

طراحی و تحلیل عملکرد میکروموتور سوخت مایع دو پیشرانه اکسیژن مایع-کراسین

امیرحسین عدالت‌پور^۱، فتح‌الله امی^{۲*} و زهیر صبوحی^۳

۱- گروه هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

۳- پژوهشگاه هوافضا وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*تهران، کد پستی ۱۴۳-۱۴۱۱۵

fommi@modares.ac.ir

در میکروموتورهای سوخت مایع دو پیشرانه از ترکیبات سوخت متعددی می‌توان استفاده کرد که در این پژوهش از ترکیب احیاکننده کراسین و اکسنده‌ی سرمازای اکسیژن مایع استفاده شده است. هدف، تحلیل عملکرد یک میکروموتور با تراست پایین به منظور امکان‌سنجی اولیه‌ی استفاده از آن به عنوان پیشرانش کمکی در ماموریت‌های فضایی است. به همین منظور ابتدا یک میکروموتور طراحی شده و تحلیل احتراق، انتقال حرارت، جریان خروجی نازل و مقدار پارامترهای عملکردی در آن با استفاده از نرم‌افزار RPA انجام می‌شود. میکروموتورها همانند موتورهای بزرگ اجزایی چون انژکتور، صفحه انژکتور، محفظه احتراق و نازل دارند و طراحی تمام این اجزا با ذکر معادلات حاکم شرح داده می‌شوند. با ساخت نمونه طراحی شده و انجام تست گرم، می‌توان عملکرد میکروموتور طراحی شده را به شکل دقیق مشاهده کرد و در انتها پارامترهای عملکردی محاسبه شده از نرم‌افزار با نتایج حاصل شده از تست گرم با هم مقایسه می‌شوند.

واژه‌های کلیدی: میکروموتور، اکسنده سرمازا، انژکتور، محفظه احتراق، نازل، انتقال حرارت، تست گرم

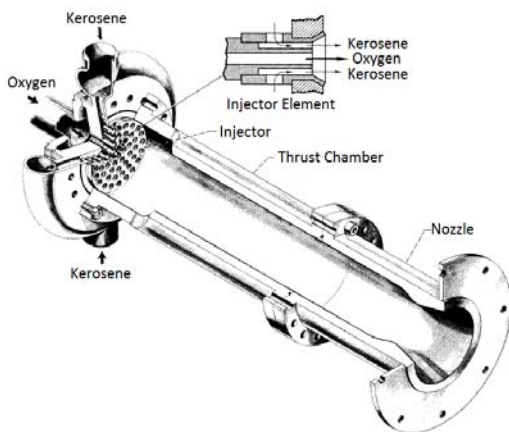
	علائم و اختصارات	
h_g	ضریب انتقال حرارت جابجایی	
I_s	ضریب ویژه	
l_n	طول معادل محفظه	2α
M_e	عدد ماخ در خروجی نازل	A_e
Nu	عدد ناسلت	A_t
P_c	فشار محفظه	c^*
Pr	عدد پراتل	C_d
q_w	نرخ انتقال حرارت محفظه	$D_{inj,f}$
r	ضریب بازیابی محلی	$D_{inj,o}$
Re	عدد رینولدز	
T	نیروی رانش (تراست)	
T_{aw}	دمای آدیاباتیک دیواره	

۱. کارشناس ارشد

۲. استاد (نویسنده مخاطب)

۳. استادیار

معمولی شکل ساده‌شده و کوچک‌تری از یک موتور سوخت مایع است و طبیعتاً بسیاری از اجزایی که درون یک موتور عظیم می‌باشند، در میکروموتور وجود ندارند. همچنین تعداد اجزای اصلی نیز کمتر است، به عنوان مثال بسیاری از موتورهای ساخته‌شده ۴ محفظه‌ای هستند در حالی که میکروموتور تک‌محفظه‌ایست. نمایی از اجزای یک میکروموتور در شکل ۱ ملاحظه می‌گردد. همانطور که مشاهده می‌شود اجزای اصلی میکروموتور عبارتند از: محفظه احتراق، نازل و انژکتور [۲].



شکل ۱- اجزای یک میکروموتور سوخت مایع [۲]

پیشینه پژوهش

آقای بوریگ در سال ۱۹۷۲ یک سری آزمایش سرد و گرم پاشش میکروموتور تک انژکتوری با اکسنده اکسیژن مایع و سوخت CH₄ انجام داد که هدف این آزمایش‌ها، طراحی یک انژکتور دو پایه از طریق تصحیح مشخصات ترکیب و اتمیزاسیون بود [۳].

در سال ۱۹۹۵ میسی و همکاران با استفاده از یک میکروموتور سوخت مایع، اندازه قطرات اکسیژن مایع و سرعت آن‌ها در محفظه احتراق میکروموتور را اندازه‌گیری کردند. طراحی این میکروموتور براساس استفاده از یک انژکتور تک‌پایه با پاشش اکسیژن مایع و یک انژکتور تک‌پایه برای پاشش هیدروژن جهت استفاده در مولد گاز موتور اصلی شاتل فضایی^۳ (SSME) برنامه‌ریزی شده بود. طول محفظه این میکروموتور ۳۷۷ میلی‌متر بود [۴].

نصرت‌اللهی و دهکردی در سال ۲۰۱۰، الگوریتم طراحی مفهومی بهینه‌ی میکروموتور سوخت مایع تک پیشران که از سوخت هیدازین استفاده می‌کرد را ارائه دادند [۵].

فاضلی، ناصح، میرشمس و نوین‌زاده در سال ۲۰۱۴ الگوریتمی جامع برای طراحی میکروموتورهای سوخت مایع دو پیشران ارائه

t_{iw}	ضخامت دیواره‌ی محفظه
T_{wg}	دمای سمت گازهای داغ دیواره
V_e	سرعت گازهای خروجی از نازل
ε_e	ضریب پخش محفظه
ρ_{nc}	چگالی محصولات احتراق

مقدمه

موتورهای عکس‌العملی موشکی از لحاظ تولید قدرت و توان موتور به چهار گروه تقسیم می‌شوند: ۱) کم‌پیشران (میکروموتور) با تراست ۱ تا ۱۰۰۰ نیوتون، ۲) پیشران متوسط با تراست ۱۰۰۰ نیوتون تا ۱۰۰ تن، ۳) پرپیشران یا ماکروموتور با تراست ۱۰۰ تن تا ۱۰۰۰ تن، ۴) پیشران بسیار زیاد با تراست بیش از ۱۰۰۰ تن. میکروموتورها، موتورهای تراست پایینی هستند که در ماموریت‌های فضایی مانند حفظ ماهواره در مدار و انتقال مدار کاربرد دارند. این میکروموتورها انواع مختلفی (الکتریکی، گاز سرد، سوخت مایع تک پیشران و دو پیشران، ساخت افزایشی، سوخت جامد و ...) دارند که در این پژوهش میکروموتور سوخت مایع دو پیشران مورد بررسی قرار می‌گیرد. این میکروموتورها دو کاربرد مهم دارند:

۱- از نتایج و تجربیات تست گرم این موتورها برای طراحی و تست موتورهای بزرگ‌تر استفاده می‌شود.

۲- از این میکروموتورها در سیستم‌های پیشران کمکی کنترلی-واکنشی استفاده می‌شود که در برخی ماموریت‌های فضایی به شرح زیر از آن‌ها استفاده می‌شود:

الف- برای حفظ و نگهداری فضاپیما در مسیر و مدار مشخص که نیاز به سرعت کمی دارد، از میکروموتورهای سوخت مایع استفاده می‌شود که به صورت زوج برای انتقال و دوران هستند. این میکروموتورها در فضاپیماها برای انتقال مدار یا تصحیح خط سیر استفاده می‌شود.

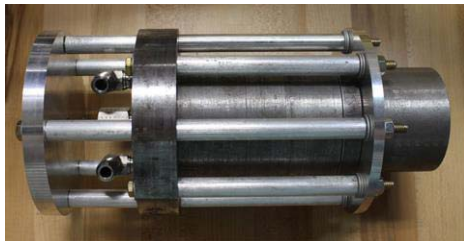
ب- برای انجام مانورهای دورانی ساده جهت انتقال فضاپیما به یک زاویه‌ی خاص به منظور جهت‌یابی و مکان‌یابی یک تلسکوپ، ابزار دقیق، پنل‌های خورشیدی و آنتن‌ها به منظور مشاهده، ناوبری، ارتباط مخابراتی یا دریافت انرژی خورشیدی.

ج- تنظیم بردار سرعت و مانورهای کوچک و جزئی برای تصحیحات پروازی با میکروموتورها انجام می‌شود. همچنین عملیات کوتاه مدت و متناوب برای انتقال و چرخش جسم پروازی (بار مفید) نیز با این موتورها انجام می‌شود [۱].

یک میکروموتور سوخت مایع معمولی از سوخت‌های مایع به عنوان احیاءکننده و اکسنده که از طریق مخازن تحت فشار وارد محفظه احتراق می‌شوند، استفاده می‌کند. میکروموتور سوخت مایع



شکل ۳- تست میکروموتور سوخت مایع در دانشگاه دلفت هلند [۱۰]



شکل ۴- میکروموتور ساخته شده توسط کارلوس اجدا در دانشگاه فلوریدا [۱۱]

طراحی میکروموتور

طراحی یک میکروموتور مناسب مستلزم انجام محاسبات دقیق و تکرار محاسبات برای دستیابی به یک طراحی بهینه می‌باشد. برای طراحی یک موتور باید مأموریت مشخص باشد زیرا هر مأموریتی به تراست و فشار عملکردی متفاوتی نیاز دارد. در گام بعدی انتخاب وسیله‌ی حمل‌کننده حائز اهمیت است که می‌بایست مشخص باشد موتور وظیفه‌ی ایجاد نیروی پیشراننده در چه وسیله‌ای را دارد (ماهواره، فضاپیما و ...) و امکان حمل آن موتور با وسایل موجود بررسی شود. برای اینکه موتور به خوبی با وسیله‌ی حمل‌کننده تنظیم شود، می‌بایست تمام این پارامترها را به شکل مناسبی پوشش دهد: سطح تراست، عملکرد (ایمپالس ویژه)، مدت زمان عملکرد، نسبت مخلوط پیشران، وزن سیستم موتور در زمان مصرف سوخت، اندازه، قابلیت اطمینان، هزینه و در دسترس بودن (با توجه به برنامه‌ی زمانی) [۱۲ و ۱۳].

برای طراحی یک میکروموتور، پس از انتخاب ترکیب سوخت، طراحی هر یک از اجزا (انژکتور، صفحه انژکتور، محفظه احتراق و نازل) با توجه به معادلات حاکم و توسط نرم‌افزار RPA انجام می‌شود. در انتخاب نوع اجزا باید به محدودیت‌های تکنولوژی دقت شود. برای طراحی باید یک سری پارامترها مانند تراست، فشار محفظه احتراق و نسبت اکسنده به احیاکننده مشخص باشد که

کردند و میکروموتوری با ترکیب سوخت قابل ذخیره‌ی دی‌متیل هیدرازین نامتقارن و دی‌نیتروژن تترا اکسید را طراحی نمودند [۶]. با توجه به ضرورت استفاده از میکروموتورهای کم‌پیشران برای ماندگاری ماهواره‌ها در فضا و تست گرم میکروموتور با استفاده از انژکتور گریز از مرکز دوپایه‌ی مایع-مایع، امی، مهرایی و موحدنژاد اقدام به طراحی و ساخت میکروموتور سوخت مایع نمودند که مقاله آن در سال ۲۰۱۶ منتشر شد. نمایی از این میکروموتور در شکل ۲ ارائه شده است [۸ و ۷].



شکل ۲- میکروموتور ساخته شده در دانشگاه تربیت مدرس [۹]

از سال ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۶، تست‌های متعددی بر روی دو میکروموتور سوخت مایع با نام‌های Deimos M و Deimos F انجام شد. تست‌های انجام گرفته بر روی Deimos F، که از ترکیب سوخت اتانول و نیتروژن اکسید استفاده می‌کرد، عمدتاً ناموفق بودند. نمایی از تست گرم این موتور در شکل ۳ ارائه شده است [۱۰].

در سال ۲۰۱۷، کارلوس اجدا و همکاران اقدام به طراحی و ساخت میکروموتور سوخت مایع با احیاکننده اتانول ۹۵ درصد و اکسنده‌ی پراکسید هیدروژن ۵۰ درصد نمودند و نتایج تست گرم آن را ارائه کردند. در شکل ۴ تصویری از این میکروموتور ساخته شده، مشخص شده است [۱۱].

در این پژوهش برای طراحی میکروموتور مورد نظر از اکسنده‌ی سرمازا^۴ استفاده شده است که ملاحظات نگهداری پیچیده‌تری نسبت به اکسنده‌های قابل ذخیره^۵ در پژوهش‌های قبلی دارد. همچنین علاوه بر ارائه روند طراحی این نوع موتور که به صورت منسجم در مراجع ارائه نشده است، برای تحلیل دقیق عملکرد میکروموتور و امکان‌سنجی اولیه برای استفاده از آن در مأموریت‌های فضایی، میکروموتوری ساخته شده و تحت تست قرار گرفته که با توجه به محدودیت‌های آزمایشگاهی موجود تا حدودی نسبت به سایر کارهای پژوهشی انجام گرفته در کشور، منحصر به فرد است.

