = (1 - \mu_e) M_0$$

متناسب با مقدار ضربه ویژه، جرم پیشران مورد نیاز انجام مانور محاسبه می‌شود. برای سوخت هیدرازین با ضربه ویژه حدود ۲۰۰

جدول ۳- مشخصات فنی تراستر هیدرازینی مدل 10N CHT10

مشخصات فنی	شکل تراستر
سوخت (Propellant) Hydrazine	
فشار ورودی (Inlet Pressure Range) 5.5 to 22 bar	
نیروی رانش در خلأ (T_{vac}) 3.0 to 10.0 N	
ضربه ویژه در خلأ (Isp_{vac}) 220 to 230 sec	
ضربه ویژه کل (Total Impulse) 100,000 Ns	
عمر و کارکرد (Cycle Life) 114,000 cycles	
مدت زمان سوزش حداکثر (Accumulated Burn Life) 5 hours	
طول کلی 142 mm	
قطر خروجی نازل (D_{noz}) 19 mm	
جرم (Mass) 0.24 kg	



شکل ۲- معرفی ساختار سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای انتخابی

معرفی بخش‌های مورد نیاز سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی

هریک از قسمت‌های ساختار ذکر شده در شکل (۲) را می‌توان به صورت زیر معرفی کرد. الزام وجود این بخش و همچنین تعامل آن با دیگر بخش‌ها در ادامه اشاره شده است:

- مخزن: محل نگهداری سوخت است و تقریباً بیشترین جرم و حجم سیستم را به خود اختصاص می‌دهد. مخزن‌های فشرده بازدهی بیشتری برای کاربردهای فضایی به خصوص در ماهواره‌های کوچک دارند. از این رو معمولاً سوخت توسط یک گاز خنثی فشرده می‌شود. یکی از مهم‌ترین مسائل برای انتخاب جنس گاز فشارنده در تماس مستقیم با سوخت، عدم حل شدن در سوخت و ایجاد حباب‌های درون آن است.
- برای شارژ و تخلیه مخزن دو شیر مورد نیاز است. یکی برای سوخت و دیگری برای گاز فشارنده. این دو شیر معمولاً در نزدیک‌ترین فاصله نسبت به مخزن قرار می‌گیرند.
- شیر اطمینان در اصل امکان استفاده از تراستر را امکان‌پذیر می‌سازد. یکی از موارد استفاده این شیر، هنگام شارژ کردن مخزن است که امکان عبور سوخت به سمت تراستر را نمی‌دهد.
- فیلتر برای خالص‌سازی سوخت از آلودگی‌های احتمالی درون لوله‌ها و هنگام شارژ استفاده می‌شود.
- معمولاً فشار درون مخزن بالاتر از فشار مورد نیاز تراستر است. بنابراین هر تنظیم‌کننده برای کاهش فشار مورد استفاده قرار می‌گیرد. کاربرد دیگر رگلاتور برای تأمین فشار ثابت در طی زمان عملکرد است. زیرا فشار مخزن با تخلیه سوخت کاهش می‌یابد.

جدول ۴- محدوده پارامترهای سیستم‌های پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای

میزان تغییرات	نیروی رانش	جرم موتور	Isp_{vac}	طول موتور	قطر نازل خروجی	فشار مخزن	توان مصرفی
حداکثر	400 N	2.7 Kg	230 (s)	325 (mm)	67 (mm)	40 bar	2 Watt
حداقل	0.5 N	0.19 Kg	200 (s)	113 (mm)	7.6 (mm)	20 bar	0.5 Watt

الگوریتم طراحی سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای هیدرازینی

قبل از ارائه الگوریتم طراحی سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای باید ساختار عملکردی مشخص شود. مطابق با ساختارهای موجود اکنون می‌توان حداقل ملزومات یک ساختار سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای را مطابق شکل (۲) معرفی کرد. این ساختار، حداقل الزامات یک سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای را دارد که می‌تواند مأموریت نانوماهواره مورد نظر را به خوبی پاسخگو باشد. طبیعی است که می‌توان ساختار سیستم پیشرانش را دقیق‌تر و پرهزینه‌تر انتخاب کرد. این موضوع در مراحل اولیه طراحی مرسوم نیست زیرا در این مرحله از طراحی بیشتر هدف مقایسه طرح‌ها و انتخاب طرح بهینه است. این ساختار برای سیستم پیشرانش هیدرازینی و غیرهیدرازینی می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. تنها تفاوت در ملاحظات نشست‌بندی، نوع کاتالیست مورد استفاده و مسائل زیست محیطی است که در ساختار ارائه شده قابل نمایش نیست و معمولاً به صورت هزینه‌های جرمی-هندسی در نظر گرفته می‌شود.

منظور از طراحی یک سیستم پیشرانش، تعیین پارامترهایی است که اشاره شد. این پارامترهای سیستمی یا در طراحی سیستم پیشرانش یا آنکه در طراحی سیستمی کل ماهواره تعیین می‌شوند. بنابراین واضح است که برخی از این پارامترها تأثیر بسزایی در کل سیستم دارند و توسط طراحی سیستمی تعیین می‌شوند، زیرا بر دیگر زیرسیستم‌های ماهواره تأثیر گذارند.

پارامترهای هشت‌گانه ذکر شده در بالا کاملاً هم مستقل نیستند. پارامترهای مستقلی که در برگزیده پارامترهای هشت‌گانه بالا باشند به‌عنوان پارامترهای سیستمی سیستم پیشرانش در نظر گرفته می‌شود. با توجه به ساختار انتخابی برای سیستم پیشرانش و تحلیل معادلات بالستیکی تراستر می‌توان این پارامترهای سیستمی را تعیین کرد.

استخراج روابط حاکم بر سیستم پیشرانش و موضوعات مورد نیاز

با توجه به ساختار انتخابی برای سیستم پیشرانش می‌توان معادلات را در سه موضوع جرم و هندسه، سازه و آیروترمودینامیک خلاصه کرد. مقدار توان مصرفی شیرهای سولونوئیدی کم است و لذا توان مصرفی به‌عنوان یک موضوع قابل اشاره نیست. از طرفی دیگر سیستم پیشران را می‌توان به سه بخش تقسیم کرد. مخزن، شیرآلات، اتصالات و تراستر. این سه بخش هر کدام بسته به خصوصیات خود ترکیبی از سه، دو یا یک موضوع مطرح شده هستند. تداخل پارامترها بین این چند موضوع در بخش‌های مختلف نیازمند یک تعامل سیستمی است. در این بخش روابط حاکم بر موضوعات مختلف ارائه می‌شود و بخش‌های درگیر با هر موضوع و بالعکس موضوعات درگیر در هر بخش دسته‌بندی می‌شوند.

روابط حاکم بر موضوع آیروترمودینامیک

در این قسمت مفروضات تحلیل جریان داخل تراستر و روابط حاکم بر تراستر معرفی می‌شود [۸، ۹ و ۱۰]. برای بررسی بالستیک داخلی موتور فرض زیر در نظر گرفته شده است:

۱. محصولات احتراق به صورت گاز کامل فرض می‌شوند.

۲. محصولات احتراق تراکم‌پذیر در نظر گرفته می‌شود.

۳. جریان آیزنتروپیک در نظر گرفته می‌شود.

