



دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی تکنیک تهران)

دوره ۴۸، شماره ۱، بهار ۱۳۹۵، صفحه ۷۷ تا ۸۸
Vol. 48, No. 1, Spring 2016, pp. 77-88



نشریه علمی پژوهشی امیرکبیر - مهندسی مکانیک
AmirKabir Journal of Science & Research
Mechanical Engineering
(ASJR-ME)

طراحی، ساخت و آزمایش سرد و گرم یک میکروموتور سوخت مایع با تک انژکتور گریز از مرکز دو پایه

علی مهربانی^{۱*}، فتح الله امی^۲، اسماعیل ولیزاده^۳، احسان موحدنژاد^۴

- ۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس
- ۲- دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس
- ۳- دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس
- ۴- دانش آموخته دکتری، گرایش تبدیل انرژی، دانشگاه تربیت مدرس

(دریافت: ۱۳۹۱/۵/۱۴، پذیرش: ۱۳۹۳/۶/۲۴)

چکیده

در این تحقیق ابتدا پیشرفت مستمر مطالعه بر روی میکروموتورهای موشک سوخت مایع بعنوان سامانه پیشرانش کمکی و نمونه آزمایشگاهی بصورت خلاصه مرور شده است. سپس پروسه طراحی و ساخت یک میکروموتور سوخت مایع با تک انژکتور گریز از مرکز آزمایشگاهی با تراست نامی ۳۰۰ نیوتن برای انجام این پژوهش ارائه شده است. برای مهیا کردن آب، سوخت و اکسیدکننده تحت فشار برای انجام آزمایش‌های سرد و گرم، امکانات آزمایش آماده و نتایج آزمایش شبیه‌سازی شده با آب ارائه شده‌اند. شروع‌های اولیه با سوخت واقعی برای آزمایش پاشش گرم میکروموتور ناموفق بودند. دبی کم احیاکننده (سوخت) نسبت به اکسیدکننده، کم بودن میزان اختلاط سوخت و اکسیدکننده و وجود ناخالصی در سوخت خود مشتعل TR-1 بعنوان دلایل عدم موفقیت مطرح شده‌اند. برطرف کردن موارد مذکور به انجام آزمایش‌های موفق و نتایج آن انجامید. نتایج بطور قابل قبولی با نتایج مورد انتظار طراحی برابری داشتند.

کلمات کلیدی:

انژکتور دوپایه گریز از مرکز، میکروموتور، سوخت مایع، آزمایش پاشش سرد، آزمایش پاشش گرم

۱- مقدمه

در موتورهای سوخت مایع، دو مؤلفه پیشرانه مایع با افزایش فشار توسط پمپ‌ها یا افزایش فشار گاز در مخازن، به صورت مایع وارد محفظه احتراق می‌شوند و پس از فروپاشی، اختلاط فاز مایع، تبخیر و اختلاط فاز گاز و احتراق گاز داغی تولید می‌شود که با حرکت در طول نازل، انرژی گرمایی آن به انرژی جنبشی تبدیل می‌شود و تغییر اندازه حرکت جت خروجی، موشک را به پیش می‌راند. مقدار تکانه جت خروجی، به دبی سوخت، ضربه ویژه، سرعت خروجی گازهای احتراق و فشار محفظه احتراق بستگی دارد. از سوی دیگر به دلیل دمای بسیار بالای احتراق (حدود 3500°K) مقدار خنک‌کاری و نحوه انجام آن نیز از عوامل تعیین‌کننده در مقدار کارایی موتور سوخت مایع می‌باشد. نوع انژکتورها، چیدمان و نحوه پاشش آنها و ایجاد لایه غنی شده در کناره‌های دیواره محفظه احتراق نیز از فاکتورهای تأثیرگذار بر خنک‌کاری و راندمان موتور است [۱]. نحوه پاشش سوخت درون محفظه احتراق مسأله بسیار مهمی در فرایند عملکردی احتراق است که به علت پیچیدگی‌های زیاد و تا حدی ناشناخته در فرایند اتمیزاسیون اسپری، اغلب تحقیقات در این زمینه بصورت تجربی انجام شده است [۲]. انژکتورهای گریز از مرکز (Swirl Double Base) به علت مزایایی که دارند، امروزه به طور گسترده در صنایع موشکی مورد استفاده قرار می‌گیرند. گسترش وسیع کاربرد انژکتورهای گریز از مرکز به علت سادگی در ساختار، قابل اطمینان بودن و تأثیر بهینه آنها در اتمیزاسیون سیالات و همچنین دستیابی به چتر پاشش مناسب، در آنهاست [۳]. در شرایط مساوی، یعنی قطر نازل و دبی یکسان، قطر قطرات در انژکتور گریز از مرکز به دلیل چرخش سیال، کوچکتر از قطر قطرات در انژکتورهای جریانی است، بنابراین باعث کاهش طول محفظه احتراق و در نتیجه کاهش وزن کلی موتور می‌شود. این دلیل مهمترین عامل در کاربرد گسترده انژکتورهای گریز از مرکز در مقایسه با سایر انژکتورهاست [۴]. در انژکتور گریز از مرکز این فرض قابل قبول است که در چیدمان صفحه انژکتور هر کدام از انژکتورها به صورت مستقل عمل می‌کنند. در واقع ناحیه احتراق شامل تعداد زیادی از شعله‌های جداگانه در خروجی انژکتورها می‌باشد که در این صورت شعله‌های تشکیل شده در انژکتورها تداخل بسیار اندکی با یکدیگر دارند [۲]. بنابراین می‌توان با انجام آزمایش گرم تک انژکتور در شرایط فشار محیطی و شرایط خلأ، نتایج بدست آمده را با تقریب خوبی برای صفحه انژکتور با چند عدد از این انژکتورها نیز به کار برد.

قبل از استفاده عملیاتی از سامانه‌های پیشران، بهترین راه، آزمایش پاشش گرم یک موتور در مقیاس واقعی می‌باشد. ولی در واقع این کار از لحاظ زمان، هزینه و محدودیت‌های اقتصادی برنامه‌های اخیر صنعت فضایی به صرفه نیست. با توجه به لزوم یافتن راه‌های مؤثر برای ارزیابی سخت‌افزارهای موتور بدون چشم‌پوشی از مشخصات اصلی آنها، یکی از این راه‌ها به کاربردن یک موتور کوچک به جای موتور واقعی در آزمایش‌ها می‌باشد. امروزه آزمایش‌های زیادی با استفاده از این موتورهای

کم پیشران در آزمایشگاه‌ها و مراکز آزمایش فضایی انجام می‌شود که نتایج بسیار ارزشمندی را بهمراه داشته‌اند. از طرفی، مهمترین مورد استفاده از این موتورها، کاربرد آنها در سامانه‌های پیشران کنترلی-واکنشی فضاپیماها می‌باشد [۳]. علاوه بر موارد استفاده فوق و میزان کاهش هزینه در آزمایش با میکروموتورها، میتوان چشم‌اندازهای پیش‌رو برای آینده این فعالیت‌ها را در صنایع هوافضا بصورت زیر نام برد [۵]:

- بکاربردن ابزارهای هوشمند و دقیق در طراحی و فرایند آزمایش‌ها.
- بکار بردن نتایج و داده‌های طراحی و آزمایش‌ها برای شبیه‌سازی‌های رایانه‌ای بعنوان تصحیح‌کننده کدهای آن که این امر به کاهش تعداد تست‌های موردنیاز خواهد انجامید.
- استفاده از رایانه برای راه‌اندازی امکانات آزمایش به منظور زمان‌بندی شروع و خاتمه احتراق و ثبت داده‌ها بصورت همزمان با آزمایش‌ها