4. Cryogenic
5. Storable

می‌گردد یا اینکه غیر خودمشتعل باشد که در این صورت نیاز به سیستم جرقه‌زنی (آتشزنه) می‌باشد. از احیاکننده‌های متداول می‌توان به کراسین، هیدروژن مایع، دی‌متیل هیدرازین نامتقارن، آمونیاک و الکل اشاره کرد. از اکسندده‌های متداول می‌توان به اکسیژن مایع، اکسیژن گازی، اسید نیتریک، فلئور مایع و آب اکسیژنه اشاره کرد [۱۴].

با توجه به هدف و مأموریت مورد نظر، این پيشران‌ها انتخاب می‌گردند و طراحی و تست میکروموتور با توجه به این انتخاب صورت می‌گیرد. سوخت مناسب برای میکروموتور، صرف نظر از حالت آن باید دارای مشخصات کلی زیر باشد:

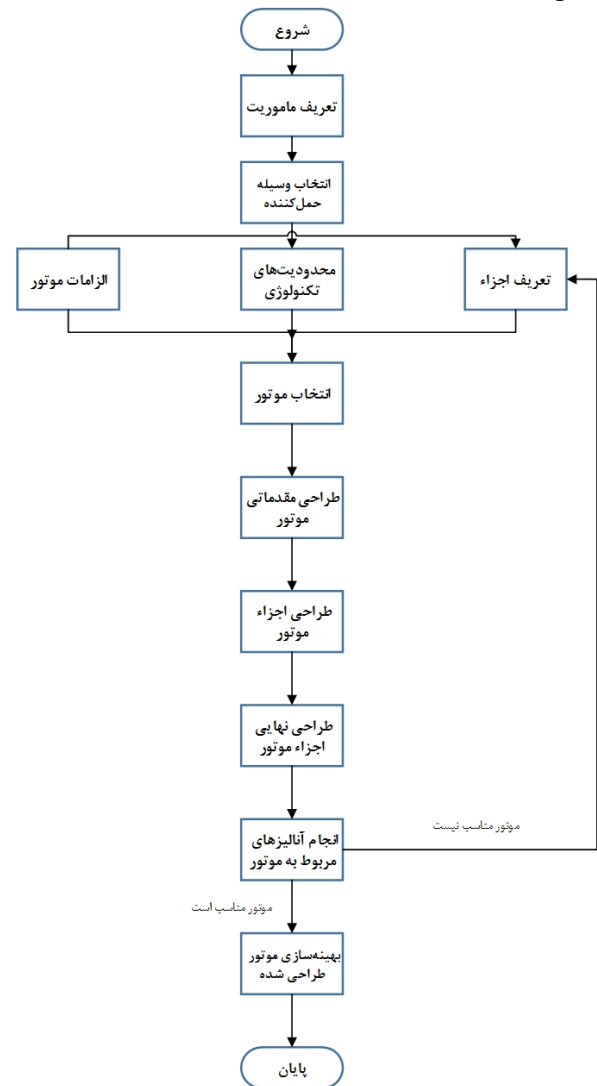
- ۱- تأمین‌کننده انرژی مورد نیاز موتور باشد.
- ۲- دارای ضریب اطمینان بالا، کم‌خطر و غیرسمی باشد.
- ۳- امکان تولید آن ساده و در طبیعت فراوان باشد.
- ۴- امکان بهره‌برداری از آن ساده و از نظر اقتصادی کم‌هزینه باشد [۱].

با توجه به موارد فوق، در این پژوهش از ترکیب سوخت اکسیژن مایع به عنوان اکسندده و کراسین به عنوان احیاکننده استفاده می‌گردد. اکسیژن با ۲۰/۸ درصد از حجم اتمسفر، دومین جزء اصلی آن می‌باشد. اکسیژن مایع به رنگ آبی کم‌رنگ می‌باشد و به شدت سرد است. این ماده اگرچه غیر قابل اشتعال است اما اکسندده‌ای قوی می‌باشد. اکسیژن مایع، مایعی سرمازا می‌باشد. مایعات سرمازا، گازهای مایع‌شده‌ای هستند که نقطه‌ی جوش پایین‌تر از ۹۰- درجه سانتیگراد دارند. این ماده می‌بایست به صورت کاملاً مجزا از محیط پیرامون نگهداری شود، چون اختلاف دمای قابل توجهی با محیط اطراف دارد. همچنین تجهیزات ویژه‌ای برای حمل و نگهداری این محصول مورد نیاز می‌باشند [۱۵].

به‌کارگیری اکسیژن مایع، نیازمند تجهیزات مخصوص مواد سرمازا می‌باشد. دمای میعان اکسیژن مایع حدود ۱۸۲- درجه سانتیگراد است. اکسیژن مایع، واکنش‌های اکسید شدن را به‌علت غلظت زیاد اکسیژن تا حد انفجار تسریع می‌کند. به همین دلیل باید از برقراری تماس اکسیژن مایع با موادی که در هوا می‌سوزند یا محترق می‌شوند، جلوگیری کرد. مخزن‌های کرایوزنی مخصوص نگهداری اکسیژن مایع و خطوط انتقال آن، مخازن و لوله‌هایی با جدار خلاء می‌باشند. مخزن اکسیژن مایع (LOX^۶)

مجهز به ۲ شیر شارژ و برداشت مایع و گاز، ۲ شیر اطمینان و گیج فشار می‌باشد. این مخازن قابلیت تحمل فشار بالا را داشته و از آلیاژ ویژه‌ای از استیل نیکل‌دار یا آلیاژ آلومینیوم ساخته می‌شوند. برای دست‌یابی به مخزن سرمازا با نرخ تخلیه بسیار پایین، بایستی از سوپر عایق‌های چند لایه تشعشعی به همراه گتر^۷ استفاده کرد. در

تراست برابر با ۹/۰۷ کیلوگرم نیرو (۲۰ پوند نیرو)، فشار محفظه برابر با ۲/۰۷ مگاپاسکال و نسبت اکسندده به احیاکننده برابر با ۲/۵ در نظر گرفته می‌شود. مقادیر فشار و تراست با توجه به محدودیت‌های موجود در محل آزمایش، مقایسه با موتورهای مشابه و نظر افراد فعال در صنعت انتخاب می‌شوند. نسبت اکسندده به احیاکننده نیز معمولاً بیشتر از ۷۰ درصد نسبت استوکیومتری اکسندده به احیاکننده انتخاب می‌شود. روندنمای طراحی یک میکروموتور در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- روندنمای طراحی یک میکروموتور سوخت مایع

ترکیب سوخت مورد استفاده

در میکروموتورهای سوخت مایع از دو پیشران احیاکننده و اکسندده استفاده می‌گردد. مواد مختلفی برای انتخاب به عنوان احیاکننده و اکسندده وجود دارد. ترکیب سوخت حاصله می‌تواند خودمشتعل باشد که بدین معناست که از ترکیب اکسندده و احیاکننده، احتراق حاصل

^۶ Liquid Oxygen

^۷ Getter

مشخصه‌های محفظه احتراق

یک موتور سوخت مایع به طور کلی شامل جدارة خارجی، جداری داخلی، انژکتور اکسنده، انژکتور احیاکننده، محفظه پشت انژکتور اکسنده، محفظه احتراق، نازل، ورودی احیاکننده و ورودی اکسنده می‌باشد. مشخصه‌های محفظه احتراق شامل موارد زیر می‌باشد:

۱- نیروی تراست: نیرویی است که در اثر احتراق و خروج محصولات آن به دیواره محفظه وارد می‌شود و از رابطه ۱ محاسبه می‌شود.

$$T = \dot{m}_T V_e + (p_e - p_\infty) A_e \quad (1)$$

۲- ضربه‌ی ویژه: معیاری برای اندازه‌گیری عملکرد رانشگر و پارامتر اقتصادی سوخت است. هر چقدر ضربه ویژه بالاتر باشد، توان تولید انرژی سوخت بالاتر می‌رود و اگر رانش ثابت بماند، با افزایش ضربه ویژه، جرم سوخت مورد نیاز برای یک مأموریت خاص، کاهش می‌یابد. مقدار ضربه ویژه از رابطه ۲ حاصل می‌گردد:

$$I_s = \frac{T}{\dot{m}_T} \quad (2)$$

۳- فشار، دما و چگالی گازها در محفظه احتراق و در دهانه خروجی از مشخصات عملکردی اصلی موتور می‌باشند. با استفاده از جداول سوخت و نرم‌افزارهای ویژه محاسبات مشخصات احتراق، این مقادیر محاسبه می‌شوند [۱۲،۱].

طراحی انژکتور

پارامترهای اصلی و مشخصه‌های عملکرد پاشش اسپری عبارتند از:

- ۱) دبی جرمی انژکتور (\dot{m}_{inj})
- ۲) اختلاف فشار دو طرف انژکتور (ΔP)
- ۳) زاویه‌های مخروط پاشش (2α)
- ۴) طول پیوستگی سیال (l_{CTP})
- ۵) پاشش یکنواخت سیال در محفظه با ثبات دبی پاشش
- ۶) پاشش یکسان سیال در چتر پاشش
- ۷) پاشش یکسان قطرات و ذرات پاشش و همگن بودن ذرات روی شعاع چتر پاشش

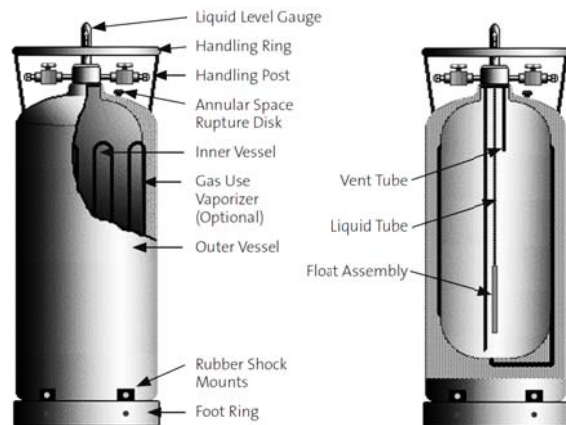
برای محاسبات و طراحی انواع انژکتور گریز از مرکز سه فرض زیر الزامی است:

الف- سیال مورد نظر (احیاکننده یا اکسنده) ایده‌آل و بدون ویسکوزیته فرض می‌شود.

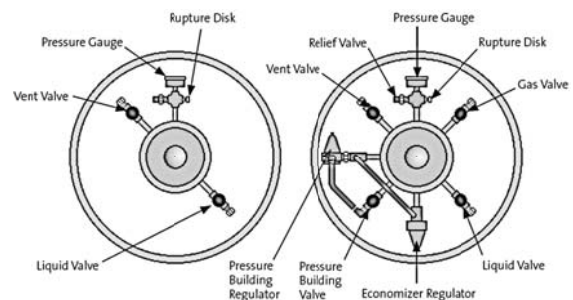
ب- سیال به صورت متقارن و پیوسته وارد مجرای ورود به انژکتور می‌شود و حول محور آن گردش می‌کند.

ج- افت فشار سیال در ورود و خروج از انژکتور صفر است (قبل و پس از ورود سیال افت فشاری در نظر گرفته نمی‌شود و برای

صورت فراهم آمدن مخزن و خط لوله مربوط به سوخت سرمازا، می‌توان اکسیژن مایع را با سوخت دما پایین دیگری جایگزین کرده و اطلاعات مفیدی در مورد نحوه عملکرد موتور به دست آورد. در شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب نمای جانبی و بالایی یک مخزن اکسیژن مایع نشان داده شده است [۱۵].

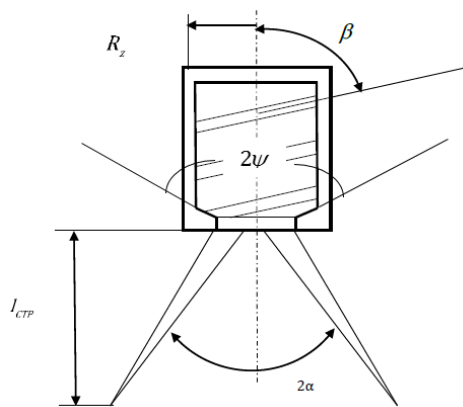


شکل ۶- اجزای مخزن نگهداری اکسیژن مایع از نمای جانبی [۱۵]



شکل ۷- اجزای مخزن نگهداری اکسیژن مایع از نمای بالایی [۱۵]

نگهداری اکسیژن مایع یک چالش می‌باشد. مخازن نگهداری این اکسنده می‌بایست این ماده را در دمای پایین حفظ کنند و در برابر تغییرات سریع و شدید دما مقاوم باشند. اگر مقدار کمی اکسیژن درون مخزن به گاز تبدیل شود و خارج نشود، به علت حجم بسیار بالای گاز، مخزن تحت فشار بیش از حد قرار می‌گیرد که خطرناک است. همچنین مخزن باید سازه‌ای مقاوم داشته باشد تا بدنه‌اش تحت تأثیر دمای بسیار پایین اکسیژن مایع قرار نگیرد و شکننده نشود. همچنین نشتی اکسیژن از مخزن، هوای اطراف را نیز تحت تاثیر قرار می‌دهد و هوا از اکسیژن غنی می‌شود. این هوا تمام خطرات اکسیژن مایع را خواهد داشت. مواد قابل احتراق با سرعت و شدت بیشتری در حضور هوای غنی از اکسیژن می‌سوزند و مواد ارگانیک ممکن است واکنش انفجاری به حضور اکسیژن مایع نشان دهند [۱۵].