از قانون بقای جرم می‌دانیم که دبی جرمی محصولات احتراق در محفظه احتراق باید با دبی جرمی خروجی از موتور برابر باشد بنابراین داریم:

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out} \quad (4)$$

۶. شیر سولونوئیدی عمل قطع و وصل جریان سوخت به سمت نازل را بر اساس یک دستور کنترلی امکان‌پذیر می‌سازد. در اصل این شیر، روشن و خاموش شدن سیستم پیشرانش را میسر می‌سازد. در اکثر سیستم‌ها برای افزایش اطمینان سیستم از دو عدد شیر به طور سری استفاده می‌شود.

۷. تراستر محل احتراق سوخت و هدایت آن در نازل برای افزایش سرعت محصولات احتراقی و تولید نیروی رانش است. تعیین پارامترهای مربوط به این قسمت از جمله موارد تأثیرگذار در طراحی سیستم پیشرانش است.

برای ارائه یک الگوریتم طراحی مناسب ابتدا باید عوامل تأثیرگذار در انتخاب یا طراحی قسمت‌های معرفی شده در شکل (۲) را استخراج کرد و سپس تأثیر این عوامل در سیستم پیشرانش و نهایتاً در کل سیستم ماهواره را مشخص کرد.

پارامترهای مؤثر در طراحی سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای

در بخش قبل پارامترهای تأثیرگذار بر هر یک از بخش‌های سیستم پیشرانش تک‌مؤلفه‌ای انتخابی استخراج شد. برخی از این پارامترها فقط در قسمت خود تأثیرگذارند و برخی بین بخش‌ها مشترکند. این پارامترهای مشترک ممکن است رفتار متفاوتی در هر بخش از خود نشان دهند بنابراین لازم است که تأثیر کلی آنها بر سیستم پیشرانش مشخص شود. از طرفی در طراحی سیستمی، پارامترهای تک تک بخش‌ها چندان قابل کاربرد نیست زیرا پارامترهای سیستم پیشرانش یک زیرسیستم مورد نیاز است تا در نهایت بتوان کل سیستم را بهینه‌سازی کرد. در این بخش پارامترهای تأثیرگذار بر سیستم پیشرانش معرفی می‌شوند و تأثیر بخش‌های مختلف سیستم پیشرانش بر این پارامترها ارزیابی می‌شود. مهم‌ترین پارامترهای تأثیرگذار بر سیستم پیشرانش را می‌توان به صورت زیر ارائه کرد:

۱. مقدار نیروی رانش

۲. مدت زمان کارکرد

۳. جرم سیستم پیشرانش

۴. ابعاد و هندسه سیستم پیشرانش

۵. نوع سوخت

۶. ارتفاع عملکردی

۷. دقت سیستم پیشرانش

۸. کنترل‌پذیری یا عدم کنترل‌پذیری نیروی رانش

$$\dot{m}_{out} = A^* \sqrt{\frac{\gamma R}{T_c}} P_c \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{\frac{-\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (10)$$

پارامترها در رابطه (۱۰) عبارتند از: A^* : سطح مقطع گلوگاه، T_c : فشار محفظه احتراق، P_c : فشار محفظه احتراق و \dot{m}_{out} : دبی جریان خروجی از نازل است. فشار ورودی به محفظه احتراق معمولاً با ضریبی به فشار محفظه احتراق مرتبط می‌شود:

$$P_{inj} = k_2 P_c \quad (11)$$

با مشخص بودن نسبت فشارهای محفظه و خروجی از نازل می‌توان با استفاده از رابطه (۱۲) ماخ خروجی از نازل را محاسبه کرد:

$$\frac{P_c}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (12)$$

سطح مقطع خروجی نازل با استفاده از رابطه (۱۳) به سطح مقطع گلوگاه و ماخ خروجی از نازل وابسته می‌شود:

$$\frac{A_e}{A^*} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{-1(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \quad (13)$$

و در نهایت رابطه نیروی رانش را برای یک تراستر می‌توان به صورت زیر ارائه کرد:

$$T = \dot{m} v_e + A_e (P_e - P_{atm}) \quad (14)$$

در ارتفاع بالا شرایط خلأ را می‌توان در نظر گرفت، لذا رابطه نیروی رانش موتور در خلأ به صورت زیر مورد توجه است:

$$T_{vac} = \dot{m} v_e + A_e P_e \quad (15)$$

در رابطه (۱۵) T_{vac} نیروی رانش در خلأ، \dot{m} دبی جرمی خروجی محصولات احتراق از موتور، v_e سرعت خروجی محصولات، P_e و A_e نیز به ترتیب فشار و سطح مقطع خروجی نازل هستند. رابطه (۱۶) بسط یافته رابطه (۱۵) بر اساس فشار محفظه، ماخ و سطح خروجی نازل است:

$$T_{vac} = A_e P_e [\gamma M_e^2 + 1] = \dots \\ \dots = A_e P_c (\gamma M_e^2 + 1) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (16)$$

روابط حاکم بر موضوع سازه

تعیین ضخامت قسمت‌های مختلف در این موضوع بررسی می‌شود. با توجه به ساختار انتخابی برای سیستم پیشرانش، نیازمند روابطی برای محاسبه ضخامت سازه کروی و استوانه و مخروطی در فشار و تنش‌های مربوطه هستیم. برای یک سازه کروی تحت فشار ضخامت مورد نیاز را می‌توان با نوشتن معادلات تعادل برای یک المان مفروض در راستای شعاعی و زاویه‌ای محاسبه کرد [۸، ۹ و ۱۱]. پارامترهای مورد نیاز در شکل (۳) ارائه شده‌اند.

در رابطه (۴) دبی جرمی ورودی را می‌توان به صورت زیر بسط داد:

$$\dot{m}_{in} = \rho_{pro} A_{inj} V_{inj} \quad (5)$$

در رابطه (۵) ρ_{pro} چگالی سوخت، A_{inj} سطح مقطع کلی انژکتورها و در اصل برابر با سطح عبوری شیر سولونوئیدی است و V_{inj} سرعت خروجی متوسط سوخت از درون انژکتور است. با استخراج معادلات نیوتنی برای حجم معیار درون مجاری انتقال‌دهنده سوخت خواهیم داشت:

$$P_{inj} A_{inj} = \dot{m}_{in} V_{inj} \quad (6)$$

با ترکیب روابط (۵) و (۶) می‌توان دبی جریان وارد شده به محفظه را تنها برحسب فشار بالادست ارائه کرد:

$$\dot{m}_{in} = A_{inj} \sqrt{P_{inj} \rho_{prop}} \quad (7)$$

فشار تزریق به محفظه P_{inj} معمولاً با فشار بعد از رگلاتور P_2^{Tank} برابر است. فشار P_2^{Tank} در حقیقت فشاری است که زمان خالی شدن مخزن از طریق گاز فشارنده به سوخت وارد می‌شود. با اعمال یک ضریب اطمینان می‌توان رابطه (۸) را برای فشار گاز فشارنده در حالت مخزن خالی در نظر گرفت:

$$P_2^{Tank} = k_1 P_{inj} \quad (8)$$

فشار گاز لازم در مخزن در حالت شارژ شده، با فرض تغییر حجم آدیاباتیک، با رابطه (۹) محاسبه می‌شود:

$$P_1^{Tank} = P_2^{Tank} \frac{\bar{V}_2 T_1}{\bar{V}_1 T_2} \quad (9)$$

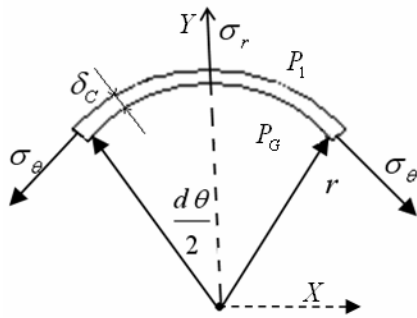
$$c_p (\bar{V}_2 - \bar{V}_1) = c_v (P_2^{Tank} - P_1^{Tank})$$

$$\rightarrow \left\{ \begin{aligned} P_1^{Tank} &= \frac{P_2^{Tank} \bar{V}_2 (P_2^{Tank} + T_2 \gamma_G)}{P_2^{Tank} \bar{V}_2 + \bar{V}_1 T_2 \gamma_G} \\ P_1^{Tank} &= \frac{(P_2^{Tank} + T_1 \gamma_G) + \sqrt{(P_2^{Tank} + T_1 \gamma_G)^2 - 4 P_2^{Tank} \frac{\bar{V}_2}{\bar{V}_1} T_1 \gamma_G}}{2} \end{aligned} \right.$$

در رابطه (۹) P_2^{Tank} : فشار مخزن در حالت شارژ شده، \bar{V}_2 :

حجم گاز در مخزن خالی، \bar{V}_1 : حجم گاز در مخزن پر شده و T_1, T_2 به ترتیب دمای گاز در حالت پر و خالی مخزن است. اگر دمای مخزن (گاز فشارنده) در حالت شارژ مفروض باشد آنگاه از معادله پایینی رابطه (۹) و اگر دمای مخزن در حالت خالی شدن در فضا مفروض باشد معادله بالایی مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای محاسبه دبی جریان خروجی از نازل، برخی از روابط آیزنروپیک مورد استفاده قرار گرفته است که از تکرار آنها صرف نظر می‌شود.

دبی جریان خروجی از موتور با فرض خفه شدن جریان در نازل پس از ساده‌سازی و جایگزینی روابط در نهایت می‌تواند به صورت زیر ارائه شود:



شکل ۴- المان سطح استوانه‌ای

معادلات در راستای Y به صورت زیر خواهد بود:

$$2\sigma_{\theta} \sin\left(\frac{d\theta}{2}\right) \delta_{str} L = 2r \sin\left(\frac{d\theta}{2}\right) L P_G \quad (22)$$

با ساده‌سازی در نهایت ضخامت سازه استوانه‌ای به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\delta_{str} = k_4 \frac{r P_G}{\sigma_{per}} \quad (23)$$

در رابطه (۲۳) ضریب اطمینان، P_G : فشار داخل سازه استوانه‌ای، r : شعاع داخلی استوانه و σ_{per} : تنش مجاز سازه است که توسط جنس سازه مشخص می‌شود.

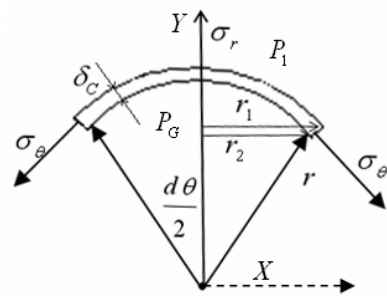
در مورد بالشتک گاز، لازم نیست که فشار گاز درون بالشتک را کاملاً بالشتک تحمل کند؛ بلکه کافی است در وضعیت بحرانی یعنی شارژ بودن مخزن که حداکثر فشار گاز داخل بالشتک را به دنبال خواهد داشت، جداره از هم گسسته نشود. این به معنی وجود یک حداقل ضخامت برای δ_s است. برای عدم گسستگی در این وضعیت، طبق رابطه تنش، زاویه‌ای برای یک سازه کروی خواهیم داشت:

$$\delta_s = k_3 r_2^s \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{P_G}{\sigma_{per}^B}}\right) \quad (24)$$

$$\Rightarrow r_2^s = \frac{\delta_s}{k_3 \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{P_G}{\sigma_{per}^B}}\right)}$$

با فرض ضخامت ۱ میلی‌متری در حالت بحرانی می‌توان شعاع کره متناظر را طبق رابطه (۲۴) محاسبه کرد.

از نظر سازه‌ای، بخش‌های مختلف سیستم پیشران‌ش باید تحمل ضریب بار وارده توسط نیروی رانش را داشته باشد. در این مرحله از طراحی به دلیل آنکه مقایسه طرح‌های مختلف مد نظر قرار دارد از در نظر گرفتن این بخش صرف نظر شده است. بر طبق مرجع [۸ و ۹] مقدار ضرایب اطمینان سازه را می‌توان بین ۱/۲ الی ۱/۳ در نظر گرفت که مقدار حداکثر در این مقاله منظور شده است:



شکل ۳- معرفی پارامترهای مربوط به المان سطح کروی

معادلات تعادل در راستای Y برای محاسبه تنش زاویه‌ای عبارتند از:

$$\sigma_{\theta} \sin\left(\frac{d\theta}{2}\right) \delta_{str} \left(\frac{L_1 + L_2}{2}\right) = \pi r_2^2 P_G - \pi r_1^2 P_1 \quad (17)$$

و معادلات تعادل در راستای شعاعی برای محاسبه تنش شعاعی عبارتند از:

$$4\pi r'^2 \sigma_r = 4\pi r_2^2 P_G - 4\pi (r_2 + \delta_c)^2 P_1 \quad (18)$$

ترم منفی در سمت راست معادلات ($\pi r_1^2 P_1$) مربوط به فشار اتمسفر است و معمولاً برای افزایش اطمینان برای سازه‌های تحت فشار در نظر گرفته نمی‌شود، زیرا با حذف این ترم مقدار ضخامت مورد نیاز سازه (δ_{str}) افزایش خواهد یافت. متغیرهای موجود در رابطه (۱۷) و رابطه (۱۸) با استفاده از روابط هندسی به شعاع کره وابسته می‌شوند:

$$L_1 = 2\pi r_1$$

$$L_2 = 2\pi r_2$$

$$r_1 = (r + \delta_c) \sin\left(\frac{d\theta}{2}\right) \quad (19)$$

$$r_2 = r \sin\left(\frac{d\theta}{2}\right)$$

$$r \leq r' \leq r + \delta_c$$

با جایگذاری معادله (۱۹) در معادله (۱۷) ضخامت مورد نیاز سازه کروی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\sigma_{\theta} \delta_{str}^2 + 2\sigma_{\theta} \delta_{str} r - r^2 P_G = 0$$

$$\delta_{str} = \frac{-2\sigma_{\theta} r \pm \sqrt{4\sigma_{\theta}^2 r^2 + 4\sigma_{\theta} r^2 P_G}}{2\sigma_{\theta}}$$

$$\Rightarrow \delta_{str} = k_3 r \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{P_G}{\sigma_{per}}}\right) \quad (20)$$

در رابطه (۲۰) k_3 : ضریب اطمینان، P_G : فشار داخل سازه کروی، r : شعاع داخلی کره و σ_{per} : تنش مجاز سازه است که توسط جنس سازه مشخص می‌شود. به طریق مشابه با جایگذاری رابطه (۱۹) در رابطه (۱۸) تنش شعاعی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\sigma_r = \frac{P_G r^2}{r'^2} \Rightarrow \sigma_r^{\max} = P_G \quad (21)$$