۱-۱- مروری بر کارهای انجام شده

آقای بوریگ (Bruick) در سال ۱۹۷۲ یک سری آزمایش سرد و گرم پاشش میکرو موتور تک‌انژکتوری با اکسیدکننده اکسیژن مایع و سوخت CH_4 را انجام داد که هدف این آزمایش‌ها طراحی یک انژکتور دو پایه از طریق تصحیح مشخصات ترکیب و اتمیزاسیون بود [۱۱]. بعد از سال ۱۹۸۰ برای انجام پژوهش بهبود موتور مرحله بالایی ماهوارهبر آستوس (Aestus)، ابتدا یک میکروموتور با کلاس تراست 4/5kN با بدنه‌ای از جنس استیل ساخته شد که برای خنک‌کاری آن از جریان آب در جداره استفاده می‌شد. با استفاده از این میکروموتور صدها آزمایش در سال‌های ۱۹۹۰ تا ۱۹۹۴ انجام شد. در بسیاری از موارد، اعتبار نتایج بدست آمده از آزمایش میکروموتور که با نتایج آزمایش موتور واقعی مقایسه می‌شدند، بسیار رضایت‌بخش بود [۱۰]. در سال ۱۹۹۵ میسی (Micci) و همکاران در آمریکا با استفاده از یک میکروموتور سوخت مایع، اندازه قطرات اکسیژن مایع و سرعت آنها را در داخل محفظه احتراق اندازه‌گیری نمودند [۱۲]. طراحی این میکروموتور بر اساس استفاده از یک انژکتور تک پایه با پاشش اکسیژن مایع و یک انژکتور تک پایه برای پاشش هیدروژن به منظور استفاده در مولد گاز موتور اصلی شاتل فضایی (SSME) برنامه‌ریزی شده بود. طول محفظه این میکروموتور ۳۷۷ میلی‌متر بود. از سال ۱۹۹۶ برنامه اصلی برای توسعه میکروموتورهای سوخت مایع با مجموعه پاشش (انژکتور و صفحه انژکتور) با تکنولوژی‌های پیشرفته آغاز شد [۱۳]. در این نوع میکروموتورها امکان تعویض مجموعه پاشش موتور با انواع دیگر مجموعه‌ها به منظور انجام آزمایش‌های مختلف وجود داشت. در ایران نیز امی و موسوی در سال ۲۰۰۰، موفق به طراحی و ساخت انژکتور دوپایه گریز از مرکز و انجام آزمایش‌های سرد آن شدند [۱۰]. با توجه به چشم‌انداز برنامه‌های فضایی ایران و اهمیت موتورهای سوخت مایع در پرتاب ماهواره‌ها و در ادامه همین برنامه تحقیقاتی، امی، موحدنژاد و کارگر (۲۰۰۷)، مشخصه‌های تجربی پاشش انژکتور دوپایه گریز از مرکز و صفحه انژکتور آن و اثرات هر کدام از مشخصه‌ها در افزایش تراست

جداره خنک کاری، پورت فشار و نیپل‌ها را نیز باید افزود، گرچه این اجزا تاثیر چندانی در طراحی میکروموتور به صورت یک سامانه ندارند. در مرحله ایجاد و سنتز، بایستی محاسبات زیرسامانه‌های یادشده از دیدگاه احتراق، پاشش و سازه با توجه به الزامات سامانه میکروموتور صورت پذیرد. این الزامات را می‌توان به منزله «ایستگاه‌هایی» دانست که برای گذر از آنها باید «ویژگی میکروموتور» با یک یا چند قید یا الزام روبرو شود؛ اگر نتوان از این ایستگاه عبور کرد، یا باید طرح تغییر کند و یا «قید یا الزام» آن آسانتر شود.

طراح می‌تواند با انتخاب مناسب ایستگاه‌ها، حجم عملیات طراحی را تا حد ممکن کاهش دهد. معمولاً ایستگاه طراحی شامل پارامترهایی است که دیگر پارامترهای سامانه را پوشش می‌دهد؛ به عبارت دیگر با خارج شدن از حلقه تکرار یک ایستگاه، چندین الزام از الزامات طراحی برآورده می‌شود. گاه لازم است به دلیل سخت بودن الزام یا قید طراحی، آن را آسان نمود تا از تکرارهای بسیار جلوگیری شود.

اصلی‌ترین پارامترهای طراحی که محاسبه و کنترل می‌شوند عبارتند از: مقدار تراست نامی میکروموتور، ضربه ویژه، فشار محفظه احتراق، دمای کنار دیواره، فشار پشت انژکتورها، مقدار دبی و تعداد انژکتور، نسبت مؤلفه‌ها و دمای ورود سیال خنک‌کننده. پارامترهای دیگری چون ثابت آدیاباتیک گاز، ترکیب محصولات احتراق، دمای محفظه، دمای ورود پیش‌رانه به انژکتورها و ضریب اطمینان‌های سازه‌ای نیز در طراحی کنترل می‌شوند ولی با برآورده شدن پارامترهای اصلی یادشده و استفاده از نتایج تجربی، دیگر پارامترها نیز در محدوده‌های مجاز قرار می‌گیرند.

۲-۱- محفظه احتراق

در طراحی و آزمایش‌های گرم میکروموتور ساخته شده در این پژوهش از سوخت TM-185 بعنوان احیاکننده و از Ak-27 بعنوان اکسیدکننده استفاده می‌کند. زمان کارکرد آن ۱۰ ثانیه در نظر گرفته شده است. فشار داخل محفظه احتراق آن برابر ۲/۵ مگاپاسکال و فشار خروجی نازل آن ۰/۰۴ مگاپاسکال می‌باشد. با استفاده از برنامه ASTRA-4 بازده تئوری موتور محاسبه گردیده و در جدول ۱ ارائه گردیده است. مؤلفه‌های مهمی در طراحی این میکروموتور تأثیرگذار هستند که عبارتند از: مقدار دبی متوسط، نسبت ترکیبات سوخت، مقدار ضربه مخصوص و دمای محصولات سوخت. مقدار دبی متوسط سوخت بین ۸۰ تا ۱۳۰ گرم در ثانیه و با نسبت ترکیبات ۳ تا ۴/۵ می‌باشد [۳]. مقدار ضربه مخصوص سوخت نیز ۲۳۰ ثانیه و دمای محصولات احتراق در حدود ۳۱۰۰ درجه کلونین می‌باشد.

مقدار ضربه ماکزیمم در هسته مرکزی این نوع سوخت برای کار بر روی زمین با استفاده از ضریب تصحیح، حداکثر حدود ۲۳۰ ثانیه می‌باشد [۳].

دبی سوخت:

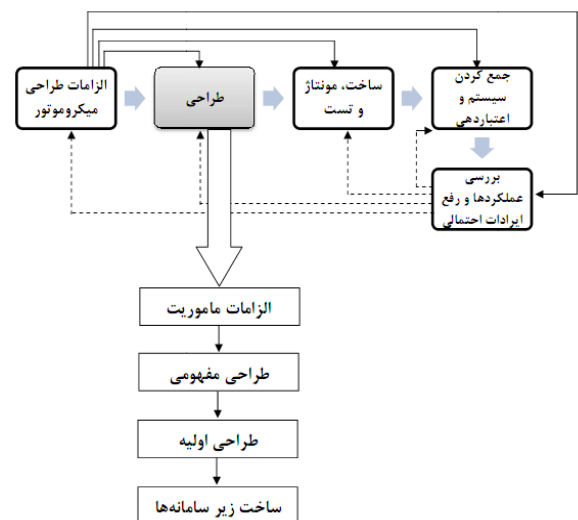
$$m_{\Sigma}^{\bullet} = \frac{F}{I_s} \quad (1)$$

$$m_{\Sigma}^{\bullet} = \frac{30[kg]}{230[sec]} = 0.1305 \left[\frac{kg}{sec} \right] = 130.5 \left[\frac{gr}{sec} \right]$$

موتور موشک سوخت مایع را با استفاده از نتایج آزمایش‌های سرد پاشش و اندازه‌گیری قطر قطرات با استفاده از PDA مورد مطالعه قرار دادند. نتایج این آزمایش‌ها، یکسان بودن زاویه پاشش انژکتورها با مقدار مورد نظر در طراحی، یکنواختی و متقارن بودن قطر قطرات و چتر پاشش و نحوه چیدمان انژکتورها در صفحه انژکتور را مورد تأیید قرار دادند [۴ و ۱۱]. در پژوهش حاضر نیز طراحی و ساخت مجدد و بهینه شده این انژکتور و طراحی، ساخت و آزمایش میکروموتور که گامی کاربردی برای آزمایش واقعی انژکتور گریز از مرکز دوپایه در شرایط کارکردی و عملیاتی محسوب می‌شود، انجام شد.