شکل ۸- شماتیک یک انژکتور گریز از مرکز [۱]

حال محاسبه مساحت انژکتور سوخت ($A_{c,f}$) و اکسنده ($A_{c,o}$) انجام می‌شود. برای این منظور می‌بایست از رابطه (۳) استفاده کرد. در مورد موتور مورد طراحی، ضریب تخلیه برای یک اریفیس ساده بین ۰/۵ تا ۰/۷ در نظر گرفته می‌شود که در این پژوهش، مقدار ۰/۷ برای طراحی در نظر گرفته شده است. افت فشار تزریق بین ۷۰ تا ۱۵۰ پوند بر اینچ مربع (۰/۴۸ تا ۱/۰۳ مگاپاسکال) در موتورهای سوخت مایع کوچک در نظر گرفته می‌شود که در این پژوهش مقدار ۱۰۰ پوند بر اینچ مربع انتخاب می‌شود. سرعت تزریق نیز معمولاً بین ۵۰ تا ۱۰۰ فوت بر ثانیه انتخاب می‌شود. دیگر پارامتر مورد نیاز چگالی احیاکننده و اکسنده می‌باشد که برای احیاکننده کراسین برابر ۱/۰۶۷ گرم بر سانتی‌متر مکعب و برای اکسنده سرمازای اکسیژن مایع ۱/۱۴۱ گرم بر سانتی‌متر مکعب در نظر گرفته می‌شود.

$$A_{c,f} = \frac{W_f}{C_d \sqrt{2\rho g \Delta P}} = \frac{0.0102 \times 2.2}{0.7 \times \sqrt{2 \times 1.067 \times 62.428 \times 32.2 \times 100 \times 144}} = 4.079 \times 10^{-6} \text{ ft}^2$$

با تبدیل واحد، سطح انژکتور احیاکننده بر حسب اینچ مربع و میلی‌متر مربع به‌دست می‌آید و سپس قطر دهانه‌ی انژکتور احیاکننده محاسبه می‌شود.

$$A_{c,f} = 5.87 \times 10^{-4} \text{ in}^2 = 0.3787 \text{ mm}^2$$

$$D_{inj,f} = \sqrt{\frac{4A}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 0.3787}{\pi}} = 0.69 \text{ mm}$$

و به همین ترتیب برای قطر دهانه‌ی انژکتور اکسنده:

$$A_{c,o} = 14.144 \times 10^{-4} \text{ in}^2 = 0.9125 \text{ mm}^2$$

$$D_{inj,o} = \sqrt{\frac{4A}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 0.9125}{\pi}} = 1.08 \text{ mm}$$

سطح‌ها و قطرهای حاصل شده برای یک انژکتور می‌باشند. برای داشتن پاشش مناسب، نسبت اکسنده به احیاکننده در راستای محفظه می‌بایست یکنواخت باشد. به همین منظور بهتر است از چندین انژکتور استفاده شود. با بررسی‌های انجام شده در این زمینه، تعداد ۴ انژکتور برای اکسنده و ۷ انژکتور برای احیاکننده مناسب به نظر می‌رسد.

قبل و پس از خروج از دهانه خروجی انژکتور نیز افتی در نظر گرفته نمی‌شود.

ترتیب محاسبات انژکتور گریز از مرکز یک‌پایه به شرح زیر است:

معلومات طراحی عبارتند از: دبی خروجی از انژکتور، چگالی سیال، ویسکوزیته سینماتیکی و ویسکوزیته دینامیکی. سایر مشخصه‌های مورد نیاز انژکتور به ترتیب اولویت به‌شرح زیر محاسبه می‌شوند [۱۶،۱]:

۱- مهم‌ترین فاکتور مشخصه هندسی انژکتور است که برای محاسبه آن باید به محدودیت زاویه پاشش توجه شود. اگر مقدار زاویه پاشش به دلخواه طراح انتخاب گردد، مقدار مشخصه هندسی (A_{II}) با توجه به مقدار این زاویه (بین صفر تا ۱۲۰)، از صفر تا ۱۰ تغییر می‌کند.

۲- با استفاده از رابطه (۳)، با مشخص بودن دبی (W) و ضریب دبی (C_d)، می‌توان سطح دهانه نازل انژکتور (A_c) و سپس شعاع آن را به‌دست آورد:

$$A_c = \frac{W}{C_d \sqrt{2\rho g \Delta P}} \quad (۳)$$

۳- با داشتن مشخصه هندسی (A_{II}) و شعاع نازل خروجی انژکتور (r_c) و تعداد مجراهای ورودی n که در صنعت بین دو تا چهار مجرا می‌باشد و نسبت شعاع گردش سیال (R_z) به شعاع نازل (r_c)، مقدار شعاع مجرای ورودی سیال به انژکتور (r_{Bx}) از رابطه (۴) محاسبه می‌شود.

$$r_{Bx} = \sqrt{\frac{r_c R_z}{n A_{II}}} \quad (۴)$$

۴- با استفاده از رابطه (۵) طول مجرای ورودی مشخص می‌گردد:

$$\frac{l_{Bx}}{r_{Bx}} = 1.5 - 2.3 \quad (۵)$$

۵- شعاع محفظه با توجه به رابطه (۶) مشخص می‌گردد:

$$R_K \approx R_z + R_{Bx} \quad (۶)$$

۶- ارتفاع نازل با توجه به نسبت این ارتفاع به قطر نازل از رابطه (۷) مشخص می‌گردد.

$$\frac{l_c}{d_c} \approx 0.25 - 1 \quad (۷)$$

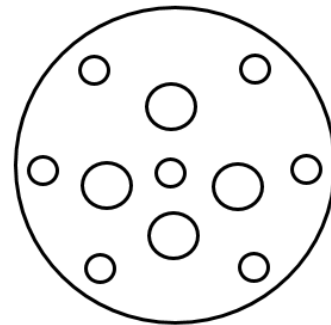
۷- مقدار شیب دهانه ورودی نازل (2Ψ) بین ۶۰ تا ۱۲۰ درجه توسط طراح انتخاب می‌شود. در شکل ۸، شکل شماتیک یک انژکتور گریز از مرکز به همراه مشخصات هندسی آن نشان داده شده است.

مشخصه‌های صفحه انژکتور

با یک صفحه انژکتور مناسب می‌توان جریان توربولانس دو فازی همگن ایجاد نمود که منجر به وقوع احتراق کامل در محفظه گردد. برای طراحی یک صفحه انژکتور مناسب می‌بایست توجه داشت که صفحه انژکتور حداکثر ضربه ویژه و سرعت مشخصه را داشته باشد و زمان عملکرد در صفحه انژکتور بیش از زمان عملکرد موتور باشد. همچنین صفحه انژکتور طراحی شده حداقل وزن را داشته باشد و با توجه به تکنولوژی موجود، قابل ساخت باشد.

۳ نوع صفحه انژکتور رایج در صنعت وجود دارند که شامل صفحه انژکتور مسطح، هرمی و کروی می‌باشند. برای داشتن بیشترین تراست و بیشترین ضربه ویژه، صفحه انژکتور باید بیشترین تعداد انژکتور را در خود جای دهد. از این نظر صفحه انژکتور مسطح مناسب نیست چون کمترین تعداد انژکتور در سطح در میان ۳ دسته ذکر شده، متعلق به این نوع صفحه انژکتور می‌باشد. اما با توجه به سهولت ساخت، بیشترین کاربرد را دارد. همچنین پروفیل مشخصه‌های انرژی در این نوع صفحه انژکتور یکنواخت‌تر است اما استحکام آن کمتر است.

چیدمان نهایی انژکتورها در پژوهش انجام شده، در شکل ۹ نشان داده شده است. این چیدمان بر اساس روش ایولیف و تامین O/F یکنواخت در طول محفظه انتخاب شده است. نسبت O/F معمولاً بین ۷۰ تا ۸۰ درصد نسبت استوکیومتری آن در نظر گرفته می‌شود که برای این ترکیب سوخت (کراسین + اکسیژن مایع) با توجه به اینکه این نسبت برابر ۳/۳۱ می‌باشد، ۷۵ درصد آن برابر با ۲/۵ به عنوان نسبت O/F در نظر گرفته می‌شود [۱].



شکل ۹- چیدمان نهایی انژکتورها

طراحی محفظه احتراق

فرآیند احتراق در محفظه احتراق موتور سوخت مایع با فشار بالا انجام می‌شود تا گازهای حاصل از احتراق با فشار زیاد به درون نازل رانده شود. با توجه به دمای بسیار بالای محفظه، حفاظت آن در برابر حرارت، خوردگی و فرسودگی بسیار مشکل است. سازه محفظه احتراق باید به گونه‌ای باشد که ضربان حاصل از نوسانات پی‌درپی

احتراق را تحمل کند. آلیاژ محفظه باید به قدری مقاوم باشد که در برابر حرارت حاصل ذوب نشود. برای جلوگیری از ناپایداری احتراق که منجر به سوختن انژکتورها می‌شود، از صفحات صلیبی استفاده می‌شود. برای ایجاد احتراق مطلوب در حجم کوچک محفظه می‌بایست ذرات و بخار احیاکننده در فضای آبروسل محفظه به خوبی با هم ترکیب شوند تا احتراق به طور یکسان و در هر مقطع محفظه ایجاد گردد. لذا می‌بایست انژکتورها با آرایش دقیقی در صفحه انژکتور قرار گیرند.

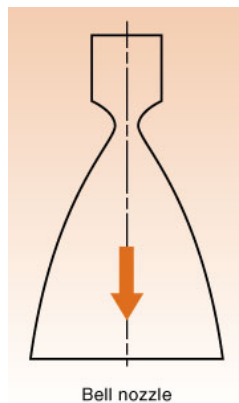
محفظه باید تامین‌کننده حداکثر انرژی مورد نیاز موتور باشد و زمان ماندن سوخت جهت تبخیر برای احتراق کامل را تامین کند. همچنین محفظه باید کمترین جرم و حجم ممکن را داشته باشد و قابلیت ساخت آن با توجه به تکنولوژی موجود در کشور، وجود داشته باشد.

چهار نوع محفظه احتراق رایج در صنعت وجود دارند:

محفظه احتراق سیلندری، محفظه احتراق مخروطی، محفظه احتراق کروی و محفظه احتراق حلقوی (بشقابی) که در این پژوهش از محفظه احتراق سیلندری استفاده می‌شود. این نوع محفظه احتراق پرکاربردترین محفظه در صنعت است که به محفظه‌ی استوانه‌ای نیز معروف است. از مزایای آن می‌توان به یکنواختی و همگون بودن نسبت ترکیبات واقعی و شدت دبی سوخت اشاره کرد که موجب افزایش ضریب دبی مجموع می‌شود. دیگر مزیت آن سهولت ساخت آن است که باعث استفاده‌ی گسترده از این نوع محفظه در صنعت شده است. سومین مزیت این نوع محفظه، یکسان بودن طراحی آن با صفحه انژکتور از نظر برابری قطر و اندازه سطح مقطع محفظه می‌باشد. از معایب این نوع محفظه می‌توان به استحکام کمتر آن نسبت به سایر محفظه‌ها، زیاد بودن سطح خنک‌کنندگی در آن و وزن بیشتر نسبت به انواع دیگر محفظه اشاره کرد. سطح خنک‌کنندگی زیاد منجر به افزایش افت فشار و افزایش حجم و وزن می‌گردد. دلیل دیگر افزایش وزن، دو جداره بودن این نوع محفظه است که به علت وجود امکان خنک‌کاری این‌گونه ساخته می‌شود [۱۳،۱].

برای طراحی محفظه‌ی احتراق و نوع آن ابتدا می‌بایست حجم محفظه را محاسبه نمود. محاسبات حجم محفظه بر مبنای مقدار ضریب دبی مجموع ($\dot{m}_{\Sigma F}$) انجام می‌شود. محاسبه حجم محفظه با استفاده از زمان اقامت سوخت در محفظه انجام می‌شود که این زمان برابر است با جرم کل محصولات احتراق به دبی کل پیشران (مجموع سوخت و اکسنده). جرم محصولات احتراق به سادگی از ضرب حجم محفظه در چگالی محصولات احتراق حاصل می‌گردد. در نتیجه حجم محفظه از رابطه (۸) محاسبه می‌شود.