به طور مشابه برای یک سازه استوانه‌ای مطابق شکل (۴) خواهیم داشت:

روابط حاکم بر موضوع جرم - هندسه

برای محاسبه جرم و هندسه یک سازه کروی با ضخامت δ_{str} می‌توان از روابط زیر استفاده کرد:

$$M_{str} = \frac{4}{3}\pi(r_1^3 - r_2^3)\rho_{str}$$

$$V_{str} = \frac{4}{3}\pi r_1^3 \quad (25)$$

$$r_1 - r_2 = \delta_{str}$$

طبیعی است برای یک سازه تو در تو رابطه (۲۵) همچنان صادق است و تنها در اختصاص شعاع‌های مربوطه باید دقت کرد. بدین ترتیب برای تخمین جرم بالشتک گاز می‌توان از رابطه (۲۶) استفاده کرد:

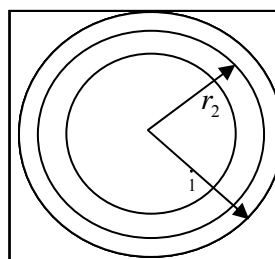
$$M_B = \frac{4}{3}\pi(r_2^3 - r_3^3)\rho_B$$

$$V_B = \frac{4}{3}\pi(r_2^3 - r_3^3) \quad (26)$$

$$r_2 - r_3 = \delta_B$$

جرم گاز فشارنده درون مخزن با استفاده از رابطه (۲۷) محاسبه می‌شود:

$$M_G = \frac{4}{3}\pi r_3^3 \frac{P_G}{RT_G} \quad (27)$$



شکل ۵- پارامترهای مخزن دارای بالشتک

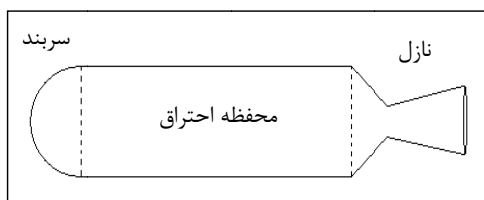
پارامترهای استفاده شده در روابط (۲۵) الی (۲۶) مطابق با شکل (۵) عبارتند از r_1 : شعاع بیرونی مخزن، r_2 : شعاع داخلی مخزن - شعاع خارجی بالشتک گاز، r_3 : شعاع داخلی بالشتک گاز، ρ_B, ρ_{str} : به ترتیب چگالی بالشتک و چگالی سازه است. با استفاده از روابط (۲۵) الی (۲۶) می‌توان جرم باک خالی و سپس جرم باک پر را محاسبه کرد:

$$M_{Tank}^e = M_{str} + M_B + M_G + M_{\sigma_1} \quad (28)$$

$$M_{Tank}^f = M_{Tank}^e + M_{prop}$$

پارامترها در رابطه (۲۸) عبارتند از M_{Tank}^e, M_{Tank}^f : به ترتیب جرم باک پر و جرم باک خالی، M_{str} : جرم سازه مخزن، M_B : جرم بالشتک گاز، M_G : جرم گاز فشارنده، M_{σ_1} : جرم سایر متعلقات مخزن که معمولاً بین ۱۰ درصد الی ۱۵ درصد جرم باک خالی در نظر گرفته می‌شود و M_{prop} : جرم سوخت است.

برای محاسبه جرم تراستر آن را به سه بخش تقسیم می‌کنیم. سریند، بدنه استوانه‌ای و نازل همگرا- واگرا. در تمامی قسمت‌ها با استفاده از ضخامت δ_{Th} به محاسبه جرم می‌پردازیم.



شکل ۶- شکل تراستر و بخش‌های مربوطه

ابتدا برای قسمت سریند با فرض سریند کروی خواهیم داشت:

$$M_H = \frac{4}{3}\pi(r_{b1}^3 - r_{b2}^3)\rho_{Th} \quad (29)$$

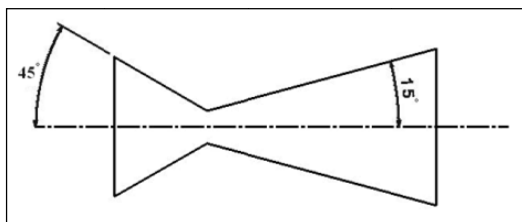
$$r_{b1} - r_{b2} = \delta_{Th}$$

برای بدنه استوانه‌ای خواهیم داشت:

$$M_{com} = \pi(r_{b1}^2 - r_{b2}^2) \cdot L_{com} \cdot \rho_{Th} \quad (30)$$

$$L_{com} = k_6 D_{b2}$$

برای محاسبه جرم نازل همگرا- واگرا ابتدا با استفاده از روابط هندسی سطح جانبی مخروط‌های ناقص همگرا و واگرا استخراج می‌شود.



شکل ۷- زوایای مربوط به نازل همگرا- واگرا

شیب قسمت همگرا (α_1) و قسمت واگرا (α_2) به پارامترهای مختلفی بستگی دارد. از لحاظ تئوری هرچقدر این مقادیر بیشتر باشد طول قسمت‌های همگرا - واگرا کاهش می‌یابد و وزن نازل کمتر می‌شود. مسئله محدودکننده گردابه‌های ایجاد شده و جدایش جریان از سطح داخلی نازل است که به خصوص در قسمت‌های واگرا که دارای سرعت مافوق صوت است، اتلافات زیادی را موجب می‌شود. این مطلب در مورد قسمت‌های همگرا به دلیل کمبود سرعت ضعیف‌تر است. با توجه به مطالب ذکر شده مقدار تجربی α_1 و α_2 را می‌توان به صورت زیر انتخاب کرد [۸-۹].

$$\alpha_1 \approx 45^\circ \quad (31)$$

$$\alpha_2 \approx 15^\circ$$

با فرض کردن زوایای همگرایی و واگرایی می‌توان برای محاسبه مساحت جانبی مخروط ناقص از رابطه زیر استفاده کرد.

حجم کل سازه نازل جمع دو قسمت همگرا و واگرا می‌باشد.

$$V_N = V_{con} + V_{div} \quad (35)$$

با مشخص شدن حجم و ضخامت نازل جرم آن را می‌توان با استفاده از رابطه (۳۶) بدست آورد:

$$M_N = \rho_{Th} V_N \quad (36)$$

با مشخص شدن جرم اجزاء نهایتاً جرم سازه تراستر به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$M_{Th} = M_H + M_{com} + M_N \quad (37)$$

در این رابطه مقدار جرم اجزای اتصال‌دهنده و عایق‌های حرارتی که مورد نیاز است در نظر گرفته نشده است. سایر متعلقات سیستم پیشرانش نظیر رگلاتور، فیلتر و شیر سولونوئیدی جرم و هندسه مشخصی دارند یا در مراحل طراحی مفهومی به عنوان درصدی از جرم کل در نظر گرفته می‌شوند. بنابراین می‌توان جرم کل سیستم پیشرانش را با استفاده از رابطه (۳۸) محاسبه کرد.

$$M_{P.S} = M_{Th} + M_{Tank}^f + M_{\sigma_2} \quad (38)$$

در رابطه (۳۸) $M_{P.S}$: جرم سیستم پیشرانش، M_{σ_2} : جرم سایر متعلقات سیستم پیشرانش (شیر سولونوئیدی و رگلاتور و اتصال‌دهنده‌ها)، M_{Tank}^f : جرم خالی مخزن (رابطه (۳۸))، M_{Th} : جرم تراستر (رابطه (۳۷)) است. بدین ترتیب روابط لازم برای محاسبه جرم و هندسه بخش‌های مختلف استخراج شد.