۲- طراحی میکروموتور

فرایند طراحی تا کاربری برای هر مجموعه پیچیده چندپارامتری مانند محفظه نازل به صورت ساده در شکل ۱ ارائه شده است. همان‌گونه که شکل نشان می‌دهد، تمامی مراحل خلق یک محصول جدید از «تعریف الزامات» به صورت مستقیم، و از نتایج عملکرد آن به صورت معکوس متاثر می‌شود. در این نمودار جعبه الزامات طراحی میکروموتور مشخص می‌کند که محصول نهایی چه کاری می‌خواهد انجام دهد و راه بهتر برای انجام ماموریت چیست؟ از این رو در این بخش، الزامات عمومی، ماموریت، محدودیت‌ها، فلسفه طراحی و معیارها ذکر می‌گردد. بنابراین طبیعی است که در این بخش قیود و ملاحظات مربوط به مدت زمان لازم برای توسعه طرح، هزینه‌های طراحی، ساخت، آزمایش و کاربری، قابلیت اطمینان، محدودیت‌های هندسی و محیط کاربری مجموعه نیز به موارد فوق اضافه می‌گردد [۱۲].



شکل ۱: فرآیند کلی طراحی، ساخت و آزمایش مجموعه میکروموتور سوخت مایع

زیرسامانه‌هایی که در طراحی میکروموتور باید در نظر گرفته شود شامل مجموعه پاشش (سر) و مجموعه بدنه است که بدنه شامل دو بخش؛ مجموعه محفظه احتراق و مجموعه نازل است. به مجموعه‌های فوق اجزای جانبی مانند؛ پورت‌های ورود و خروج سوخت، متعلقات مربوط به

$$A_{th} = 81.5mm^2 \times 7\% = 75.8mm^2$$

بر اساس نتایج تجربی مقدار طول مشخصه (L_n) برای میکروموتورها بین (۱/۳-۲/۵) متر قرار دارد [۳] که این مقدار برای سوخت اسید نیتریک و کراسین در این موتور برابر ۱/۳ متر است. بنابراین [۱۴]:

$$V_{k.c} = A_{th} \cdot L_n \quad (7)$$

$$\Rightarrow 75.8 \times 10^{-6} m^2 \times 1.3m = 98.54 \times 10^{-6} m^3$$

برای محفظه احتراق‌های کوچک، مقدار حجم قسمت همگرایی نازل در حدود ۱/۱۰ قسمت سیلندری محفظه احتراق می باشد [۱۴] بنابراین:

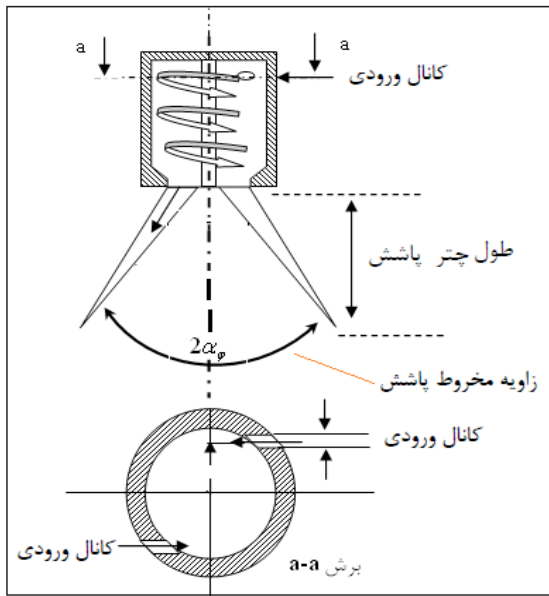
$$V_{k.c} = (1.1) \cdot (A_c \cdot L_c) \quad (8)$$

$$\Rightarrow L_{cc} = \frac{V_{k.c}}{(1.1) \cdot (A_c)}$$

$$L_{cc} = \frac{98.54 \times 10^{-6} m^3}{1.1 \times 653 \times 10^{-6} m^2} = 0.13m = 130mm$$

۲-۲- انژکتور دوپایه گریز از مرکز

ساختمان و مشخصات انژکتور گریز از مرکز در شکل ۲ و جدول ۲ آورده شده است:



شکل ۲: انژکتور گریز از مرکز مماسی با دو مجرای ورودی (n=۲)

۲-۳- محاسبه ابعاد نازل

قطر گلوگاه نازل طبق رابطه برابر است با:

$$A_{th} = 75.8mm^2 \Rightarrow d_{th} \approx 10mm$$

$$\bar{A}_e = \frac{A_e}{A_{th}} = 8.93$$

$$\Rightarrow A_e = \bar{A}_e \times A_{th} = 8.93 \times 75.8mm^2 = 676.918mm^2$$

$$\Rightarrow d_e = 30mm$$

شعاع قوس اتصال محفظه (r_1) به نازل برابر ۳۰ میلی‌متر، زاویه ورودی نازل ۳۰ درجه، زاویه قسمت واگرایی نازل ۲۰ درجه، طول قسمت واگرایی

جدول ۱: مشخصه‌های تئوری موتور

محفظه	گلوگاه	خروجی
P(Mpa)	۲/۵	۱/۴۴
T(°k)	۳۰۸۳/۷۹	۲۹۳۰/۳۲
Y	۱/۲۰۰۴۸	۱/۱۹۸۸۹
C*(m/s)	--	۱۵۶۴/۹۴
A_e/A_{th}	--	۱
		۸/۹۳۴۳۲

مقدار شدت جریان دبی در صنعت برابر است با [۳]:

$$q = (0.8 - 1.3)10^{-4} \times P_{cc} \quad (2)$$

با انتخاب مقدار 0.8×10^{-4} ، شدت جریان دبی برابر است با:

$$q = 0.8 \times 10^{-4} \times 2.5 \times 10^6 = 2 \times 10^2 \left[\frac{kg}{sec \cdot m^2} \right]$$

بنابراین سطح صفحه انژکتور یا سطح مقطع محفظه احتراق برابر است با:

$$A_{cc} = \frac{m_{\Sigma}^{\bullet}}{q} \quad (3)$$

$$A_{cc} = \frac{0.1305 \left[\frac{kg}{sec} \right]}{200 \left[\frac{kg}{sec \cdot m^2} \right]} = 653 \times 10^{-6} [m^2] = 653 [mm^2]$$

قطر سطح مقطع محفظه احتراق یا صفحه انژکتور (d_{cc}) برابر است با:

$$d_{cc} = \sqrt{\frac{4A_{cc}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 653}{\pi}} \approx 30 [mm] \quad (4)$$

نسبت ترکیبات O/F=4/5 می باشد، بنابراین:

$$m_{\Sigma O}^{\bullet} = 0.107 \left[\frac{kg}{sec} \right] = 107 \left[\frac{gr}{sec} \right]$$

$$m_{\Sigma F}^{\bullet} = 0.0235 \left[\frac{kg}{sec} \right] = 23.5 \left[\frac{gr}{sec} \right]$$

ضریب نازل (ضریب بهینه‌سازی سرعت مشخصه C^*)، برای موتورهای سوخت مایع با سوخت دوپایه ۰/۹۵ در نظر گرفته می‌شود [۹]. با محاسبه دقیق، این مقدار برای این موتور ۰/۹۴ بدست می‌آید.