نازل از لحاظ اندازه و عملکرد از نازل مخروطی بهتر است زیرا در رانش ثابت، طول کمتری نسبت به نازل مخروطی دارد و جریان خروج گاز در این نوع نازل هموارتر است. لذا جرم این نازل کمتر و افت جریان خروجی به دلیل اصطکاک کمتر با دیواره‌ی نازل نسبت به نازل مخروطی، کمتر است. همچنین سطح خنک‌کنندگی در آن کمتر است. بنابراین از این نازل در طراحی مورد نظر استفاده می‌گردد [۱۸]. نمایی از این نازل در شکل ۱۰ نشان داده شده است [۱۹].



شکل ۱۰- نمایی از نازل پروفیلی [۱۹]

در بخش طراحی نازل، با مشخص بودن دبی کل پیشران، سطح مقطع گلوگاه نازل به‌دست می‌آید و پیشران‌ها و شرایط عملکردی انتخاب می‌شوند. با فرض قانون گاز کامل رابطه‌ی (۱۱) به‌دست می‌آید.

$$A_t = \frac{w_t}{P_t} \sqrt{\frac{RT_t}{\gamma g_c}} \quad (11)$$

T_t دمای گازها در گلوگاه است. این دما از دمای محفظه (T_c) به‌دلیل تلفات انرژی گرمایی مربوطه کمتر است و از رابطه‌ی (۱۲) محاسبه می‌شود:

$$T_t = T_c \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2}} \right) \quad (12)$$

P_t فشار گاز در گلوگاه نازل است. این فشار کمتر از فشار محفظه احتراق (P_c) به دلیل شتاب گاز به سرعت محلی صوت (عدد ماخ برابر با یک) در گلوگاه است که در رابطه‌ی (۱۳) نحوه‌ی محاسبه‌ی آن مشاهده می‌گردد.

$$P_t = P_c \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (13)$$

در بخش واگرایی نازل برای رسیدن به بیشینه‌ی ترانس، گازهای داغ می‌بایست منبسط گردند. با مصرف انرژی برای شتاب دادن به گاز، فشار این گازها کاهش خواهد یافت و لذا می‌بایست سطح نازل را که فشار گاز برابر فشار اتمسفر (در محیط تست) می‌شود، به‌دست آورد. لذا این سطح همان سطح خروجی خواهد بود.

$$V_c = \frac{\tau_n \cdot m_{\Sigma t}}{\rho_{nc}} \quad (8)$$

هر سوختی زمان اقامت مخصوص خود را دارد و همچنین هر چقدر تراست افزایش یابد، زمان اقامت سوخت در محفظه کاهش می‌یابد. برای محاسبه‌ی طول محفظه احتراق، ابتدا می‌بایست طول معادل محاسبه شود که با تقسیم حجم محفظه احتراق به قطر سطح گلوگاه نازل، طول معادل به‌دست می‌آید که در رابطه‌ی (۹) مشخص شده است.

$$l_n = \frac{V_c}{A_t} \quad (9)$$

برای به‌دست آوردن ضخامت دیواره‌ی محفظه (t_w) می‌بایست از رابطه‌ی (۱۰) که بر اساس تنش کاری محفظه‌ی استوانه‌ای می‌باشد، استفاده کرد. ماده معمول برای محفظه‌های کوچک خنک‌کاری شونده با آب، مس می‌باشد که تنش کاری آن (S) حدود 8000 psi است.

$$S = \frac{PD}{2t_w} \quad (10)$$

برای محاسبه‌ی سطح محفظه احتراق می‌توان از محاسبات صفحه انژکتور استفاده کرد که قطر آن در این محاسبات تعیین شده و این قطر همان قطر سطح مقطع محفظه احتراق می‌باشد [۱۷ و ۱۸].

طراحی نازل

خروج گازهای داغ احتراق از نازل انجام می‌گیرد که یکی از اجزای مهم موتور فضایی است. نازل باید موجب افزایش ضربه‌ی ویژه و ضریب رانش عملی موتور شود که برای این منظور می‌بایست ضریب نازل (ϕ_c) بالا باشد. ضریب انتقال حرارت برای خنک‌کنندگی توسط سیال در جداره‌ی نازل به‌قدر کافی زیاد باشد تا از سوختگی و انفجار نازل جلوگیری شود. نازل باید کمترین جرم و اندازه را داشته باشد و با توجه به تکنولوژی موجود قابل ساخت باشد. محدودیت طراحی نازل در اندازه‌ی قطر دهانه‌ی خروجی است که می‌بایست از قطر بدنه‌ی موشک بیشتر نباشد لذا طراحی سایر اندازه‌های نازل مانند قطر گلوگاه و قطر محفظه احتراق بر اساس قطر دهانه‌ی خروجی انجام می‌شود. همچنین طول نازل نیز می‌بایست بهینه شده و دارای حداقل مقدار باشد تا از ایجاد جرم اضافی جلوگیری شود [۱].

در صنایع هوا و فضا نازل‌ها به ۳ گروه کلی تقسیم می‌شوند:

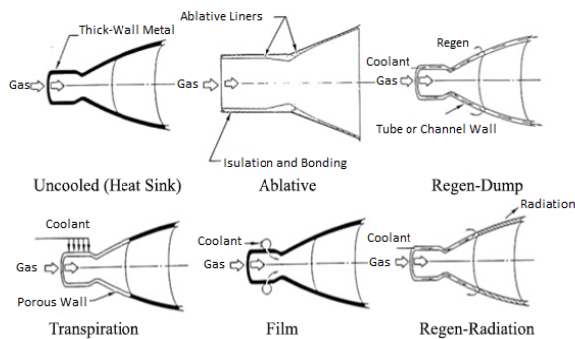
نازل مخروطی^۸، نازل پروفیلی (زنگوله‌ای)^۹ و نازل حلقوی^{۱۰} که در میکروموتورها معمولاً از نازل مخروطی یا پروفیلی استفاده می‌شود. نازل مخروطی به شکل مخروط می‌باشد و زاویه‌ی واگرایی آن ثابت است اما زاویه‌ی واگرایی در نازل پروفیلی تغییر می‌کند. این

⁸ Conical Nozzle

⁹ Bell Nozzle

¹⁰ Annular Nozzle

حفاظت از دیواره‌ها مورد استفاده می‌باشد. این سیستم‌ها تلفیقی از دو یا چند شیوه‌ی حفاظت حرارتی می‌باشند. تلفیق خنک‌کاری بازبایی حین عبور سیال با خنک‌کاری فیلمی متداول‌ترین شکل خنک‌کاری ترکیبی محسوب می‌شود. این نوع ترکیب را به شکل منطقه‌ی محافظ ایجاد شونده به وسیله‌ی صفحه‌ی انژکتور یا به شکل خنک-کاری لایه‌ای مورد استفاده قرار می‌دهند. در صورتی که شدت انتقال حرارت به دیواره‌ها بسیار زیاد باشد، می‌توان از روش‌های ترکیبی خنک‌کاری استفاده کرد. تلفیق خنک‌کاری بازبایی حین عبور سیال با حفاظت از سطح گرم به وسیله‌ی پوشش‌های عایق حرارتی نیز کاربرد فراوانی پیدا نموده است [۱۸].



شکل ۱۲- روش‌های خنک‌کاری متداول شامل روش‌های ترکیبی در موتورهای سوخت مایع [۱۸]

انتخاب بهترین روش خنک‌کاری برای یک رانش داده شده بستگی به ملاحظات طراحی فراوانی دارد. قوانین ساده و سریعی برای آن وجود ندارد. با این وجود، برخی از فاکتورهای مهم که در طراحی انتخاب شده تاثیر می‌گذارند ارائه شده است:

۱. ترکیبات سوخت (پیشران‌ها)
۲. فشار محفظه
۳. سیستم تغذیه‌ی پیشران
۴. شکل محفظه‌ی احتراق
۵. مواد سازنده‌ی محفظه‌ی احتراق

در عمل، طراحی سیستم خنک‌کنندگی به صورت کامل مرتبط با طراحی سیستم موتور است و به شکل مستقل، بدون در نظر گرفتن سایر جنبه‌های موتور، نمی‌توان آن را طراحی کرد. برای مثال، بهینه‌سازی مقدار فشار محفظه برای یک موتور با عملکرد بالا، توسط قابلیت و بازده سیستم خنک‌کنندگی محدود می‌شود. در عوض، فشار محفظه بر روی سایر پارامترها مانند ضریب انبساط نازل، فشار تغذیه‌ی پیشران و وزن سیستم تاثیر می‌گذارد. به خاطر ارتباط پیچیده‌ی این پارامترها با یکدیگر، تحلیل کامل سیستم‌های خنک‌کنندگی یک شاخه‌ی تخصصی است که نیازمند دانش انتقال

عدد ماخ نسبت سرعت گاز به سرعت محلی صوت است که در خروجی نازل از رابطه‌ی (۱۴) محاسبه می‌شود.

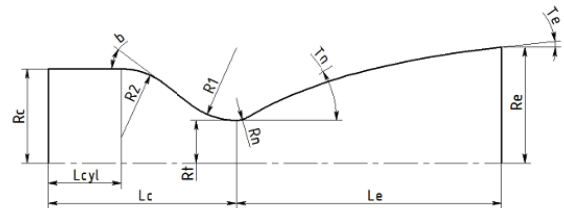
$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P_c}{P_{atm}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (14)$$

سطح خروجی نازل متناظر با عدد ماخ خروجی که از انتخاب فشار محفظه نتیجه می‌شود، طبق رابطه‌ی (۱۵) محاسبه می‌شود.

$$A_e = \frac{A_t}{M_e} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (15)$$

با توجه به اینکه سطح خروجی با سطح گلوگاه رابطه‌ی مستقیم دارد و مقدار تراست و فشار محفظه در تعیین مقدار این پارامتر موثر هستند، با تعیین مقدار مناسب برای تراست و فشار محفظه، می‌توان از بزرگ‌تر شدن سطح خروجی نازل نسبت به قطر موتور در طراحی جلوگیری کرد. در این پژوهش، این مورد کاملاً رعایت شده است.

در شکل ۱۱ اندازه‌های تجربی یک نازل پروفیلی مشخص شده است. برای نمونه، اندازه‌ی R_2 برای موتورهای با تراست کم مابین 0.3 تا 0.4 شعاع گلوگاه در نظر گرفته می‌شود. زاویه‌ی b معمولاً برابر 30 تا 45 درجه در نظر گرفته می‌شود [۱۹، ۱۸، ۱۳].



شکل ۱۱- اندازه‌های تجربی نازل پروفیلی [۲۰]

انتقال حرارت در میکروموتور

معمولاً دمای احتراق پیشران موشک‌ها بالاتر از نقطه‌ی ذوب فلزات و آلیاژها، و حتی بسیاری از مواد نسوز معمولی است. البته، پیش از نقطه‌ی ذوب واقعی، استحکام بیشتر مواد در دماهای بالا، به سرعت کاهش می‌یابد. از آنجا که ضخامت دیواره‌ی محفظه به تنش‌هایی که می‌تواند تحمل کند بستگی دارد، بهتر است از موادی با تحمل تنش بسیار بالا استفاده شود و دیواره را تا دمایی که بسیار کمتر از نقطه‌ی ذوب است، با ایجاد سیستم خنک‌کاری مناسب خنک کرد. همچنین نرخ انتقال حرارت گازهای داغ موجود بر دیواره‌ی محفظه نیز زیاد می‌باشد (بین 0.5 تا 50 بی‌تی‌یو بر اینچ مربع ثانیه) که همین امر لزوم استفاده از سیستم خنک‌کاری مناسب را تشدید می‌کند [۱۳].

شکل ۱۲ روش‌های خنک‌کاری متفاوت برای یک موتور سوخت مایع شامل روش‌های ترکیبی را نشان می‌دهد. در محفظه موتورهای موشکی سوخت مایع امروزی، اغلب سیستم‌های ترکیبی

حجم گاز به هر نقطه‌ی خاصی بر روی دیواره‌ی اتاق می‌تواند برسد. در شرایط غیریکنواخت معمول در محفظه‌ی احتراق، انرژی تابش یافته از یک محل درون گاز می‌تواند توسط بخش دیگری از گاز، قبل از رسیدن به دیواره کاملاً جذب شود. همچنین گازها بر خلاف تابش‌کننده‌های جامد، در طیف پیوسته‌ای از طول موج‌های مختلف تابش نمی‌کنند و تابش آن‌ها بر روی فواصل گسسته یا نوارها صورت می‌گیرد. همچنین اگر بعضی از نوارهای گازهای مختلف دارای طول موج‌های مشترکی باشند، انرژی کل تابیده شده از مخلوط گازهای تابنده، جمع ساده‌ای از تابش‌های جداگانه‌ی هر یک از گازها نخواهند بود. گازهای تابنده‌ی مهم از پیشران‌های متداول به ترتیب کاهش تقریبی توان تابشی، شامل H_2O ، CO ، NO ، OH و HF می‌باشند. این گازها همپوشی‌های فراوانی بین نوارهای تابشی خود دارند. برای انتقال حرارت تشعشی رابطه‌ی (۲۳) ارائه شده است.

$$q_r = \epsilon_e \sigma (\epsilon_r^T T_\infty^4 - \epsilon_r^W T_W^4) \quad (23)$$

در رابطه‌ی فوق ϵ_e ضریب پخش محفظه می‌باشد که از رابطه-

ی (۲۴) حاصل می‌شود. ϵ_r ضریب پخش تشعشی سیال و ϵ_w ضریب پخش از سمت دیواره‌ی خارجی می‌باشند.

$$\epsilon_e = \epsilon_w / [1 - (1 - \epsilon_w)(1 - \epsilon_r^W)] \quad (24)$$

ساتن پیشنهاد می‌کند که برای گستره‌ی دمایی ۲۲۰۰ تا ۴۱۰۰ کلوین (معادل با ۳۵۰۰ تا ۷۰۰۰ درجه‌ی فارنهایت)، مقدار ۵ تا ۳۵ درصد کل انتقال حرارت برای انتقال حرارت تشعشی در نظر گرفته شود.