الگوریتم طراحی بهینه سیستم پیشرانش

هیدرازینی

الگوریتم طراحی را می‌توان مطابق شکل (۹) ارائه کرد. در این مقاله از چهارچوب AAO برای طراحی بهینه چند موضوعی استفاده شده است که توضیح بیشتر در خصوص این چهارچوب در مراجع [۱۳، ۱۲] موجود است.

مطابق با الگوریتم نمایش داده شده در شکل (۹)، مفروضات طراحی شامل موارد زیر می‌شود:

۱. فشار خروجی نازل (P_e)
۲. جرم و چگالی پیشران (M_{prop}, ρ_{prop})
۳. جنس بالشتک گاز (E_B, ρ_B)
۴. جنس سازه مخزن ($\sigma_{per}^{Tank}, \rho_{Tank}$)
۵. جنس سازه تراستر ($\sigma_{per}^{Th}, \rho_{hk}$)

$$V_0 = \frac{\pi D_1^2 (h_1 + h_2)}{12}$$

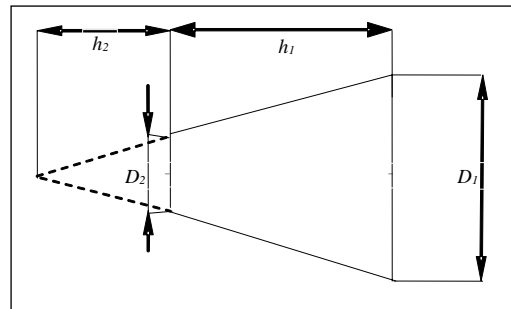
$$V_2 = \frac{\pi D_2^2 h_1}{12} \quad (32)$$

$$V_1 = V_0 - V_2 = \frac{\pi [D_1^2 (h_1 + h_2) - D_2^2 h_1]}{12}$$

$$h_2 = \frac{D_2}{2 \tan \theta_C}$$

$$h_1 = \frac{(D_1 - D_2)}{2 \tan \theta_C}$$

در رابطه (۳۲) D_1 : قطر مقطع بزرگ‌تر، D_2 : قطر مقطع کوچک‌تر، h_1 : فاصله بین دو مقطع، θ_C : نیم زاویه رأس مخروط، V_1 : حجم مخروط ناقص و V_0 : حجم مخروط کامل است. پارامترهای هندسی در شکل (۸) نمایش داده شده است.



شکل ۸- معرفی پارامترهای محاسبه سطح جانبی

بنابراین برای قسمت همگرا، D_1 در واقع قطر داخلی بدنه و D_2 قطر داخلی گلوگاه است و خواهیم داشت.

$$D_1 = D_{com} = 2r_{b_2}$$

$$D_2 = D^* = 2r^*$$

$$V_{con} = \frac{\pi}{3} \left[(r_{b_2} + \delta_{str})^2 (h_1 + h_2) \dots \dots - (r^* + \delta_{str})^2 h_2 - r_{b_2}^2 (h_1 + h_2) + r^{*2} h_2 \right]$$

$$h_2 = \frac{D^*}{2 \tan \alpha_1}$$

$$h_1 = \frac{(D_{com} - D^*)}{2 \tan \alpha_1} \quad (33)$$

به روش مشابه برای قسمت واگرا، D_1 قطر خروجی شیپوره و D_2 قطر گلوگاه است که در نتیجه خواهیم داشت:

$$D_1 = D_e$$

$$D_2 = D^* = 2r^*$$

$$V_{div} = \frac{\pi}{3} \left[(r_e + \delta_{str})^2 (h'_1 + h'_2) \dots \dots - (r^* + \delta_{str})^2 h'_2 - r_e^2 (h'_1 + h'_2) + r^{*2} h'_2 \right]$$

$$h'_2 = \frac{D^*}{2 \tan \alpha_2}$$

$$h'_1 = \frac{(D_e - D^*)}{2 \tan \alpha_2} \quad (34)$$

متناسب با نظر طراح، بر اساس معیارهای مختلفی می‌تواند انجام پذیرد. طراحی سیستم پیشرانش مد نظر این پژوهش بر اساس حداقل‌سازی جرم سیستم پیشرانش انجام می‌پذیرد.

متغیرهای طراحی با استفاده از روابط (۱) الی (۳۸) طراحی هر زیربخش سیستم پیشرانش را امکان‌پذیر می‌کند. هر زیر بخش متناسب با موضوعات درگیر، طراحی شده است و در نهایت کل سیستم پیشرانش طراحی می‌شود. این سیکل تا رسیدن به جواب مطلوب ادامه می‌یابد. پارامترهای سیستمی استخراج شده برای طراحی سیستم پیشرانش نانوماهواره به شرح زیر است:

۱. نیروی رانش، ضربه ویژه و دبی نازل $(T_{vac}, I_{sp}, \dot{m})$
۲. هندسه تراستر و مخزن $(L_{com}, r_{b1}, r_1, A^*, A_e)$
۳. جرم سیستم پیشرانش (M_{PS})
۴. ولتاژ و توان مصرفی شیر سولونوئیدی

طراحی مفهومی بهینه سیستم پیشرانش بر اساس دو معیار می‌تواند صورت پذیرد. این دو معیار عبارتند از:

۱. کمینه‌کردن جرم خالی سیستم پیشرانش
۲. بیشینه‌کردن ضربه ویژه موتور

پس از تحلیل نتایج طراحی مشخص شد که در این مدل، مقدار ضربه ویژه موتور تنها به فشار و دمای محفظه احتراق وابسته است بنابراین به صورت یکتا در هر فشار محفظه محاسبه می‌شود. این بدین معنی است که در هر فشار، محفظه احتراق فارغ از هندسه تراستر، دبی جرمی و نیروی رانش مقدار ضربه ویژه موتور ثابت است. بدین ترتیب بیشینه‌کردن مقدار ضربه ویژه موتور با توجه به پارامترهای انتخابی برای طراحی ممکن نیست. پس معیار دوم در این الگوریتم به‌کار رفته و معیار اول تنها معیار بررسی و بهینه‌سازی سیستم پیشرانش انتخاب می‌شود. قیود موردنظر طراحی به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

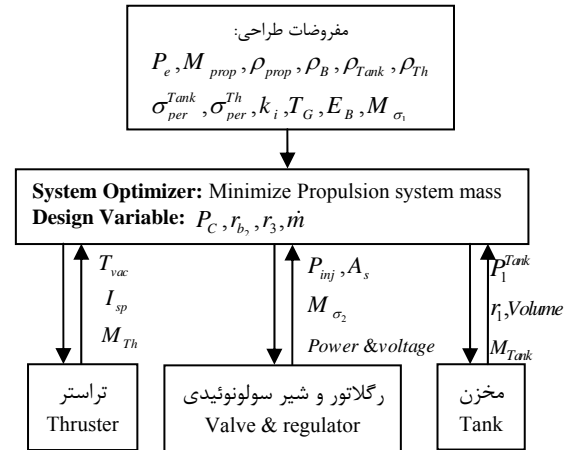
- حداقل قطر گلوگاه برابر با ۱ میلی‌متر
- محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن $(9.8N \leq T \leq 10.2N)$
- محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن $(4.9N \leq T \leq 5.1N)$
- حداقل دبی جرمی برابر با ۵ گرم بر ثانیه