دمای محفظه احتراق:

$$T_{cc} = T_{cc,max} \times \varphi_c = 3083.8 \times 0.94 = 2898.77^{\circ}K \quad (5)$$

سطح گلوگاه نازل طبق رابطه (۶) برابر است با:

$$A_{th} = \frac{\bar{c}^* m_{\Sigma}^{\bullet}}{P_{cc}} \quad (6)$$

$$A_{th} = \frac{1586.3 \left[\frac{m}{sec} \right] \times 0.1305 \left[\frac{kg}{sec} \right]}{2.5 \times 10^6 \left[\frac{N}{m^2} = \frac{kg \cdot m}{sec^2 \cdot m^2} \right]} = 81.5 [mm^2]$$

سطح مقطع گلوگاه بدست آمده از روابط بالا باید ۷٪ کاهش داده شود تا در آزمایش پاشش گرم به فشار واقعی طراحی برسد [۱۳]:

۲-۵- دبی آب خنک کننده

میزان مجاز افزایش دمای آب با توجه به فشار موجود در دیواره خنک کاری و تجربه‌های قبلی میکروموتورها، 40°F تعیین می‌گردد. مقدار دبی آب از رابطه (۱۰) بدست می‌آید [۱۴]:

$$\dot{m}_w = \frac{Q}{\Delta T} \quad (10)$$

$$\Rightarrow \dot{m}_w = \frac{46.5}{40} = 1.163 \left[\frac{\text{lb}}{\text{sec}} \right] = 527.52 \left[\frac{\text{gr}}{\text{sec}} \right]$$

مقدار سرعت جریان آب در جداره خنک کاری محفظه احتراق در آزمایشگاه در حدود 30 ft/sec تنظیم شده است، بنابراین برای محاسبه سطح مسیر دایروی بین دیواره داخلی محفظه و دیواره بیرونی جداره خنک کاری که بتواند مسیر لازم را برای چنین جریانی فراهم کند، از روابط (۱۱) و (۱۲) استفاده می‌شود:

$$V_{\text{water}} = \frac{\dot{m}_w}{\rho A} \quad (11)$$

$$A = \frac{\pi}{4} (D_2^2 - D_1^2) \quad (12)$$

D_2 قطر داخلی جداره خارجی لایه خنک کننده و D_1 قطر خارجی محفظه احتراق می باشد که از رابطه (۱۳) بدست می‌آید:

$$D_1 = D_{cc} + 2.t_w \quad (13)$$

$$D_1 = 1.163 + 2(0.067) = 1.3 \text{ in} = 33.02 \text{ mm} = 0.108 \text{ ft}$$

با جایگذاری رابطه (۱۳) در روابط (۱۱) و (۱۲) مقدار D_2 محاسبه می‌شود: بنابراین ضخامت لایه آب خنک کننده (لایه بین دیواره خارجی محفظه و دیواره داخلی جداره بیرونی) برابر $1/5$ میلی‌متر می‌شود.

$$D_2 = \sqrt{\frac{4.\dot{m}_w}{V_w.\rho.\pi} + D_1^2} \quad (14)$$

$$D_2 = \sqrt{\frac{4(1.163)}{(30)(62.4)\pi} + (0.108)^2} = 0.112 \text{ ft} = 1.344 \text{ in}$$

$$D_2 - D_1 = 1.344 - 1.3 [\text{in}] = 0.044 \text{ in} \approx 1.5$$

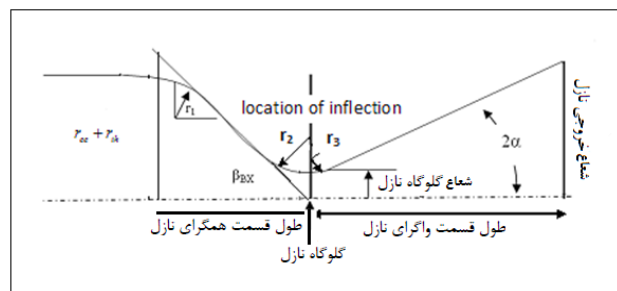
۲-۶- فشار مخازن سوخت و اکسیدکننده

در آزمایش‌های سرد پاشش مشخص گردید که برای دبی 107 گرم بر ثانیه سوخت مقدار افت فشار در خطوط سوخت تقریباً 20 بار می‌باشد و برای خط اکسیدکننده، این مقدار برابر $1/5$ بار است. بنابراین با ملاحظه قرار دادن افت فشار به میزان 10 بار در انژکتور سوخت، 20 بار در خطوط سوخت و فشار 25 بار ($2/5$ مگاپاسکال) موجود در داخل محفظه، میزان فشار موجود در مخزن سوخت 55 بار خواهد بود. با در نظر گرفتن افت فشار به میزان $2/5$ بار در انژکتور اکسید و $1/5$ بار در خط اکسید، مقدار فشار موجود در مخزن اکسید برابر 29 بار خواهد بود. مجموعه موتور که با نرم‌افزار Solid Work ترسیم گردیده و بعد از ساخت زیرمجموعه‌ها مونتاژ شده در شکل‌های ۴ و ۵ نشان داده شده است. مشخصات موتور نیز در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳: مشخصه‌های انژکتور دوپایه گریز از مرکز میکروموتور

انژکتور داخلی (احیاکننده)	انژکتور خارجی (اکسیدکننده)	
70°	110°	زاویه کانال ورودی
80°	70°	زاویه مخروط پاشش
10 bar	2/5 bar	اختلاف فشار کاری
24 gr/sec	84/5 gr/sec	دبی جرمی
2	4	تعداد کانال ورودی
1/1	2/07	قطر کانال ورودی
1/83mm	4/28mm	قطر نازل

نازل مخروطی 28 میلی‌متر و طول قسمت همگرای نازل مخروطی 35 میلی‌متر تعیین شده است (شکل ۳).



شکل ۳: مولفه‌های مهم طراحی نازل میکروموتور

۲-۴- ضخامت دیواره محفظه احتراق

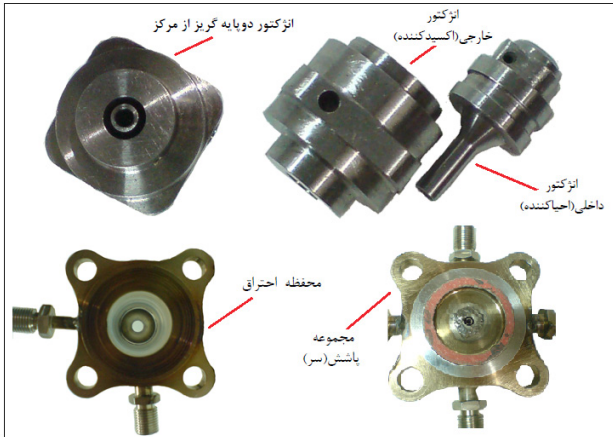
محفظه احتراق موتور سوخت مایع کم‌پیشران آزمایشگاهی به وسیله آب خنک کاری می‌شود و جنس دیواره آن از فولاد مقاوم است بنابراین فشار کاری مجاز وارد بر آن نیز تا حد 20000 psi است [۱۴]. ضخامت دیواره از رابطه (۹) قابل محاسبه است:

$$t_w = \frac{P.d_c}{40000} \quad (9)$$

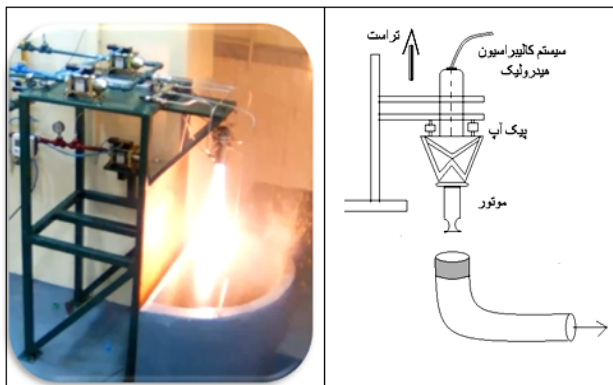
$$\Rightarrow t_{w_{\min}} = 0.011 \text{ in} \approx 0.3 \text{ mm}$$

این مقدار محاسبه شده، کمترین مقدار ضخامت دیواره است ولی برای ابعاد نهایی به منظور ساخت، در واقع ضخامت دیواره باید بیشتر از این باشد تا برای جوشکاری، خم‌کاری، فرزکاری و تمرکز تنش مناسب باشد. از طرفی از آنجایی که این میکرو موتور فقط برای آزمایش در آزمایشگاه ساخته می‌شود بنابراین وزن آن محدودیتی برای ساخت ایجاد نمی‌کند و برای داشتن ایمنی بالا در آزمایش‌ها، می‌توان شش برابر این مقدار را به عنوان ضخامت دیواره در نظر گرفت:

$$t_w = 6(t_{w_{\min}}) = 6(0.0115) \text{ in} = 0.067 \text{ in} = 1.8 \text{ mm}$$