برای محاسبه‌ی دمای سیال خنک‌کننده می‌بایست انتقال حرارت بین دیواره‌ی گرم و سیال خنک‌کننده را به‌دست آورد. رابطه‌ی اصلی که برای این انتقال حرارت به‌کار می‌رود، در رابطه‌ی (۲۵) مشخص شده است [۲۰-۲۴].

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (25)$$

پیاده‌سازی روش طراحی

برای مدل‌سازی احتراق و آنالیز عملکرد میکروموتور از نرم‌افزار RPA^{۱۱} استفاده می‌گردد. این سه حرف مخفف آنالیز پیشران‌ش راکت می‌باشند. RPA نرم‌افزاری جامع در زمینه‌ی آنالیز موتور می‌باشد که هدف از ایجاد آن پیش‌بینی عملکرد موتورهای فضایی می‌باشد. این نرم‌افزار رابط کاربری قابل درک و آسانی دارد که پارامترهای ورودی و نتایج حاصل از آنالیز را به‌خوبی دسته‌بندی می‌کند. این نرم‌افزار از گونه‌های شیمیایی گسترده‌ای استفاده

حرارت، مکانیک سیالات، ترمودینامیک و تنش‌های حرارتی می‌باشد.

یکی از گام‌های مقدماتی در طراحی یک سیستم خنک‌کننده‌ی محفظه، تحلیل انتقال حرارت از گازهای احتراق به دیواره‌ی محفظه می‌باشد. به علت سرعت بسیار بالای گازها بر روی دیواره‌ی محفظه، عمده‌ی انتقال حرارت به شکل جابه‌جایی اجباری می‌باشد. رابطه‌ی مقدماتی برای این انتقال حرارت جابه‌جایی پیچیده در رابطه‌ی (۱۶) ارائه شده است.

$$q_w = h_g (T_{aw} - T_{wg}) \quad (16)$$

در رابطه‌ی فوق، h_g ضریب جابه‌جایی و T_{wg} دمای سمت گازهای داغ دیواره هستند و T_{aw} که دمای آدیاباتیک دیواره می‌باشد، از رابطه‌ی (۱۷) حاصل می‌شود.

$$T_{aw} = (T_c)_{ns} \left[\frac{1+r \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_x^2}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M_x^2} \right] \quad (17)$$

در رابطه‌ی فوق، $(T_c)_{ns}$ دمای سکون نازل و r ضریب بازیابی محلی می‌باشد که در واقع نسبت افزایش دمای اصطکاک به افزایش دمای ایجاد شده توسط تراکم آدیاباتیک می‌باشد. این ضریب می‌تواند به شکل تجربی توسط روابط (۱۸) و (۱۹) که بر پایه‌ی عدد پرناتل هستند، حاصل شود. رابطه‌ی (۱۸) برای جریان آرام و رابطه‌ی (۱۹) برای جریان مغشوش می‌باشد.

$$r = Pr^{0.5} \quad \text{برای جریان آرام} \quad (18)$$

$$r = Pr^{0.33} \quad \text{برای جریان مغشوش} \quad (19)$$

تعیین ضریب جابه‌جایی h_g پیچیده است. بر اساس تجربیات با لایه‌های مرزی مغشوش، برخی روابط برای ضریب جابه‌جایی ارائه شده است. دو رابطه‌ی کلبرن (۲۰) و بارتز (۲۱) برای محاسبه‌ی این ضریب جابه‌جایی ارائه شده است.

$$Nu = CRe^{0.8} Pr^{0.34} \quad (20)$$

$$h_g = \left[\frac{0.026 \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{\rho c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \right] \quad (21)$$

در رابطه‌ی بالا، σ که ضریب تصحیح برای تغییرات خاصیت اطراف لایه‌ی مرزی می‌باشد، از رابطه‌ی (۲۲) حاصل می‌شود:

$$\sigma = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{(T_c)_{ns}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.12}} \quad (22)$$

بخش دیگر انتقال حرارت محفظه به شکل تشعشی می‌باشد که بخش کمتری از کل انتقال حرارت محفظه را شامل می‌شود و مقدار آن به مراتب کمتر از مقدار انتقال حرارت جابه‌جایی می‌باشد. محاسبه‌ی انتقال حرارت تشعشی با توجه به ترکیب ملاحظات هندسی پیچیده با مکانیزم‌های تابش، جذب و بازتابش، بسیار پیچیده است. تابش گاز داغ نسبتاً شفاف از هر نقطه‌ی داغ درون

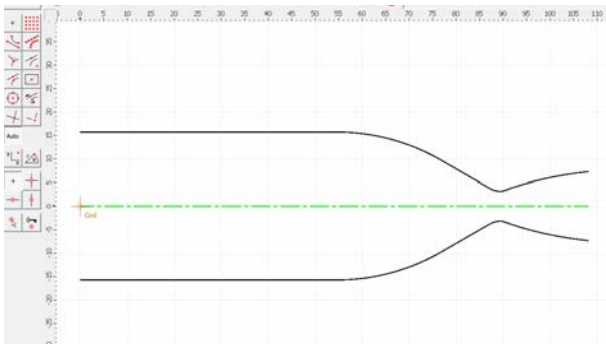
¹¹ Rocket Propulsion Analysis

$Le/c15 = 118.58 \%$ (relative to length of cone nozzle with $Te=15 \text{ deg}$)

در جدول ۱ مشخصه‌های میکروموتور طراحی شده نشان داده شده است. رسم محفظه مطابق شکل ۱۳ می‌باشد و خروجی نرم‌افزار در مورد خصوصیات ترمودینامیکی در مقاطع مختلف محفظه در شکل ۱۴ آورده شده است.

جدول ۱- مشخصه‌های میکروموتور طراحی شده

مقدار مشخصه	مشخصه موتور
۲ / ۰۷ MPa	فشار محفظه
۹ / ۰۷ kgf	تراست
۲۵۰ / ۵۸ s	ایمپالس ویژه
۱۰ / ۹۱ kg/s	دبی احیاکننده (کراسین)
۲۷ / ۲۸ kg/s	دبی اکسنده (اکسیژن مایع)
۲ / ۵	نسبت اکسنده به سوخت
۳۱ / ۴۳ mm	قطر محفظه
۶ / ۲۹ mm	قطر گلوگاه
۱۴ / ۵۹ mm	قطر دهانه خروجی نازل
۵۴ / ۵۲ mm	طول قسمت سیلندری محفظه
۳۴ / ۹۸ mm	طول قسمت همگرای نازل
۱۸ / ۵۶ mm	طول قسمت واگرای نازل
۴ / ۷۱ - ۴۴ / ۵۶ - ۱ / ۲ mm	قوس‌های R_1, R_2 و R_n محفظه
۳۰	زاویه بین محفظه و بخش همگرای نازل
۲۰ / ۱۲	زاویه ورودی قسمت واگرای نازل
۶	زاویه خروجی قسمت واگرای نازل
۱۰۸ / ۰۶ mm	طول کل موتور



شکل ۱۳- محفظه‌ی رسم شده توسط RPA (تمام اندازه‌ها بر حسب میلی‌متر)

می‌کند که بر اساس پایگاه اطلاعات ترمودینامیکی ناسا می‌باشد. این اطلاعات شامل داده‌هایی برای انواع گوناگون احیاکننده و اکسنده از قبیل اکسیژن و هیدروژن مایع، کراسین، پراکسید هیدروژن و بسیاری دیگر از ترکیبات سوخت می‌باشند. همچنین کاربر این اختیار را دارد که اجزای پیشران جدیدی را وارد نرم‌افزار کند یا اینکه از پایگاه‌های اطلاعاتی دیگر اجزای جدیدی را وارد کند.

با تعیین چند پارامتر مانند فشار محفظه احتراق، ترکیب سوخت مورد استفاده و پارامترهای نازل، نرم‌افزار ترکیب تعادل شیمیایی محصولات احتراق، خصوصیات ترمودینامیکی آن و پیش‌بینی عملکرد تئوری راکت را انجام می‌دهد. از نتایج محاسبات می‌توان برای طراحی محفظه، مولد گاز و پیشران مایع از پیش مشتعل شده برای موتورهای فضایی استفاده کرد.

این نرم‌افزار از رویکرد حداقل‌سازی انرژی آزاد گیبس استفاده می‌کند که رویکردی مناسب و مورد استفاده در صنعت می‌باشد که برای تعیین ترکیب اجزای احتراق، آنالیز جریان نازل و محاسبه‌ی عملکرد موتور برای محفظه احتراق‌های با سطح محدود و نامحدود، مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۵].

این نرم‌افزار توسط الکساندر پونومارنکو^{۱۲} و با زبان برنامه‌نویسی ++C نوشته شده است.

با وارد کردن پارامترهای ورودی مانند تراست و فشار محفظه و اجرای نرم‌افزار، دبی جرمی احیاکننده، دبی جرمی اکسنده، دبی جرمی کل، تراست محفظه در حالت بهینه و در خلاء، ضریب ویژه در حالت بهینه و در خلاء و کلیه‌ی اندازه‌های مربوط به نازل و محفظه مشخص می‌گردد که عیناً در این جا آورده می‌شود:

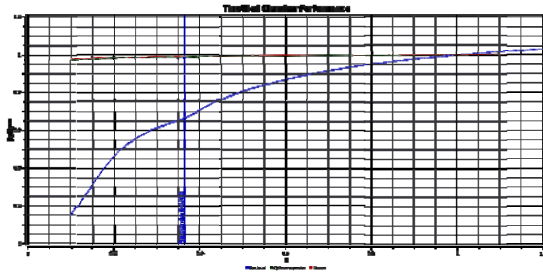
Thrust and mass flow rates

Chamber thrust (vac): 0.10589 kN
Specific impulse (vac): 282.71123 s
Chamber thrust (opt): 0.09385 kN
Specific impulse (opt): 250.58142 s
Total mass flow rate: 0.03819 kg/s
Oxidizer mass flow rate: 0.02728 kg/s
Fuel mass flow rate: 0.01091 kg/s
Geometry of thrust chamber with parabolic nozzle

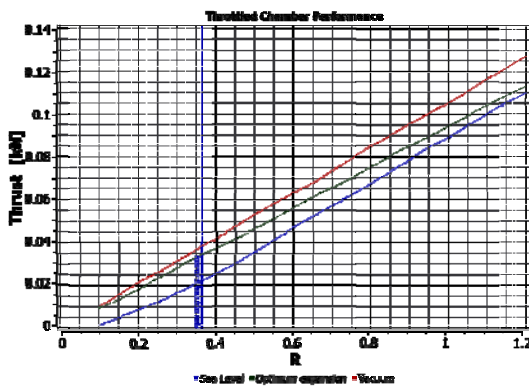
$D_c = 31.43 \text{ mm}$ $b = 30.00 \text{ deg}$
 $R_2 = 44.56 \text{ mm}$ $R_1 = 4.71 \text{ mm}$
 $L^* = 1852.06 \text{ mm}$
 $L_c = 89.50 \text{ mm}$ / $L_{cyl} = 54.52 \text{ mm}$
 $D_t = 6.29 \text{ mm}$
 $R_n = 1.20 \text{ mm}$ / $T_n = 20.12 \text{ deg}$
 $L_e = 18.56 \text{ mm}$ / $T_e = 6.00 \text{ deg}$
 $D_e = 14.59 \text{ mm}$
 $A_e/A_t = 5.39$
 $L_e/D_t = 2.95$

¹² Alexander Ponomarenko

ترتیب در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نشان داده شده‌اند. خطچین عمودی، جدایش جریان در مقدار دبی عبوری را نشان می‌دهد.