قید حداقل قطر گلوگاه به دلیل تکنولوژی ساخت در نظر گرفته شده است. محدوده نیروی رانش‌ها به دلیل نمونه‌های موجود تراستر و امکان ترکیب آنها با نمونه طراحی برای یک سیستم جدید در نظر گرفته شده است تا چنانچه طراحی نانو ماهواره بر اساس این

۶. ضرایب اطمینان $(k_1, k_2, k_3, k_4, k_5)$

۷. دمای مخزن (T_1^G, T_2^G)

۸. جرم متعلقات وابسته به مخزن نظیر شیرهای شارژ و تخلیه (M_{σ_1})



شکل ۹- الگوریتم طراحی سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای

اگرچه می‌توان برخی موارد اشاره در مفروضات را نیز به عنوان متغیر طراحی در نظر گرفت ولی به دلیل انتخاب‌های محدود، این پارامترها مفروضات از قبل تعیین شده در نظر گرفته می‌شوند ولی در مراحل تکمیلی طراحی می‌توان از آنها به عنوان یک متغیر طراحی گسسته استفاده کرد.

با مشخص شدن مقادیر انتخابی برای پارامترهای ورودی (مفروضات مسئله)، متغیرهای طراحی با استفاده از روابط (۱) الی (۳۸) به چهار عدد کاهش می‌یابند که عبارتند از:

۱- فشار محفظه احتراق (P_C)

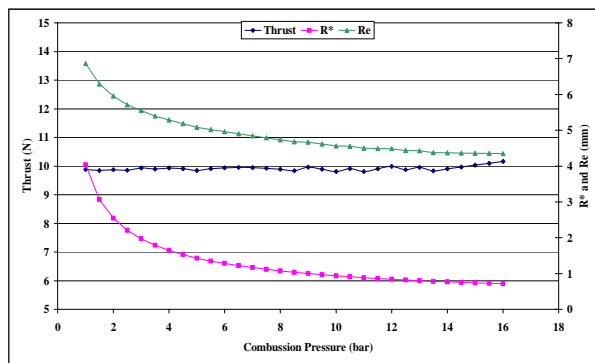
۲- شعاع داخلی محفظه احتراق (r_{b2})

۳- شعاع داخلی مخزن (r_3)

۴- دبی جرمی نازل (\dot{m})

نکته قابل ذکر آن است که دبی جرمی نازل به سطح مقطع شیر سولونوئیدی وابسته است. این الگوریتم با فرض این صورت می‌پذیرد که امکان تهیه شیر سولونوئیدی مرتبط با دبی جرمی بهینه به‌دست آمده وجود دارد. در غیر این صورت متغیر طراحی سطح مقطع شیر سولونوئیدی $(A_s = A_{inj})$ خواهد بود و متناسب با آن با استفاده از روابط ذکر شده دبی جرمی نازل تعیین می‌شود.

این متغیرها به طور همزمان (AAO) با استفاده از یک روش بهینه‌سازی، مقادیر مختلفی به خود اختصاص می‌دهند تا آنکه بهینه‌ساز سیستم را کمینه کنند. طراحی بهینه سیستم پیشرانش،



شکل ۱۲- تغییرات نیروی رانش و هندسه نازل با قید حداقل قطر گلوگاه، دبی جرمی و نیروی رانش ۱۰ نیوتن

مطابق با شکل (۱۲) در محدوده فشار کمتر از ۱۶ بار می‌توان با ارضای قیود، محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن را کسب کرد. در نهایت سیستم پیشرانش بهینه با در نظر گرفتن قیود طراحی برای محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن و ضربه ویژه بالاتر از ۲۰۰ ثانیه، در جدول‌های (۵) الی (۷) ارائه شده است.

جدول ۵- پارامترهای هندسی بهینه با محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن

ردیف	پارامتر سیستم پیشرانش هیدرازینی	مقدار
۱	قطر مخزن (D_{Tank})	۱۴/۶ سانتی‌متر
۲	قطر محفظه احتراق (D_{com})	۲/۳۸ سانتی‌متر
۳	قطر نازل خروجی (D_e)	۸/۷ میلی‌متر
۴	قطر گلوگاه (D^*)	۱/۴ میلی‌متر
۵	شعاع داخلی مخزن	۷/۱ سانتی‌متر
۶	شعاع داخلی تراستر	۱/۱ سانتی‌متر
۷	قطر سطح تزریق	۰/۴ میلی‌متر
۸	ضخامت سازه مخزن (δ_{Tank})	۱ میلی‌متر
۹	ضخامت سازه تراستر ($\delta_{Thruster}$)	۱ میلی‌متر
۱۰	طول تراستر ($L_{Thruster}$)	۵/۸ سانتی‌متر
۱۱	طول موتور (L_{motor})	۲۰/۴ سانتی‌متر

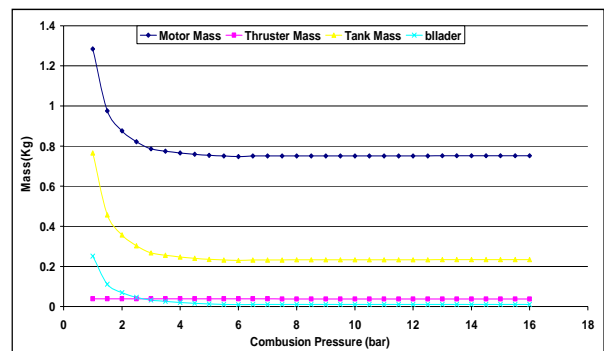
جدول ۶- پارامترهای جرمی بهینه با محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن

ردیف	پارامتر سیستم پیشرانش هیدرازینی	مقدار
۱	جرم مخزن (M_{Tank}^e)	۲۳۴ گرم
۲	جرم شیرها و رگلاتور	۴۰۰ گرم
۳	جرم تراستر	۳۸ گرم
۴	جرم خالی سیستم پیشرانش	۷۵۲ گرم
۵	جرم پر سیستم پیشرانش	۱/۹۵۲ کیلوگرم

پارامترها صورت پذیرفت و امکان ساخت در داخل کشور میسر نشد، جایگزینی سیستم پیشرانش و خرید امکان‌پذیر باشد. حداقل دبی جرمی عبوری نازل باعث کاهش مدت زمان انجام مانور و کاهش خطا و ریسک مأموریت می‌شود. حداقل دبی عبوری جریان برای سوخت هیدرازین ۵ گرم بر ثانیه توسط طراح سناریو در نظر گرفته شده است.