شکل ۶: چند زیرمجموعه ساخته شده میکروموتور

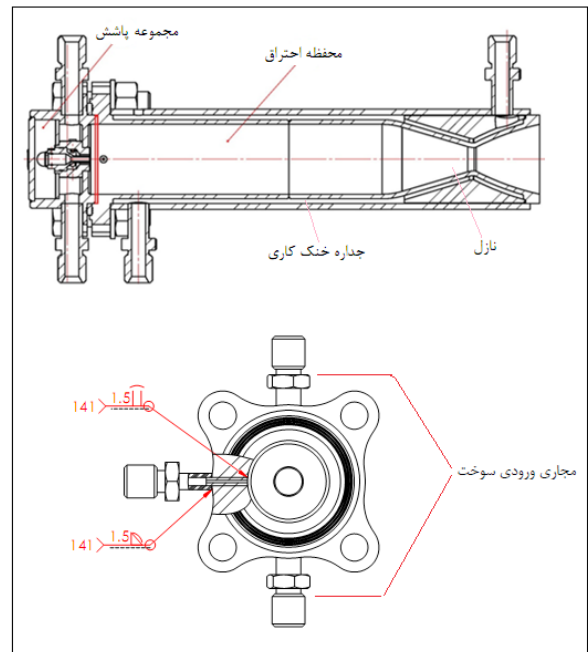


شکل ۷: میز آزمایش میکروموتور

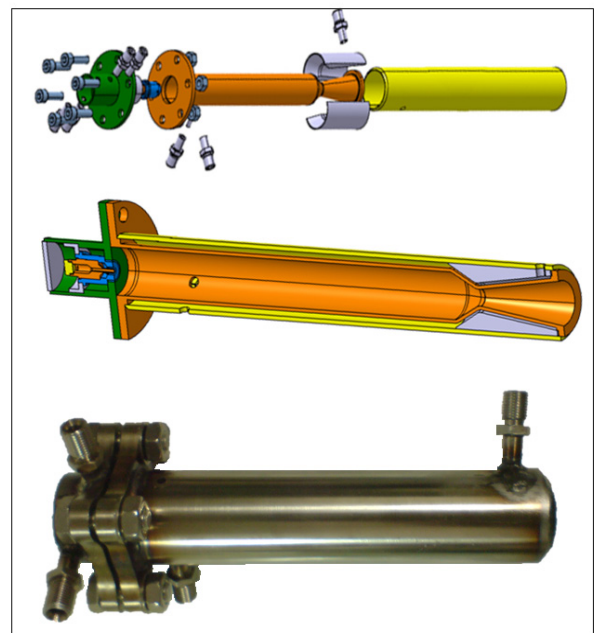
در اتاق کنترل نیز مرکز کنترل سخت‌افزارهای آزمایش قرار گرفته‌اند. برای ایمنی بیشتر در هنگام آزمایش تمامی شیرها و فرامین از طریق سامانه کنترلی که در اتاق کنترل قرار دارند، باز یا بسته می‌شوند. بعد از ثابت شدن فشار مخازن، فرمان شروع توسط کنترلر صادر می‌شود و با پاشش سوخت خود مشتعل موتور شروع بکار می‌نماید. اگر قبل از خاتمه سوخت، اتفاقی مثل خارج شدن نسبت ترکیبات سوخت از بازه تعیین شده رخ دهد، سامانه کنترل آزمایش را متوقف می‌نماید یا اینکه توسط شخص کنترل کننده فرمان خاتمه آزمایش صادر می‌شود. بعد از خاتمه آزمایش نیز فرمان شستشوی موتور با آب، توسط شخص کنترل کننده صادر و اجرا می‌شود. در هنگام کارکرد موتور جریان دائمی آب در جداره خنک‌کاری، عمل خنک‌کاری بدنه موتور را انجام می‌دهد. سنسورهای فشار در چهار قسمت قرار دارند که عبارتند از: مخازن سوخت و اکسیدکننده، مخزن آب، بالادست انژکتور و در محفظه احتراق که فشار آنها در صفحه نمایشگر سامانه کنترل به صورت عددی نشان داده می‌شوند.

۴- آزمایش سرد پاشش

برای اطمینان از نحوه درست پاشش و تشکیل چتر پاشش، انطباق دبی‌های خروجی سیال از انژکتورها با مقادیر پیش‌بینی شده در طراحی،



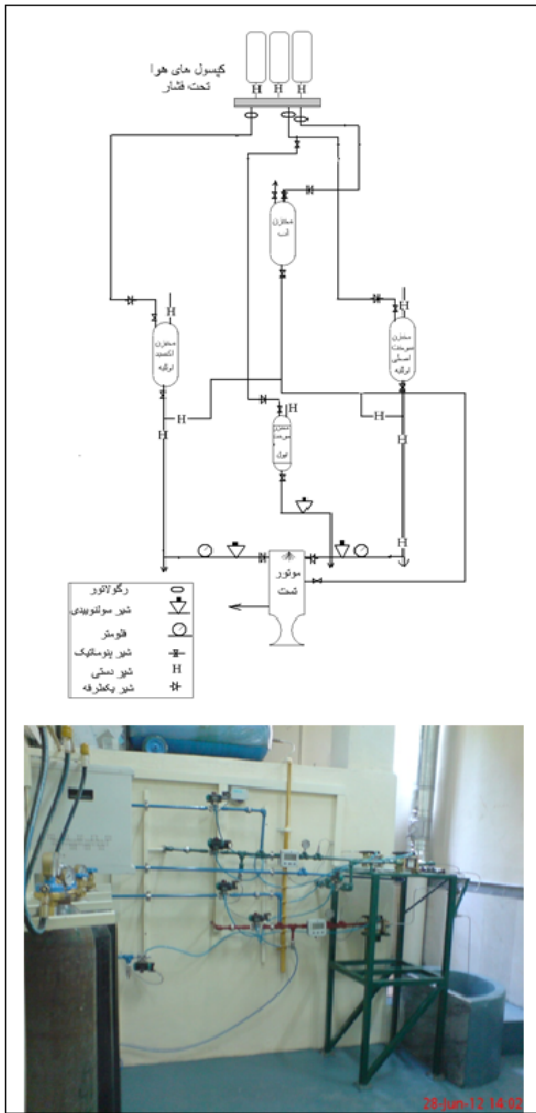
شکل ۴: دو نمای متفاوت مجموعه میکروموتور



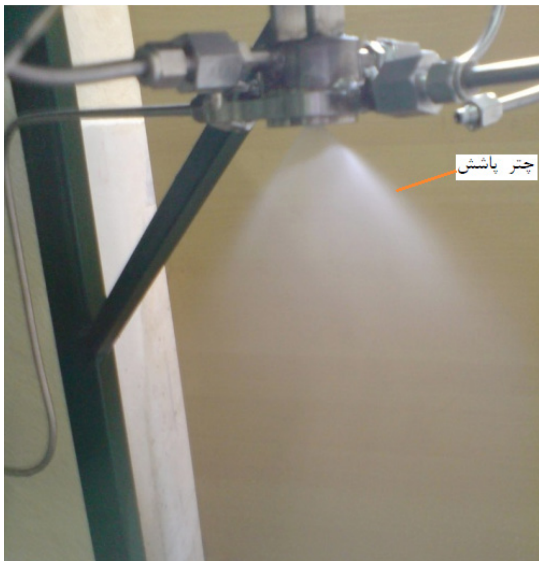
شکل ۵: مجموعه میکروموتور سوخت مایع ساخته شده با تک انژکتور

۳- مجموعه نمونه میکروموتور

مجموعه آزمایشگاه که برای این پژوهش ساخته شده است دارای دو زیرمجموعه کلی است که عبارتند از: اتاق آزمایش و اتاق کنترل. اتاق آزمایش متشکل از میز آزمایش (شکل ۷)، سامانه تهیه، مخازن و خطوط سوخت، اکسیدکننده و سوخت خود مشتعل (برای استارت اولیه)، مخزن آب خنک‌کننده، مخازن گاز خنثی نیتروژن برای ایجاد فشار در مخازن اصلی، شیرهای سلنوییدی-پنوماتیکی، کمپرسور هوا برای شیرهای پنوماتیکی، دبی‌سنج و سنسورهای فشار و تراست می‌باشد (شکل ۷).