شکل ۱۶ - نمودار ایمپالس ویژه بر حسب مقدار تراتل



شکل ۱۷ - نمودار تراست بر حسب مقدار تراتل

حال بررسی انتقال حرارت در محفظه توسط نرم‌افزار انجام می‌گیرد که مقدار انتقال حرارت و دما در طول محفظه محاسبه می‌شوند و مشخص می‌گردد کدام قسمت از محفظه بیشترین مقدار انتقال حرارت را تحمل می‌کند. همچنین نوع این انتقال حرارت (جابجایی و تشعشع) در محفظه مشخص می‌گردد. در شکل ۱۸ خروجی نرم‌افزار در رابطه با آنالیز انتقال حرارت در محفظه ارائه شده است.

Thrust Chamber Thermal Analysis							
Heat Transfer Parameters		Thrust Chamber Cooling		Thermal Analysis			
Results of steady state thermal analysis at chamber throat level R= 1.000							
Location, mm	Radius, mm	Conv. heat co.	Conv. heat flu.	Rad. heat flux	Total heat flu.	Twg, K	Twc, C
0.00	15.71	0.5866	101.3641	134.4691	935.8331	2105.88	2099.14
3.41	15.71	0.5853	788.4985	181.8267	970.3222	2124.89	2118.22
6.82	15.71	0.5843	778.2032	215.3036	994.1317	2139.03	2131.10
10.22	15.71	0.5837	772.1894	241.4193	1013.6007	2148.97	2141.46
13.63	15.71	0.5833	768.3043	255.8655	1024.1667	2154.73	2147.02
17.04	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
20.45	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
23.85	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
27.26	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
30.67	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
34.08	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
37.49	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
40.89	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
44.30	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
47.71	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
51.12	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
54.52	15.71	0.5831	766.9126	260.2270	1027.1336	2156.74	2148.57
57.93	15.65	0.5873	771.8300	237.7934	1028.4232	2158.08	2149.76
59.29	15.46	0.6000	784.1496	258.6187	1042.7663	2165.06	2156.70
61.68	15.14	0.6223	806.4153	256.4651	1062.8864	2176.15	2167.02
64.06	14.68	0.6563	840.5833	250.8132	1091.3996	2191.13	2181.41
66.44	14.09	0.7049	887.2644	247.2435	1134.5039	2213.22	2202.64
68.83	13.36	0.7734	950.5469	242.1200	1192.6689	2242.91	2242.91
71.21	12.47	0.8711	1037.8673	231.7565	1269.6239	2280.44	2265.48
73.60	11.43	1.0137	1156.8208	222.5815	1378.4113	2330.72	2312.95
75.98	10.21	1.2230	1323.6449	209.0190	1532.6640	2397.47	2374.67
78.36	8.84	1.5781	1558.3030	184.2769	1752.5738	2484.92	2455.62
80.75	7.47	2.1151	1865.9498	171.8324	2037.7822	2589.28	2549.95
83.13	6.09	3.0076	2276.4719	143.4088	2418.0827	2713.89	2641.89
85.52	4.71	4.4803	2811.7974	108.4721	2919.9677	2861.58	2794.65

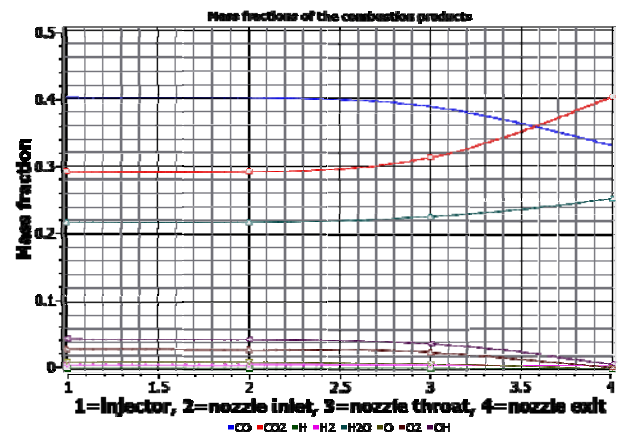
شکل ۱۸ - نتایج آنالیز حرارتی محفظه

Table 1. Thermodynamic properties

Parameter	Injector	Nozzle inlet	Nozzle throat	Nozzle exit	Unit
Pressure	2.0700	2.0687	1.1983	0.0700	MPa
Temperature	3471.9902	3471.8469	3309.5181	2551.1810	K
Enthalpy	-1025.9778	-1026.3648	-1662.7723	-4413.1974	kJ/kg
Entropy	11.3132	11.3133	11.3133	11.3133	kJ/(kg·K)
Internal energy	-2228.5081	-2228.8400	-2792.5756	-5233.2951	kJ/kg
Specific heat (p=const)	7.0890	7.0893	6.8627	3.5716	kJ/(kg·K)
Specific heat (V=const)	6.0006	6.0008	5.8575	3.1077	kJ/(kg·K)
Gamma	1.1814	1.1814	1.1716	1.1493	
Isoentropic exponent	1.1307	1.1307	1.1273	1.1398	
Gas constant	0.3464	0.3464	0.3414	0.3215	kJ/(kg·K)
Molecular weight (M)	24.0059	24.0060	24.3555	25.8649	
Molecular weight (MW)	0.02401	0.02401	0.02436	0.02586	
Density	1.7214	1.7203	1.6066	0.0854	kg/m³
Sonic velocity	1166.0504	1166.0215	1128.5351	966.8031	m/s
Velocity	0.0000	27.8211	1128.5351	2602.7753	m/s
Mach number	0.0000	0.0239	1.0000	2.6921	
Area ratio	25.0000	25.0000	1.0000	5.3879	
Mass flux	47.8617	47.8617	1196.9777	222.1617	kg/(m²·s)
Mass flux (relative)	0.231e-04	0.231e-04			kg/(N·s)
Viscosity	0.0001077	0.0001077	0.0001043	8.762e-05	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.3256	0.3255	0.3118	0.2466	W/(m·K)
Specific heat (p=const), frozen	1.95	1.95	1.943	1.894	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.6453	0.6453	0.6502	0.6731	
Conductivity, effective	1.581	1.581	1.471	0.6312	W/(m·K)
Specific heat (p=const), effective	7.089	7.089	6.863	3.572	kJ/(kg·K)
Prandtl number, effective	0.483	0.483	0.4869	0.4958	

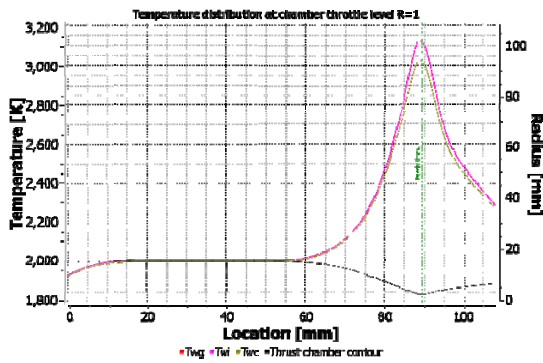
شکل ۱۴ - خروجی نرم‌افزار در مورد خصوصیات ترمودینامیکی در مقاطع مختلف محفظه

همچنین نرم‌افزار قادر به محاسبه‌ی میزان محصولات احتراق در مقاطع مختلف می‌باشد. دانستن این میزان برای شبیه‌سازی احتراق ضروری است. طی فرآیند احتراق این موتور، گازهای متعددی ایجاد می‌شوند که هر یک درصدی از کل گازهای تولید شده دارند. همان‌طور که از شکل ۱۵ مشخص است، گازهای کربن مونواکسید و کربن دی‌اکسید و آب بیشترین مقدار را در بین محصولات احتراق دارند. بقیه‌ی محصولات در مجموع کمتر از ۱۰ درصد کل محصولات را تشکیل می‌دهند که از این بین گازهای هیدروژن و اکسیژن بیشترین مقدار را شامل می‌شوند.



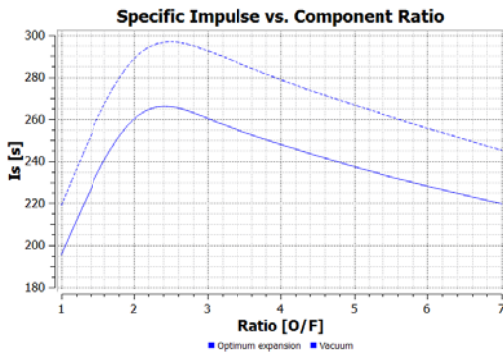
شکل ۱۵ - نسبت جرمی محصولات احتراق در مقاطع مختلف محفظه

در قسمت دیگر نرم‌افزار، تنظیمات کنترل تراست انجام می‌گیرد که با مشخص کردن مقداری بین ۰/۱ تا ۱/۲ تراست نامی، عملکرد موتور مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در این قسمت می‌توان نمودار مقدار تراتل را به ازای تراست و ایمپالس ویژه استخراج نمود که به



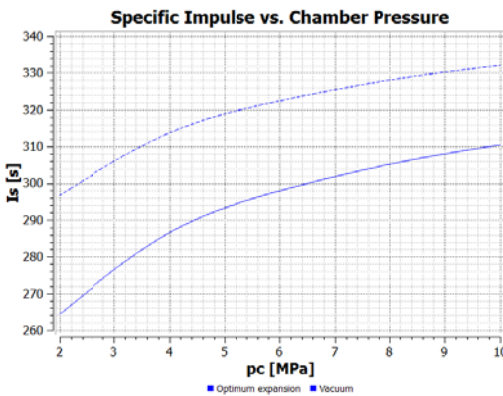
شکل ۲۲- نمودار دما در راستای طول محفظه بر اساس روش یولف در محاسبه‌ی انتقال حرارت جابه‌جایی

در بخش دیگر می‌توان مقدار بهینه‌ی نسبت ترکیبات سوخت در میکروموتور را مشخص نمود که با توجه به نمودار موجود در شکل ۲۶، این مقدار برابر با ۲/۵ می‌باشد که در آن بیشترین مقدار ایمپالس ویژه ایجاد شده است. همچنین می‌توان با انتخاب محدوده‌ی فشار محفظه، مقادیر ایمپالس مربوط به آن را مشاهده نمود. همان طور که از نمودار موجود در شکل ۲۳ مشخص است، با افزایش فشار محفظه، مقدار ایمپالس ویژه نیز افزایش می‌یابد.



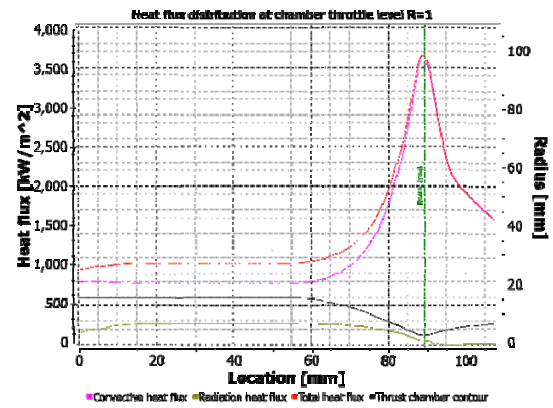
شکل ۲۳- نمودار مقدار ایمپالس ویژه بر حسب نسبت ترکیب سوخت

همچنین نمودارهای ایمپالس ویژه-فشار، دما-نسبت ترکیب سوخت و سرعت مشخصه-نسبت ترکیب سوخت در شکل‌های ۲۴ تا ۲۶ مشخص گردیده‌اند.

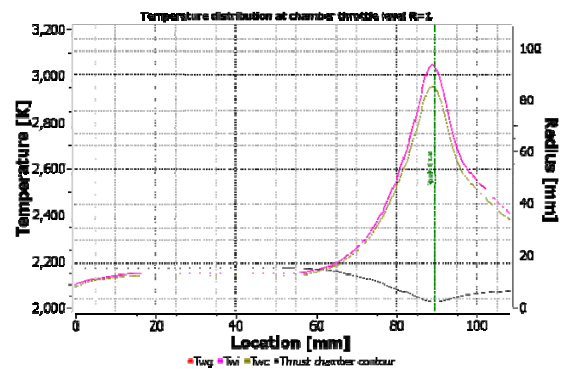


شکل ۲۴- نمودار ایمپالس ویژه بر حسب فشار محفظه‌ی میکروموتور

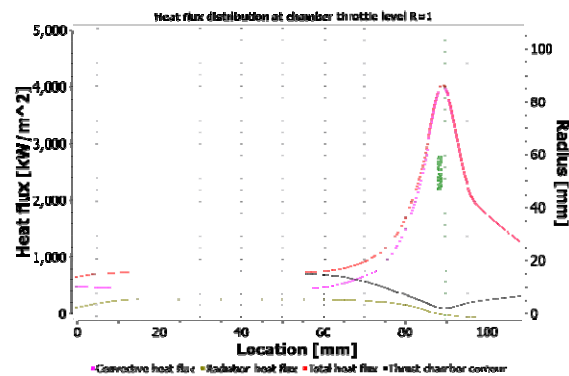
از این قسمت دو نمودار استخراج می‌گردد. اولین نمودار مربوط به میزان انتقال حرارت در راستای طول میکروموتور و دومین نمودار مربوط به مقدار دما در راستای طول میکروموتور می‌باشد. این دو نمودار در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ مشخص شده‌اند. در این دو نمودار، مقدار انتقال حرارت جابه‌جایی توسط روش بارتس محاسبه شده است. در نمودارهای موجود در شکل‌های ۲۱ و ۲۲ این نمودارها توسط روش یولف که روش معمول نرم‌افزار RPA می‌باشد، محاسبه شده‌اند.