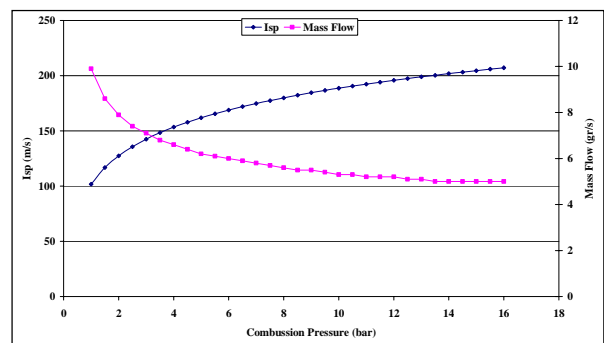
کمینه‌سازی جرم با قیود حداقل قطر، حداقل دبی و نیروی رانش ۱۰ نیوتن

نتایج بهینه‌سازی برای محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن و قیود در نظر گرفته شده در شکل‌های (۱۰) الی (۱۲) نمایش داده شده است.



شکل ۱۰- تغییرات جرم اجزای مختلف با قید حداقل قطر گلوگاه و دبی جریان

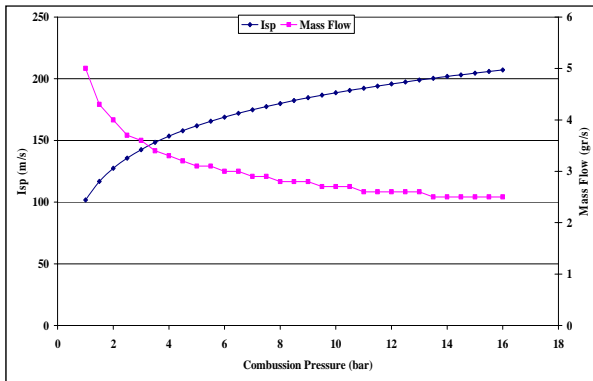
با توجه به شکل (۱۰) مشخص است که تغییرات جرمی اجزای مختلف در فشارهای بالاتر از ۵ بار قابل توجه نیست. بنابراین بهینه‌سازی از نظر جرم دارای محدوده وسیعی از انتخاب است. کمترین جرم مربوط به فشار محفظه ۶ بار است.



شکل ۱۱- تغییرات ضربه ویژه و دبی جریان با قید حداقل قطر گلوگاه، دبی جرمی و نیروی رانش ۱۰ نیوتن

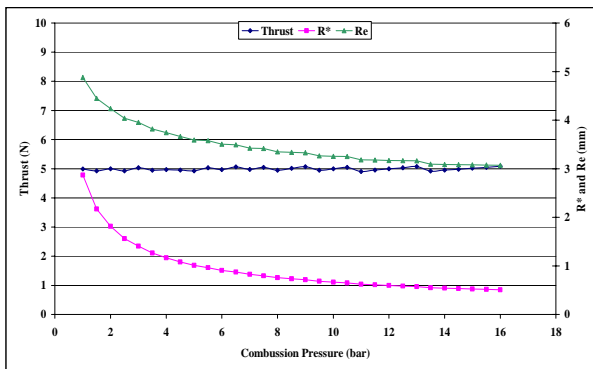
در این وضعیت مطابق با شکل (۱۱) ضربه ویژه بالاتر از ۲۰۰ ثانیه در فشار محفظه بالاتر از ۱۳/۵ بار محقق می‌شود. دبی جریان در این وضعیت مقدار حداقل مجاز یعنی ۵ گرم بر ثانیه است.

طور مشابه کم‌ترین جرم سیستم پیشرانش مربوط به فشار محفظه ۶ بار است. واضح است که تغییرات جرمی با افزایش فشار محفظه احتراق ناچیز است.



شکل ۱۴- نمودار تغییرات ضربه ویژه و دبی جریان با قید حداقل قطر گلوگاه و نیروی رانش ۵ نیوتن

مطابق با آنچه در شکل (۱۴) نمایش داده شده است. محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن در فشارهای محفظه کمتر از ۱۶ بار امکان‌پذیر است. این محدوده فشار به دلیل قید حداقل قطر گلوگاه به وجود آمده است. نکته دیگر ضربه ویژه بالاتر از ۲۰۰ ثانیه است که در فضا محدود بین فشارهای ۱۳/۵ بار الی ۱۶ بار قرار گرفته است. این شرایط متناظر با دبی جرمی کمتر از ۲/۵ گرم بر ثانیه است.



شکل ۱۵- تغییرات نیروی رانش، شعاع گلوگاه و خروجی نازل با قید حداقل قطر گلوگاه و نیروی رانش ۵ نیوتن

تغییرات نمایش داده شده در شکل (۱۵) مشابه با حالت قبل است و نحوه تغییرات شعاع گلوگاه و شعاع خروجی نازل را با فشار محفظه احتراق مشخص می‌کند.

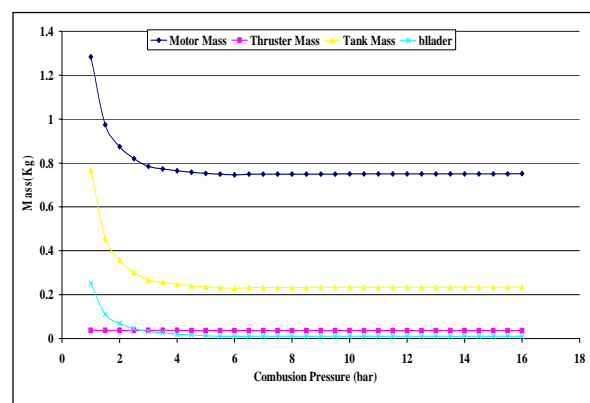
در نهایت سیستم پیشرانش بهینه با در نظر گرفتن قیود طراحی، محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن و ضربه ویژه بالاتر از ۲۰۰ ثانیه استخراج شد و مشخصات جرمی- هندسی و انرژی آن در جدول‌های (۸) الی (۱۰) ارائه شده است.

جدول ۷- پارامترهای عملکردی بهینه با محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن

مقدار	پارامتر سیستم پیشرانش هیدرازینی	ردیف
۱۰/۱۶ نیوتن	نیروی رانش	۱
۱۶ بارم	فشار بهینه (P_c)	۲
۱۸/۵ بارم	فشار مخزن (P_{Tank})	۳
۳/۶۵	ماخ خروجی جریان	۴
۴۷۱/۶ کیلو	دمای نازل در مقطع خروجی	۵
۲۰۷ ثانیه	I_{sp}	۶
۵/۰ گرم بر ثانیه	دبی جریان	۷
۲۴۰ ثانیه	مدت زمان عملکرد	۸

کمینه‌سازی جرم با قیود حداقل قطر و نیروی رانش ۵ نیوتن

برای محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن و قیود حداقل قطر و حداقل دبی جرمی، هیچ نقطه طراحی استخراج نشد. دلیل این مسئله عدم امکان وجود شرایط آیرودینامیکی متناظر با دبی جرمی ۵ گرم بر ثانیه و نیروی رانش کم ۵ نیوتن در محدوده فشار محفظه احتراق است. البته می‌توان با افزایش فشار سطح خروجی نازل و کاهش ضربه ویژه چند نقطه طراحی در این شرایط استخراج کرد که طبیعتاً مورد نظر این گزارش نیست، بنابراین در ادامه با عدم رعایت قید حداقل دبی جرمی طراحی انجام پذیرفته است. در این وضعیت نتایج بهینه‌سازی در شکل‌های (۱۳) الی (۱۵) ارائه شده است.