شکل ۸: اتاق آزمایش میکروموتور



شکل ۹: آزمایش پاشش سرد مجموعه پاشش میکروموتور

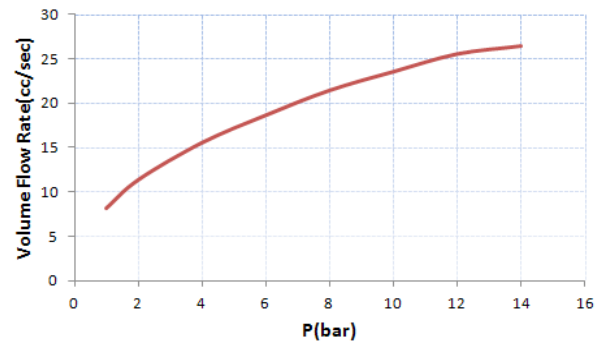
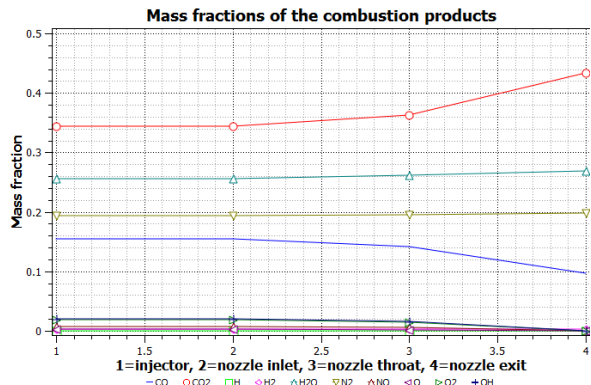
جدول ۳: مشخصه‌های کلی میکروموتور

مقدار	مشخصه موتور
$O/F=4/5$	نسبت جرمی ترکیبات سوخت
$P_{cc} = 2/5 [MPa]$	فشار گاز در محفظه احتراق
$P_a = 0/04 [MPa]$	فشار گاز در دهانه نازل
$d_{cc} \approx 30 [mm]$	قطر سطح مقطع محفظه احتراق
$d_{th} = 10mm$	قطر گلوگاه نازل
$d_e = 30/5mm$	قطر خروجی نازل
$r_1 = 30mm$	قوس اتصال محفظه به نازل
$\beta = 30^\circ$	زاویه ورودی نازل
$2\alpha \approx 20^\circ$	زاویه قسمت واگرایی نازل
$L_{cone} \approx 28 [mm]$	طول قسمت واگرایی نازل
$L_{converge} \approx 35 [mm]$	طول قسمت همگرایی نازل
$P_{th} = 1/43 [MPa]$	فشار در گلوگاه نازل
$L_{cc} \approx 130mm$	طول محفظه احتراق
$L_T \approx 190mm$	طول کل موتور

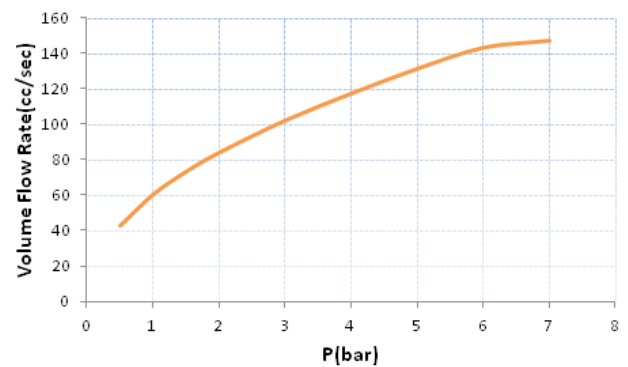
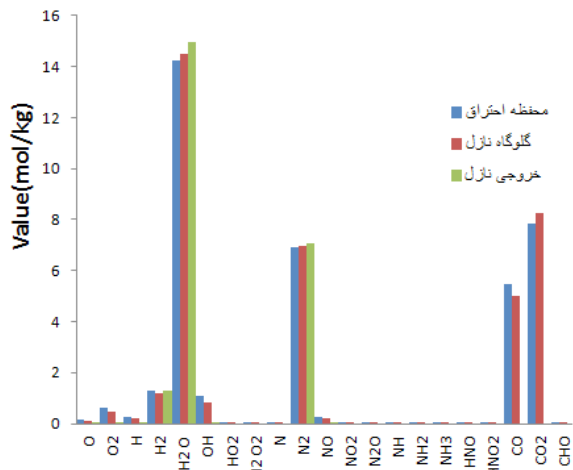
اطمینان از نبود نشتی در مجاری ورودی سوخت، پورتهای فشار و صفحه انژکتور و صفحه مابین دو انژکتور، مجموعه پاشش بوسیله آب و نیتروژن آزمایش پاشش سرد گردید (شکل ۹). نتایج آزمایش سرد پاشش در فشارها و دبی‌های مختلف در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نشان داده شده‌اند. بعد از طراحی و آزمایش پاشش سرد میکروموتور، نیاز است تا با مدلسازی با استفاده از نرم افزارهای ASTRA و RPA که به وسیله پارامترهای مورد نظر در طراحی انجام می‌گیرد، فرآیند احتراق و کارکرد مورد انتظار در میکروموتور ساخته شده انجام گیرد تا نتایج بدست آمده از این مدلسازی نیز با نتایج آزمایش پاشش گرم، صحه‌گذاری شوند تا بتوان با اطمینان بیشتری از نتایج استفاده نمود.

گونه‌های مواد شیمیایی حاصل از آزمایش پاشش گرم این میکروموتور به منظور پیش‌بینی‌های لازم برای سامانه تهویه اتاق آزمایش بررسی شدند. نمودار شکل ۱۲ میزان و نوع این گونه‌ها را ارائه می‌دهد. با توجه به نتایج حاصله از این نمودار، گازهای حاصل دارای گونه‌های سمّی و خطرناکی هستند که برای تخلیه آنها از محیط آزمایش یک سامانه تهویه قوی پیش‌بینی و تعبیه شده است.

در نمودار شکل ۱۳ مقادیر مختلف ضربه ویژه در محفظه احتراق در فشارهای مختلف کارکردی موتور نشان داده شده است. بر اساس اصول ترمودینامیکی و رابطه تراست، با افزایش فشار تا محدوده مجاز در محفظه باید ضربه ویژه و تراست موتور افزایش یابد که این اصل در نمودار ذکر شده مشهود است.

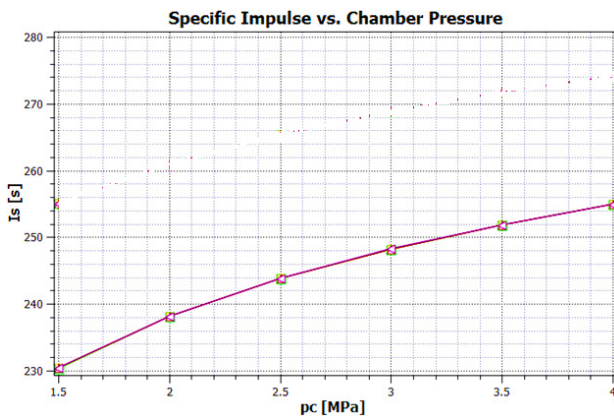


شکل ۱۰: نمودار دبی-فشار انژکتور احیاکننده در آزمایش پاشش سرد



شکل ۱۱: نمودار دبی-فشار انژکتور اکسیدکننده در آزمایش پاشش سرد

شکل ۱۲: نسبت جرمی محصولات احتراق در کارکرد واقعی در مقاطع مختلف موتور



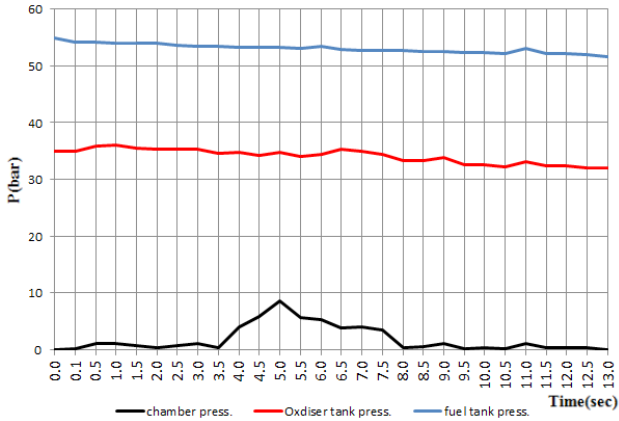
شکل ۱۳: مقادیر ضربه ویژه کارکرد میکروموتور در نسبت‌های مختلف فشار محفظه