شکل ۱۹- نمودار نرخ انتقال حرارت در راستای طول محفظه بر اساس روش بارتس



شکل ۲۰- نمودار دما در راستای طول محفظه بر اساس روش بارتس



شکل ۲۱- نمودار نرخ انتقال حرارت در راستای طول محفظه بر اساس روش یولف در محاسبه‌ی انتقال حرارت جابه‌جایی

در نهایت با توجه به محاسبات مربوط به طراحی محفظه، انتخاب مواد مناسب برای قسمت‌های مختلف میکروموتور و مشاوره صنعتی، ساخت میکروموتور انجام می‌گیرد. میکروموتور ساخته شده در شکل ۲۷ نشان داده شده است.



شکل ۲۷- میکروموتور ساخته شده

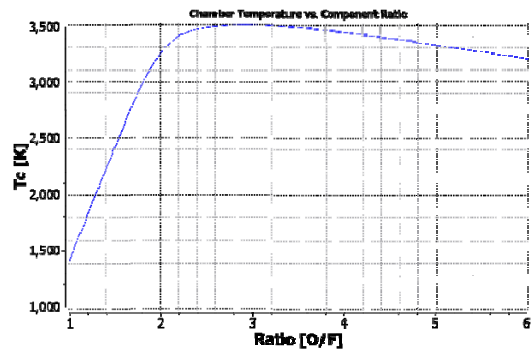
تست میکروموتور

هدف از تست میکروموتور، تحلیل عملکرد و مطالعه اصولی مشخصات آن می‌باشد.

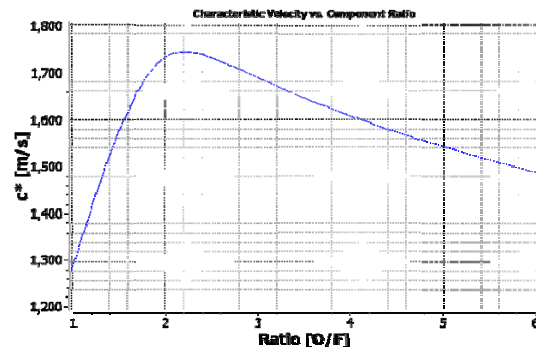
آزمایشگاه تست میکروموتور از ۲ بخش آزمایش و کنترل تشکیل می‌شود. به علت صدای فراوان و خطرات احتمالی آزمایش این دو بخش از یکدیگر جدا می‌باشند و تمام اشخاص باید در بخش کنترل حضور داشته باشند. بخش آزمایش شامل سکوی آزمایش، مخازن ذخیره‌ی پیشران‌ها، مخزن سیال خنک‌کننده، مخزن تحت فشار نیتروژن، میکروموتور، سیستم تهویه، شیرها، فشارسنج‌ها و سایر تجهیزات اندازه‌گیری می‌باشد. فرمان شروع به کار و خاموشی موتور و از بخش کنترل صادر می‌گردد و عمل باز و بسته شدن شیرها از این قسمت صورت می‌گیرد. جهت ایمنی بیشتر کار، اگر اتفاق غیر منتظره‌ای در تست رخ دهد، برای مثال دبی پیشران‌ها یا فشار محفظه زیادتر از حد انتظار باشد و سیستم را دچار مشکل کند، فرمان قطع سیستم از بخش کنترل صادر می‌گردد.

برای تست میکروموتور از استند عمودی استفاده می‌شود، به این دلیل که مواد خروجی محترق نشده به طور کامل از میکروموتور خارج شوند و به درون آن بازگشت نداشته باشند. از نظر ایمنی وجود شیرهای برقی اضطراری بر روی مخازن، یک جریان فشار بالا برای اطفاء حریق و یک کانال بتونی در زیر سکو برای خروج گازهای احتراق ضروری است.

تست‌هایی که برای صحت عملکرد میکروموتور انجام می‌شود دو مرحله دارد:



شکل ۲۵- نمودار دمای محفظه برحسب نسبت ترکیب سوخت



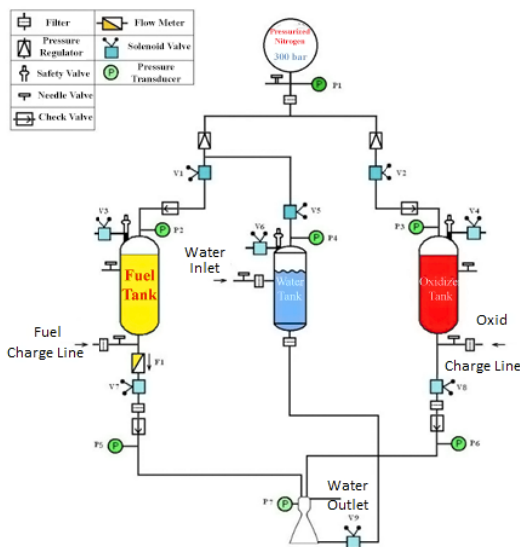
شکل ۲۶- نمودار سرعت مشخصه برحسب نسبت ترکیب سوخت

ارزیابی روش طراحی

برای ارزیابی طراحی انجام شده، میکروموتوری ساخته می‌شود تا با تست آن، مقدار پارامترهای عملکردی مشخص شود. ساخت و مونتاژ میکروموتورهای سوخت مایع کوچک، ساده‌تر از ماشین‌های مهم مانند موتورهای بنزینی و توربین‌هاست. در این میکروموتورها محفظه احتراق و نازل به صورت یکپارچه ساخته می‌شوند. این روش ساخت از دیدگاه ماشین‌کاری ملزومات اتصال بین این دو بخش را رفع می‌کند. باید دقت شود که در طول ماشین‌کاری محفظه‌ی یکپارچه، ضخامت ثابت بماند. بخش‌های نازک دیواره به راحتی می‌توانند حین فرآیند احتراق شکسته شوند.

میکروموتور ساخته‌شده شامل یک پوسته بیرونی (ژاکت خنک‌کاری) است که خنک‌کاری به وسیله‌ی آب برای کاهش دمای حاصل از احتراق درون آن انجام می‌گیرد. ماشین‌کاری ژاکت خنک‌کاری یا پوسته‌ی بیرونی کم‌اهمیت‌تر از محفظه است. مواد معمول برای این بخش استنلس استیل یا برنج است. قطر داخلی پوسته باید دارای پرداخت نرم جهت کاهش افت فشار خنک‌کاری باشد. فشار عمل‌کننده روی سطح انژکتور به سمت نقطه‌ی آب‌بندی بین انژکتور و پوسته‌ی بیرونی، فشار محفظه احتراق است که نوعاً بین ۰/۷ تا ۲/۰۷ است.

- ۷- شیرهای سولنوییدی: فرمان ورود جریان به موتور تست می‌باشند.
 - ۸- دبی‌سنج: برای اندازه‌گیری دبی پیشران‌ها و سیال خنک‌کننده مورد استفاده قرار می‌گیرد.
 - ۹- دماسنج: برای اندازه‌گیری دمای آب ورودی و خروجی از موتور تعبیه شده است.
 - ۱۰- فشارسنج: جهت اندازه‌گیری فشار داخل محفظه احتراق استفاده می‌شود.
 - ۱۱- شیرهای یک‌طرفه: جهت جلوگیری از بازگشت جریان به داخل مخازن مورد استفاده قرار می‌گیرند.
 - ۱۲- شیرهای فشارشکن: جهت رساندن فشار خروجی مخزن به فشار مورد نیاز خط استفاده می‌شوند.
- برای راه‌اندازی تست گرم و آماده‌سازی شروع به کار میکروموتور با اکسندهی سرمازا باید ابتدا دمش مقدماتی باک‌ها انجام شود سپس خنک‌سازی مسیرها و فضاهای درونی اجزای موتور صورت گیرد، بعد از آن مسیرها و لوله‌های قبل از شیرهای اصلی بایستی از مولفه‌های پیشران پر شود. در مرحله بعد باید پاک‌سازی مسیرها و لوله‌های پس از شیرهای اصلی (در مسیرهای اکسنده و احیاکننده) انجام شود. این کار با هدف خروج هوا یا اجسام خارجی موجود در مسیر انجام می‌شود.
- بعد از آماده‌سازی، شیرهای اصلی در مسیر باز می‌شوند تا پیشران‌ها به محفظه انتقال پیدا کنند؛ در نتیجه مسیرها و فضاهای درونی محفظه از مولفه‌های پیشران پر می‌شوند و در نهایت از انژکتورها عبور می‌کنند و وارد محفظه احتراق می‌شوند. بعد از ورود پیشران‌ها سیستم آتشنزنه شروع به کار می‌کند و پیشران‌ها مشتعل شده و شعله در محفظه گسترش می‌یابد و فشار محفظه احتراق افزایش پیدا می‌کند. زمان عملکرد میکروموتور مدت زمان سپری شده بین لحظه‌ی صدور اولین فرمان شروع تا صدور اولین فرمان خاموشی می‌باشد.



شکل ۲۸- مدار تست گرم میکروموتور

- ۱- ابتدا تست سرد میکروموتور انجام می‌گیرد. در تست سرد، نوع پاشش انژکتورها و میزان دبی انژکتورها مشخص می‌گردد و نتایج حاصل با مقادیر پیش‌بینی شده برای طراحی تطبیق داده می‌شود. برای این تست بعد از محاسبه‌ی دبی سیال خنک‌کننده می‌توان اختلاف فشار احیاکننده و اکسنده در راه رسیدن به محفظه را محاسبه کرد و در نهایت فشار مخازن را مشخص کرد. همچنین در این تست اطمینان حاصل می‌شود که هیچ نشتی‌ای در مجاری ورودی سوخت، پورت‌های فشار و صفحه‌انژکتور و صفحه‌ی ما بین دو انژکتور وجود ندارد. در واقع این تست‌ها از لحاظ ایمنی و کارکرد صحیح میکروموتور بسیار حیاتی و مهم می‌باشند.
- ۲- در تست گرم، میکروموتور با ترکیب سوخت اصلی خود (کراسین + اکسیژن مایع) روشن می‌شود و در تراست‌های مختلف در زمان‌های مختلف عملکرد آن مشاهده و خروجی‌های آن استخراج می‌گردند. در شکل ۲۸ مدار تست گرم محفظه‌ی مورد نظر مشخص گردیده است. در شکل ۲۹ تجهیزات تست در آزمایشگاه میکروموتور دانشگاه تربیت مدرس و در شکل ۳۰ نمایی از تست گرم میکروموتوری مشابه با احیاکننده کراسین و اکسنده‌ی دیگر (۲۷- AK) نشان داده شده است. لازم به ذکر است که با توجه به انجام تست‌ها در یکی از زیرمجموعه‌های سازمان صنایع دفاع، امکان قرار دادن عکس‌های استند و تصاویر تست‌ها با توجه به محرمانه بودن آن‌ها وجود نداشت اما با توجه به یکسان بودن تجهیزات، برای درک بهتر مخاطب از روند و اجزای آزمایش، این تصاویر قرار داده شد. همچنین اطلاعات خروجی از تست گرم شامل تغییرات فشار مخازن، تغییرات فشار محفظه و تغییرات فشار پشت انژکتور سوخت در نمودار موجود در شکل ۳۱ نشان داده شده است.

اجزاء اصلی مدار تست میکروموتور شامل موارد زیر می‌باشد:

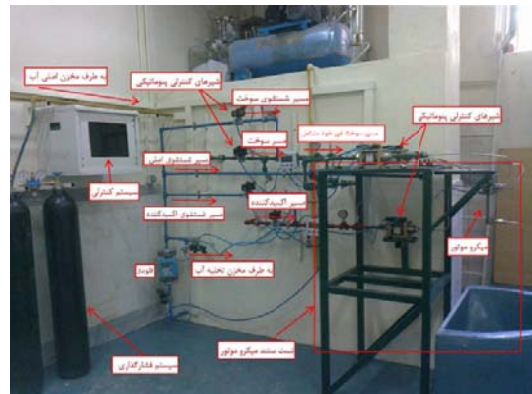
- ۱- مخازن ذخیره‌ی پیشران‌ها: جهت ذخیره‌ی سوخت و اکسید و تامین سیال مخازن تحت فشار در نظر گرفته می‌شوند. این مخازن در این‌جا حجمی از پیشران‌ها را شامل می‌شوند که بتوانند ۳ بار آزمایش را بدون شارژ مجدد پاسخ دهند.
- ۲- مخازن تحت فشار: این مخازن برای تامین سیال پرفشار به کار می‌روند.
- ۳- کمپرسور: برای تامین فشار هوا جهت شیرهای پنوماتیک و فشار لازم اکسید و نیز خشک کردن لوله‌ها پس از تست به کار می‌رود.
- ۴- کپسول‌های نیتروژن پر فشار: جهت تامین فشار مخازن سوخت به کار می‌روند.
- ۵- شیرهای دستی: برای بستن مسیرها هنگام عدم استفاده از استند مورد استفاده قرار می‌گیرند.
- ۶- شیرهای پنوماتیکی: برای کنترل وجود جریان در مسیرها پیش از شیرهای سولنوییدی به کار می‌روند.