شکل ۱۳- نمودار تغییرات جرم اجزای مختلف با قید حداقل قطر گلوگاه و نیروی رانش ۵ نیوتن

تغییرات جرمی نمایش داده شده در شکل (۱۳) به صورت نزولی است و مشابه با محدوده نیروی رانش ۱۰ نیوتن است با این تفاوت که فشارهای بالاتر از ۴ می‌توان به‌عنوان محدوده جواب دانست. به

با تحلیل نتایج بهینه‌سازی مشخص شد در فشارهای بالاتر از ۵ بار تغییرات جرمی سیستم پیشرانش قابل صرف‌نظر است و لذا تعیین طرح برتر از درون این محدوده وسیع، توسط قیود طراحی محدود می‌شود. مهم‌ترین عامل در معرفی طرح برتر مقدار ضربه بالاتر از ۲۰۰ ثانیه در نظر گرفته شد. البته همان‌طور که مشاهده شد برای محدوده نیروی رانش ۵ نیوتنی قادر به ارضای قید حداقل دبی عبوری نازل نخواهیم بود و بهینه‌سازی بدون در نظر گرفتن این قید انجام پذیرفت.

با مقایسه دو طرح بهینه (نیروی رانش ۱۰ و نیروی رانش ۵ نیوتن) می‌توان دریافت که فشار محفظه احتراق و پارامترهای مربوط به هندسه مخزن و همچنین فشار مورد نیاز مخزن در دو طرح تقریباً یکسان است. این بدین معنی است که با کم‌ترین هزینه می‌توان طرح را برای آینده توسعه داد و مقادیر مختلف نیروی رانش را با کم‌ترین هزینه طراحی کسب کرد، زیرا مخزن و محفظه احتراق کم‌ترین تغییرات را نیازمند است.

مراجع

- Luu, K. and Martin, M., "Microsatellite and Formation Flying Technologies on University Nanosatellites," *AIAA Space Technology Conference*, Albuquerque, NM, 28-30, Sept. 1999, pp. 99-4535.
- Schein, J. Gerhan, A., Rysanek, F. and Krishnan M., "Vacuum Arc Thruster for CubeSat Propulsion," *Alameda Applied Sciences Corporation*, San Leandro, CA, USA University of Illinois Urbana-Champaign, IL, 2001.
- Pranajaya, F. M., "Progress on Colloid Micro-Thruster Research and Flight Testing", *Space Systems Development Laboratory, Department of Aeronautics and Astronautics*, Stanford University, 2002.
- Bossak, M., "Applications of MEMS For Unmanned Aerial Vehicles (UAV's)", *UAV Net Meeting*, Warsaw, Poland, April 2002.
- Osiander, R., Garrison Darrin, M. A. and Champion, J. L., *MEMS and Microstructures in Aerospace Applications*, Taylor & Francis, 2006.
- Kitler, M., *Micropropulsion Technology Assessment for Darwin*, (Master Thesis) European Space Research and Technology Centre (ESTEC), 2004.
- نصرت‌اللهی، مهران، آدمی‌دهکردی، امیرحسین و بلوچستانی، وحید. «مقایسه‌ای بین روش‌های مختلف تزریق محموله در مدار زمین»، هشتمین کنفرانس بین‌المللی هوافضا/ایران، اصفهان، شاهین‌شهر، ۱۳۸۷.
- Sutton, G. P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, John Will and Son, 7th Edition, 2001.
- آدمی‌دهکردی، امیرحسین و حیدری، محمدرضا. «ارائه الگوریتم بهینه‌سازی فشار محفظه احتراق موتورهای سوخت جامد»، هشتمین کنفرانس بین‌المللی هوافضا/ایران، اصفهان، شاهین‌شهر، ۱۳۸۷.
- حیدری، محمدرضا و آدمی‌دهکردی، امیرحسین. «تحلیل گرین و شبیه‌سازی سریع بالستیک داخلی موتور سوخت جامد»، هشتمین کنفرانس بین‌المللی هوافضا/ایران، اصفهان، شاهین‌شهر، ۱۳۸۷.
- یوسفی، شهرام. *تحلیل سازه‌های هوافضایی*، انتشارات صنایع هوافضا، تهران، ۱۳۸۵.

جدول ۸- پارامترهای هندسی سیستم پیشرانش بهینه با محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن

ردیف	پارامتر سیستم پیشرانش هیدرازینی	مقدار
۱	قطر مخزن (D_{Tank})	۱۴/۶ سانتی‌متر
۲	قطر محفظه احتراق (D_{com})	۲۳/۸ سانتی‌متر
۳	قطر نازل خروجی (D_e)	۶/۱ میلی‌متر
۴	قطر گلوگاه (D^*)	۱/۱ میلی‌متر
۵	شعاع داخلی مخزن	۷/۱ میلی‌متر
۶	شعاع داخلی تراستر	۱/۱ میلی‌متر
۷	قطر سطح تزریق	۰/۳ میلی‌متر
۸	ضخامت سازه مخزن (δ_{Tank})	۱ میلی‌متر
۹	ضخامت سازه تراستر ($\delta_{Thruster}$)	۱ میلی‌متر
۱۰	طول تراستر ($L_{Thruster}$)	۵/۴ میلی‌متر
۱۱	طول موتور (L_{motor})	۲۰ میلی‌متر

جدول ۹- پارامترهای جرمی سیستم پیشرانش بهینه با محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن

ردیف	پارامتر سیستم پیشرانش هیدرازینی	مقدار
۱	جرم مخزن (M_{Tank}^e)	۲۳۴ گرم
۲	جرم شیرها و رگلاتور	۴۰۰ گرم
۳	جرم تراستر	۳۷ گرم
۴	جرم خالی سیستم پیشرانش	۷۵۱ گرم
۵	جرم پر سیستم پیشرانش	۱/۹۵۱ کیلوگرم

جدول ۱۰- پارامترهای عملکردی سیستم پیشرانش بهینه با محدوده نیروی رانش ۵ نیوتن

ردیف	پارامتر سیستم پیشرانش هیدرازینی	مقدار
۱	نیروی رانش	۵/۱ نیوتن
۲	فشار بهینه (P_c)	۱۶ بارم
۳	فشار مخزن (P_{Tank})	۱۸/۵ بارم
۴	ماخ خروجی جریان	۳/۶۵
۵	دمای نازل در مقطع خروجی	۴۷۱/۶ کیلو
۶	Isp	۲۰۷ ثانیه
۷	دبی جریان	۲/۵ گرم بر ثانیه
۸	مدت زمان عملکرد	۴۸۰ ثانیه

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله به معرفی الگوریتم طراحی مفهومی بهینه سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای هیدرازینی پرداخته شده است. تعداد متغیرهای طراحی کاهش یافته و روش انتخابی برای طراحی بهینه با توجه به کاهش تعداد پارامترهای مستقل (AAO (All at Once انتخاب شد. روش بهینه‌سازی بر اساس جستجوی مستقیم صورت پذیرفت. معیار بهینه‌سازی، کمینه‌کردن جرم سیستم پیشرانش و ارضای قیود طراحی براساس محدوده نیروی رانش معین، حداقل قطر مجاز گلوگاه و حداقل دبی عبوری نازل انتخاب گردید.