به علت تک انژکتور بودن موتور و درصد اختلاط پایین سوخت در آن نسبت به موتورهای چند انژکتوری، شروع به کار این موتور با اشکالاتی مواجه شد که عبارتند از؛ دبی کم احیاکننده (سوخت) نسبت به اکسیدکننده و وجود ناخالصی در سوخت خود مشتعل TR-1 که باعث گرفتگی انژکتور سوخت گردید که خود این عامل باعث بوجود آمدن دلیل اول است. با پاکسازی دوباره انژکتور و کاهش فشار و دبی اکسیدکننده نسبت به احیاکننده (سوخت)، آزمایش پاشش گرم با موفقیت به انجام رسید که نتایج آن در نمودار شکل ۱۸ آورده شده است.

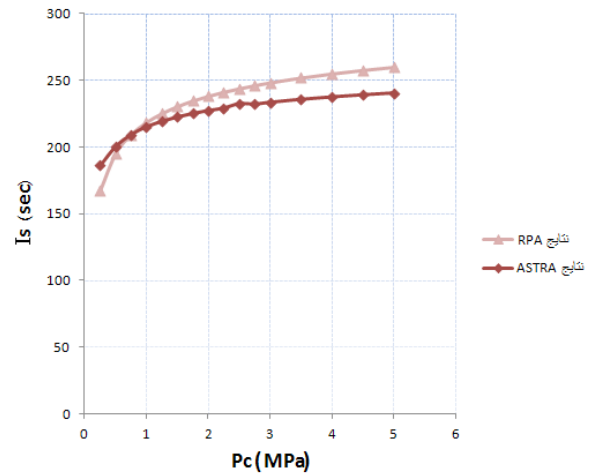
این مطلب با مقایسه نتایج تحلیل بدست آمده از هر دو نرم افزار RPA و ASTRA در نمودار شکل ۱۴ نیز قابل مشاهده است. نمودار شکل ۱۵ مقادیر مختلف ضربه ویژه تولیدی حاصل از کارکرد میکروموتور را در نسبت‌های مختلف ترکیبات سوخت در حالت کار در خلأ و کار در سطح دریا نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بیشترین مقدار ضربه ویژه تولیدی میکروموتور در حالت کار در سطح دریا، در محدوده مقدار تعیین شده برای نسبت ترکیبات سوخت در طراحی (O/F=4/5) است که این همان مقدار مورد نظر و استفاده شده در طراحی محفظه احتراق موتور است.

۵- آزمایش پاشش گرم

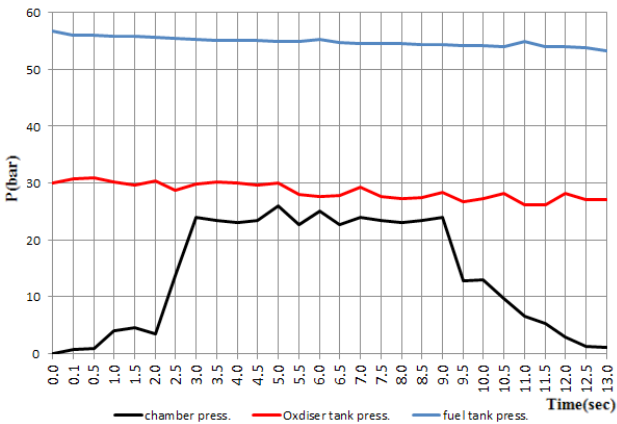
در مخازن سوخت خود مشتعل، سوخت و اکسیدکننده شارژ شده و فشار آنها نیز تنظیم می‌شود. طبق برنامه‌ریزی آزمایش، از سوخت خود مشتعل TR-1 و اکسیدکننده AK-27 برای استارت اولیه موتور استفاده می‌شود و بعد از روشن شدن موتور بلافاصله سوخت TM-185 بجای TR-1 به موتور تزریق می‌شود. در آزمایش اول، با وجود پاشش سوخت و اکسیدکننده، استارت ناموفق بود. تصویر این آزمایش در شکل ۱۶ نشان داده شده است. نتایج خروجی این آزمایش نیز که بصورت اعداد در بازه‌های یک ثانیه‌ای ثبت شده‌اند بصورت گراف در شکل ۱۷ ارائه شده است.



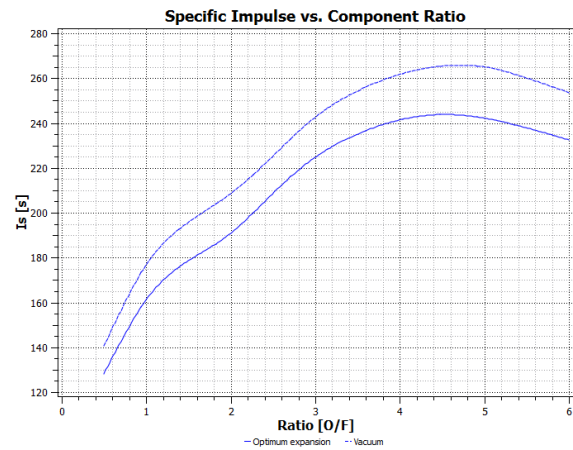
شکل ۱۷: مقایسه مقادیر ضربه ویژه در نسبت‌های مختلف فشار با نرم افزارهای RPA و ASTRA



شکل ۱۴: مقایسه مقادیر ضربه ویژه در نسبت‌های مختلف فشار با نرم افزارهای RPA و ASTRA



شکل ۱۸: نمودار فشار-زمان آزمایش پاشش گرم میکروموتور



شکل ۱۵: مقادیر ضربه ویژه کارکرد میکروموتور در نسبت‌های مختلف ترکیبات سوخت

نتیجه می‌شود که هر چه فشار پشت انژکتورها افزایش می‌یابد، میزان دبی به سمت مقدار ثابتی میل می‌کند.

تک انژکتور بودن موتور و درصد اختلاط پایین سوخت در آن نسبت به موتورهای چند انژکتوری و دبی کم احیاکننده (سوخت) نسبت به اکسیدکننده و وجود ناخالصی در سوخت خود مشتعل TR-1 باعث گرفتگی انژکتور سوخت گردید. این عوامل باعث شدند تا نمودار فشار-زمان شکل ۱۷، در شروع ناموفق فقط در یک بازه زمانی کوتاه افزایش فشار اندکی را نشان دهد که ناشی از وجود ترکیب سوخت و بخارات نزدیک به احتراق این ترکیبات در محفظه است. در آزمایش دوم همانطور که در نمودار شکل ۱۸ مشاهده می‌شود پس از سه ثانیه فشار محفظه احتراق موتور به فشار مورد نظر (حدود ۲۵ بار یا ۲/۵ مگاپاسکال) می‌رسد و حدود ۶ ثانیه در این محدوده کار می‌کند و سپس به سمت کاهش فشار محفظه و رژیم خاموشی می‌رود. میزان فشار مخازن در مدت زمان آزمایش کمی کاهش می‌یابد، هر چند که فشار مخزن سوخت به مقدار کمی بیشتر نسبت به اکسیدکننده کاهش می‌یابد که این افت ناشی از وجود نشتی در یکی از شیرهای مخزن سوخت می‌باشد.