با ثابت نگاه داشتن فشار سر مخازن کنترل می‌گردد. در مسیر سوخت یک فلومتر توربینی برای اندازه‌گیری دبی سوخت قرار دارد، ولی در مسیر اکسیدکننده، به دلیل اینکه فلومتری وجود نداشت که بتواند در دمای پایین کار کند، از فلومتر استفاده نشد و دبی اکسیدکننده با توجه به افت فشار مسیر که توسط سنسورهای فشار اندازه‌گیری می‌شود، محاسبه شد. قبل از تست گرم، ابتدا مسیرها توسط اکسیژن مایع پیش‌سرد می‌گردد. این پیش‌سرد سازی باعث می‌شود که اکسیژن در ابتدا به صورت مایع وارد محفظه شود. همزمان با ورود اکسیژن مایع، آتشزنه جرقه‌ای روشن می‌شود. در ادامه سوخت وارد می‌شود و پس از شروع احتراق، آتشزنه خاموش و محفظه شروع به- کار می‌کند. از مشکلات موجود در تست می‌توان به ضربه‌های هیدرولیکی و ارتعاشات مکانیکی ناخواسته ناشی از باز و بسته کردن شیرهای متعدد، سر و صدا و لرزش‌های شدید سازه ناشی از نوسان فشار و تغییر کنترل نشده‌ی نسبت پیش‌ران‌ها حین احتراق اشاره کرد. در شکل ۳۱ نمودار فشار-زمان به‌دست آمده از تست گرم آورده شده است. شکل نمودار نشان از عملکرد مناسب و یکنواخت محفظه دارد. از تست گرم مقادیر فشار محفظه، تراست، ایمپالس ویژه، دبی احیاکننده و دبی اکسند به‌دست می‌آیند که در جدول ۲ این مقادیر آورده شده است.

جدول ۲- مقدار پارامترهای محاسبه‌شده در تست گرم میکروموتور

مقدار حاصل شده در تست گرم	کمیت
۸۶/۲	تراست (N)
۱/۹	فشار محفظه (MPa)
۲۵۰/۵۸	ایمپالس ویژه (s)
۱۱/۱	دبی کراسین (gr/s)
۲۶/۲	دبی اکسیژن مایع (gr/s)

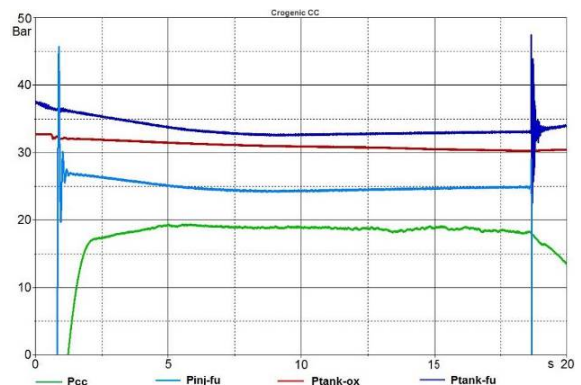
حال به مقایسه نتایج به‌دست آمده از تست گرم و نتایج نرم- افزار RPA پرداخته می‌شود. کمیت‌های مورد اندازه‌گیری فشار محفظه، تراست، ایمپالس ویژه، دبی جرمی احیاکننده و دبی جرمی اکسند می‌باشد که مقدارشان و درصد خطای بین کار تجربی و حل نرم‌افزاری در جدول ۳ آورده شده است. این خطاها حاصل از کیفیت ساخت اجزای مختلف میکروموتور است که طبعاً با طراحی ایده‌آل فاصله دارد، هرچند به علت کوچک بودن میکروموتور، این اختلاف جزئی است. دبی احیاکننده نیز با توجه به اینکه همواره کمتر از دبی اکسند است، خطای کمتری نسبت به دبی اکسند در آزمایش‌ها دارد.



شکل ۲۹- تجهیزات تست گرم میکروموتور [۹]



شکل ۳۰- تست گرم میکروموتور [۹]



شکل ۳۱- نتایج تست گرم میکروموتور

در تست گرم محفظه برای دمش مخازن از گاز نیتروژن تحت فشار استفاده شده است. این گاز پس از عبور از شیر رگولاتور و فیلتر وارد سر مخازن سوخت و اکسیدکننده می‌شود. سوخت و اکسیدکننده بعد از عبور از شیرهای سلونوئیدی، شیر یک‌طرفه و فیلتر به محفظه ریخته می‌شوند. فشار سر مخازن، فشار پشت انژکتورهای سوخت و اکسیدکننده و فشار محفظه توسط سنسورهای دیجیتالی فشار اندازه‌گیری می‌شود. مقدار دبی سوخت و اکسیدکننده

جدول ۳- مقایسه کمیت‌ها در کار تجربی و حل عددی

کمیت	مقدار حاصل شده در تست گرم	مقدار خروجی نرم افزار RPA	درصد خطا
تراست (N)	۸۶/۲	۸۸/۹۶	۳/۲
فشار محفظه (MPa)	۱/۹	۲/۰۷	۸/۹
ایمپالس ویژه (S)	۲۳۵/۵۷	۲۵۰/۵۸	۶/۴
دبی کراسین (gr/s)	۱۱/۱	۱۰/۹۱	۱/۷
دبی اکسیژن مایع (gr/s)	۲۶/۲	۲۷/۲۸	۴/۱

توربوپمپ ندارد و از نظر اندازه بسیار کوچک تر است. بنابراین کافی است تا انژکتورها، صفحه انژکتور، محفظه احتراق و نازل به خوبی طراحی شوند. پس از طراحی، تحلیل‌های مربوطه توسط نرم افزار RPA انجام شد و با ساخت میکروموتور مورد نظر، جهت مشاهده عملکرد دقیق میکروموتور تست آن انجام شد و نمودار فشار-زمان آن رسم شد. مقدار کمیت‌هایی مانند تراست، فشار محفظه، ایمپالس ویژه و دبی احیاکننده و اکسند که از نتایج حل نرم افزار به دست آمده بودند با نتیجه تست گرم مقایسه شدند. نزدیک بودن این مقادیر در دو حالت، نشان از دقت طراحی و تحلیل دارد و مشخص می کند که عملکرد میکروموتور ساخته شده پایدار و مناسب است و با اعمال برخی از بهبودها، قابلیت استفاده در ماموریت‌های فضایی را دارد.

مراجع

[1] Omni, F., *Design Principle of Space Rocket Propulsion & Engines*, Tehran: Hooshmand Tadbir, 2015. (in persian)

[2] Scott, E.H., Bloome, H.E. and Mansour, A.H., *MI Engine Subscale Injector Tests by NASA*, NASA Technical Note, 1967.

[3] Burick, R.J., *Space Storable Propellant Performance Program Coaxial Injector Characterization*, NASA-CR-120936, 1972.

[4] Micci, M.M., Thomas, J.L., Glogowski, M., "Shear Coaxial Injector Spray Combustion Experiments", 32nd JANNAF Combustion Meeting, Huntsville, Alabama, October 23-27, 1995.

[5] Nosratollahi, M. and Adami Dehkordi, A.H., "Comprehensive Pattern of Design Low-thrust Thrusters", *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol.3, No.3 and 4, Fall-Winter 2010-2011, p.20 (In Persian).

[6] Fazeli, H., Naseh, H., Mirshams, M. and Basohbat, A., "Comprehensive Pattern of Design Low-thrust Thrusters", *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol.7, No.3, Fall 2014, p.9 (In Persian).

[7] Mehrabi, A., *Design and Manufacturing of Subscale Engine with Single Double Base Injector and its Combustion Model Investigation*, (Thesis MSc), Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, 2012. (in persian)

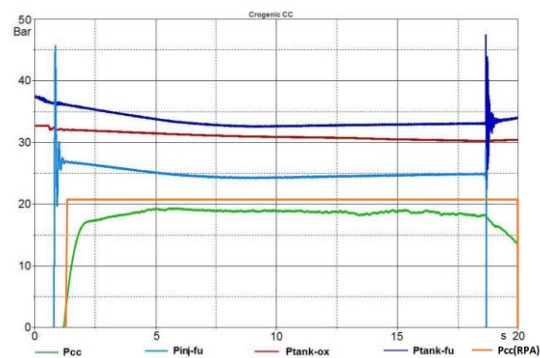
[8] Mehrabi, A., Omni, F., Valizadeh, S. and Movahednejad, E., "Design, Manufacturing, Cold and Hot-Fire Test of a Liquid Subscale Engine with Single Swirl Double Base Injector", *AmirKabir Journal of Science & Research Mechanical Engineering*, Vol.48, No.1, pp.25-28, 2016. (in persian)

[9] *Space Micropropulsion Laboratory*, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran, 2017.

[10] Liquid Rocket Propulsion, Accessed 18 March 2017; <http://dare.tudelft.nl/projects-and-teams/liquid-rocket-propulsion/>

[11] Ojeda, C.E., Persaud, T. and Prescott, K., "Production and Manufacture of Low-Cost Liquid Rocket Engines for Sounding Rockets", *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, 2017.

در شکل ۳۲ مقایسه فشار محفظه در تست گرم و نرم افزار RPA آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می شود در نرم افزار RPA، فشار محفظه ثابت فرض می شود و پس از شروع کار آتشنه، فشار محفظه مستقیماً به فشار مورد نظر می رسد و تا انتهای کار ثابت باقی می ماند و یک دفعه موتور خاموش می شود و فشار به صفر می رسد. RPA نمی تواند به طور دقیق پیش بینی افزایش فشار در ابتدا و افت فشار در انتهای کار را مشخص کند، بنابراین برای مشاهده دقیق عملکرد موتور نیاز به تست گرم آن است تا در شرایط واقعی، عملکرد دقیق موتور مشاهده شود. منحنی سبز رنگ حاصل از تست گرم میکروموتور (کار تجربی) و منحنی نارنجی رنگ حاصل تحلیل نرم افزاری است.



شکل ۳۲- مقایسه مقدار فشار محفظه در نرم افزار RPA و تست گرم میکروموتور

نتیجه گیری

در این پژوهش، روندنمای طراحی میکروموتورهای نیمه سرمازا (با اکسند سرمازا) ارائه شد. برای این منظور مولفه های میکروموتور طراحی و مشخصات پارامترهای اصلی طراحی محاسبه شد. طراحی یک میکروموتور سوخت مایع همانند یک موتور موشک سوخت مایع است با این تفاوت که میکروموتور ساده تر است و اجزایی مانند

- [20] Ponomarenko, A., *Tool for Rocket Propulsion Analysis*, Accessed 25 May 2017, <https://www.slideshare.net/AlexanderPonomarenko/rpa-tool-for>
- [21] Marchi, C.H., "Numerical Solutions of Flows in Rocket Engines with regenerative Cooling", *Numerical Heat Transfer Journal*, Vol.45, pp.64-81, 2010.
- [22] Ulas, A., "Numerical Analysis of Regenerative Cooling in Liquid Propellant Rocket Engines", *Aerospace Science and Technology Journal*, Elsevier, Vol.24, 2013, pp.187-197.
- [23] Negishi, H., Kumakawa, A., Yamanishi, N. and Kurosu, A., "Heat Transfer Simulations in Liquid Rocket Engine Subscale Thrust Chambers", 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, 2008.
- [24] Song, W., Son, M. and Shin, D., "Ignition Transition of GOx/Kerosene Spray Combustion with Nitrogen Film Cooling", *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, 2017.
- [25] Rocket Propulsion Analysis, Software Package, Ver. 2.3, RP Software+Engineering, Cologne/Bonn Area, Germany, 2017.
- [12] Huzel, D.K., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Chapter 4, AIAA, 1992.
- [13] Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, Seventh Edition, Chapter 19, Seventh Edition, Wiley, 2001.
- [14] Raju, B.P. and Mastaniah.T., "Design of liquid oxygen Storage Tank with Welded Joints & its Safety", *International Journal of Modern Engineering Research (IJMER)*, Vol 5, 2015.
- [15] *Liquid Oxygene*, Accessed 28 February 2017, www.airproducts.com/~media/files/pdf/company/safet-ygram-6.pdf
- [16] Sforza, P.M., *Theory of Aerospace Propulsion*, Chapter 11, Elsevier, 2017.
- [17] Turner, M.J., *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*, Third Edition, Chapter 6, Springer, 2009.
- [18] Hill, P.G. and Peterson, C.R., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, Second Edition*, Chapter 14, Addison-Wesley Publishing Company, 1992.
- [19] *Advancing Next-Generation Rockets and the Engines that Power Them*, Accessed 24 March 2017, <https://str.llnl.gov/november-2015/burton>,