پارامترهای کارکردی مورد انتظار طراح که در جدول مشخصات طراحی میکروموتور قید شده و در نتایج حاصل از نمودارهای مستخرجه از



شکل ۱۶: آزمایش پاشش گرم میکرو موتور

۶- نتیجه گیری

همانطور که در نمودار شکل‌های ۱۰ و ۱۱ مشاهده شد، میزان دبی دو انژکتور خارجی و داخلی برابر مقدار تعیین شده در فشارهای مورد نظر هستند که برای طراحی از آنها استفاده شد. همچنین از این نمودارها

t	ضخامت، mm
Q	گرم، °F
C*	سرعت مشخصه، m/sec
علائم یونانی	
ρ	چگالی، kg/m ³
γ	نسبت گرمای ویژه
ϕ_c	ضریب نازل
β	زاویه ورودی نازل
2α	زاویه قسمت واگرایی نازل
زیرنویس	
f	سوخت (احیاکننده)
O	اکسیدکننده
cc	محفظه احتراق
th	گلوگاه نازل
e,a	خروجی نازل
w	دیواره
k.c	قسمت همگرایی نازل

۷- مراجع

- [۱] ولی زاده، اسماعیل؛ منتظری، محمد جواد؛ اشکوری، محمدرضا؛ دادخواه، مجتبی؛ سناریوی بهینه سازی پارامترهای انرژی زایی و جرمی محفظه یک موتور سوخت مایع خاص و تست گرم آن ”، هشتمین کنفرانس سالانه انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، بهمن ۱۳۸۷.
- [۲] مهرابی، علی؛ امی، فتح الله؛ موحدنژاد، احسان، طراحی میکروموتور سوخت مایع تک انژکتور برای آزمایشگاه تست گرم پاشش انژکتور دوپایه گریز از مرکز ”، اولین همایش تخصصی سامانه های ماهواره بر، تهران، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی هوافضا، ۲۱ و ۲۲ آبانماه ۱۳۹۰.
- [۳] امی، فتح الله، اصول طراحی موتور و پیشرانش فضایی ”، تهران، انتشارات بعثت، ۱۳۸۸.
- [۴] کارگر، امیر، مدل چیدمان بهینه انژکتورها در صفحه انژکتور با استفاده از نتایج تست سرد پاشش ”، (پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا)، تهران، دانشگاه تربیت مدرس، ۱۳۸۵.
- [۵] امی، فتح الله؛ بورکالسوف، سوخوف، تحقیق پیرامون مشخصات انتشار صفحه انژکتور میکروموتورهای سوخت مایع ”، ژورنال علمی پژوهشی دانشگاه صنعتی مسکو، ۱۹۹۶.
- [۶] موسوی، سید عباس، طراحی انژکتور دوپایه مایع- مایع ”، (پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا)، تهران، دانشگاه تربیت مدرس، ۱۳۷۸.

نرم افزارها نیز مشاهده گردید، عبارتند از؛ مقدار فشار محفظه احتراق میکروموتور در کارکرد واقعی باید برابر ۲/۵ مگاپاسکال و ضربه ماکزیمم در هسته مرکزی برابر ۲۳۰ ثانیه و مدت زمان کارکرد موتور در حدود ۱۰ ثانیه. با مقایسه نتایج آزمایش پاشش گرم با این مقادیر مشاهده می گردد که این میکروموتور با مدت زمان کارکرد حدود ۷ ثانیه به فشار حدود ۲۵ بار رسیده و ضربه ویژه آن نیز در حدود ۲۱۰ تا ۲۲۵ ثانیه اندازه گیری و محاسبه گردید. نزدیکی این مقادیر به مقادیر مورد انتظار طراح و نتایج نرم افزاری حاصل از مدلسازی آزمایش پاشش گرم، نشان دهنده روش طراحی منطقی و کاربردی این میکروموتور برای آزمایش پاشش گرم انژکتور گریز از مرکز و صحت نتایج آزمایش پاشش گرم انژکتور می باشد بنابراین با توجه به کوچک و آزمایشگاهی بودن اندازه موتور و تک انژکتوری بودن آن، هزینه های طراحی، ساخت و آزمایش بمیزان زیادی کاهش می یابد و در نتیجه می توان به دفعات زیادی آزمایش های مورد نظر را انجام داد و حتی در صورت تخریب و یا حوادث غیر قابل پیش بینی در هنگام آزمایش ها، نمونه های مشابه را با اصلاح ایرادات قبلی با هزینه و زمان کمتری ساخت تا به یک طراحی بهینه و نهایی رسید.

بعد از گردآوری این نتایج و با توجه به مقدار تراست مورد نیاز برای یک موتور پریپشران واقعی و مورد نیاز برای پرتاب ماهواره ها و یا مصارف دیگر بنا به نیاز سفارش دهنده، می توان با افزایش تعداد انژکتورها، تغییر جزئی در روش طراحی، افزایش برخی متعلقات مانند توربوپمپ و مولد گازی برای تزریق سوخت با فشار بالا، تغییر سامانه خنک کاری موتور به سامانه خنک کاری با استفاده از عبور یکی از سوختها از جداره خنک کاری، تغییر سامانه سوخت رسانی و قطع تزریق سوخت در لحظه دلخواه با استفاده از شیرهای کنترلی، این موتور را به صورت اجرایی در صنعت فضایی بکار برد.

فهرست علائم

F	تراست، kg
P	فشار، Mpa
T	دما، °k
A	مساحت، m ²
I _s	ضربه ویژه، sec
q	شدت جریان دبی، kg/sec.m ²
m	دبی جرمی، kg/sec
V _{ke}	حجم قسمت همگرایی نازل، m ³
V	سرعت، m/s
L	طول، m
L _n	طول مشخصه، m
D _d	قطر، mm

- ”, 32nd JANNAF Combustion Meeting, Huntsville, Alabama, October 23-27, 1995.
- [13] Immich, H., Mayer, W., “Cryogenic Liquid Rocket Engine Technology Developments within the German National Tecnology Program”, paper AIAA-97-2822, 33rd Joint Propulsion Conference. Seattle, WA, 1997.
- [14] Leroy J. Krzycki., “ How to design build and test small liquid fuel rocket engine”, China Lake, California, Second Edition ,1971.
- [15] Zinner, W., Haeseller, D., M`ading, C., Rubinskji, V., Gorochov, V., Hrisanfov, S., and Nikulin, G., “Development of Advanced Technologies for Future Cryogenic Thrust Chamber Applications”, AIAA Paper 1997-3312 , 1997.
- [16] Ommi, F., Movahednejad, E., Kargar, A., “ Experimental Investigation of Characteristics of a Double-Base Swirl Injector in a Liquid Rocket Propellant Engine ”, Leonardo Journal of Sciences ISSN 1583-0233 , pp. 92-111, January-June 2009.
- [7] منتظری، محمدجواد؛ ولی زاده، اسماعیل، “ ارائه روشی نوین برای طراحی محفظه احتراق موتور سوخت مایع و آزمایش تجربی آن ”، دومین کنفرانس احتراق ایران، دانشگاه آزاد اسلامی مشهد، بهمن ماه ۱۳۸۶.
- [۸] مهربانی، علی، “ طراحی و ساخت میکروموتور با تک انژکتور دوپایه و بررسی مدل احتراق در آن ”، پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، تهران، دانشگاه تربیت مدرس. ۱۳۹۰.
- [9] Krishnan, S., Ahn Sang-Hee., Lee Choong-Won., “Design and Development of a Hydrogen-Peroxide Rocket-Engine Facility”, Jurnal Mekanikal, No. 30, pp. 24 – 36, June 2010.
- [10] Ellerbrock, H., Ziegenhagen, S.; “Liquid rocket test facility engineering challenges”, Acta Astronautica, Vol. 59, pp. 1123–1134, 2006.
- [11] Burick, R. J., “Space Storable Propellant Performance Program Coaxial Injector Characterization”, NASA-CR-120936, 1972.
- [12] Micci, M. M., Thomas, J.-L. and Glogowski, M., “Shear Coaxial Injector Spray Combustion Experiments

