

تحلیل، طراحی و ساخت موتور مینی جت توربوشارژر به منظور استفاده در آزمایشگاه ترموترونیک

تلاش بشر برای دستیابی به فضا و سفرهای فضایی روز به روز با توجه به اهمیت سامانه‌های کنترلی موتورهای هوایی و لزوم توسعه این تخصص در کشور، فراهم‌سازی زیرساخت‌های مناسب جهت اجرای پژوهش‌های کاربردی در این حوزه اهمیت زیادی دارد. برای تأسیس یک آزمایشگاه کنترل سامانه ترموترونیک موتور جت در دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل تلاش شده است تا یک سیکل موتور توربو جت همراه تجهیزات اندازه‌گیری و کنترل توسعه داده شود. به منظور حفظ سادگی و امکان پیاده‌سازی و تغییر در پارامترهای عملکردی موتور از توربوشارژر در نقش قلب سیکل برای تون استفاده شده است. موتور توسعه داده شده شامل زیرسامانه‌های هوارسانی، سوخت‌رسانی، محفظه احتراق، خنک‌کاری، روانکاری و ادوات اندازه‌گیری است. پس از طراحی اولیه، زیرسامانه‌های موتور تولید و همبندی شده است. در نهایت، با استفاده از معادلات حاکم بر زیرسامانه‌های موتور، عملکرد کلی موتور و نقاط کاری موتور تحلیل می‌شود.

واژه‌های کلیدی: موتور مینی جت، ترموترونیک، توربوشارژر، کنترل موتور توربینی

کامیار نیکزادفر^{۱*}، استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل

مهدی گریوانی^۲، پژوهشگر، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل

امیرحسین ذبیحی^۳، دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل

علی رضایی^۴، دانشجوی کارشناسی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل

* بابل، کدپستی: ۷۱۱۶۷-۴۷۱۴۸

nikzadfar@nit.ac.ir

Analysis, Design and Development of a Mini Jet Turbocharged Engine for Use in a Thermotronic Laboratory

Given the importance of air engine control systems and the necessity of developing this specialty in the country, the establishment of appropriate infrastructures for implementing applied research in this section field is very important. In order to establish a jet engine thermotronic control laboratory at Babol noshirvani University of Technology, an effort has been made to develop a turbojet engine cycle with measuring and control equipment. The turbocharger is used as the heart of the Brighton cycle in order to maintain the simplicity and functionality of the engine and change the performance parameters of the engine. The developed engine includes: refueling, fueling, combustion chamber, cooling, lubrication and measurement. After the initial design, Substandard has been manufactured and assembled. Finally, using the governing equations for the motor subtypes, the overall engine performance is analyzed and the engine's operation points are analyzed.

Keywords: Mini jet engine, Thermotronic, Turbocharger, Jet engine control

K. Nikzadfar^{1*}, Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Babol Noshirvani University of Technology

M. Garivani², Researcher, Department of Mechanical Engineering, Babol Noshirvani University of Technology

A.H. Zabihi³, M. Sc. Student, Department of Mechanical Engineering, Babol Noshirvani University of Technology

A. Rezaei⁴, B. Sc. Student, Department of Mechanical Engineering, Babol Noshirvani University of Technology

*Corresponding Author, Postal Code: 71167-47148, Babol, IRAN

nikzadfar@nit.ac.ir

مقدمه

موتور وسایل پرنده به عنوان یک سیستم دینامیکی مبتنی بر شرایط پروازی، طیف وسیعی از شرایط محیطی را تجربه می‌کند. با وجود اغتشاشات مزبور لازم است تا موتور نیروی پیشران مد نظر خلبان را با تضمین شرایط ایمن برای زیرسامانه‌های موتور تأمین کند. با توسعه وسایل اندازه‌گیری و کنترل، به قابلیت اعمال الگوریتم‌های کنترلی در موتورهای هوایی بیش از پیش توجه می‌شود. امروزه موتورهای هوایی از سیستم کنترل موتور دیجیتال تمام‌اختیار برای کنترل پارامترهای عملکردی موتور بهره می‌برند. با توجه به اهمیت سامانه‌های کنترلی موتورهای هوایی و لزوم توسعه این تخصص در کشور، فراهم‌سازی زیرساخت‌های مناسب برای اجرای پژوهش‌های کاربردی در این حوزه اهمیت بسیار زیادی دارد. یکی از این اقدامات، ساخت آزمایشگاه‌های تخصصی کنترل موتور جت است. بستر آزمایشگاهی مناسب برای انجام آزمون‌های مرتبط با کنترل موتورهای توربینی باید بتواند ضمن تبیین رفتار دینامیکی موتور توربینی، تأثیر پارامترهای مختلف بر عملکرد موتور را روی خروجی‌های موتور به صورت تجربی نشان دهد.

آزمایشگاه‌های دانشگاهی معمولاً برای کاهش هزینه‌ها و ارتقای امنیت آزمون از موتورهای توربوجت کوچک بهره‌برداری می‌کنند. رادولف آنگودا و همکاران وی درخصوص استفاده از توربوجت‌های کوچک در کارهای تحقیقاتی و کنترلی تحقیقاتی انجام داده‌اند. آنها در پژوهش خود مدل‌سازی‌هایی برای کنترل توربوجت ام‌پی‌ام ۲۰ (MPM20) انجام داده و در نهایت برای کنترل موتور مزبور در تمامی شرایط کنترل‌کننده‌ای (کنترل) طراحی کرده‌اند [۱]. گرناس و پیفیستر تحقیقاتی درباره موتور جت کوچک با نیروی پیشران ۱۰۰ نیوتن انجام داده‌اند [۲]. همچنین، توکلین و همکاران با استفاده از نتایج آزمون یک موتور جت کوچک، مدل دینامیکی آن را با استفاده از شناسایی سیستم تهیه کردند [۳].

از آنجاکه اعمال تغییرات در موتورهای کوچک توربینی، امری سخت و پیچیده است؛ گروهی دیگری از پژوهشگران با هدف انجام آزمون روی موتورهای توربینی و اعمال تغییرات در ساختار آنها، برای ساخت موتورهای دست‌ساز اقدام کردند. این دسته از پژوهشگران به دلیل پیچیدگی ساخت موتورهای محوری، از توربوشارژر در نقش توربوکمپرسور استفاده کردند. مثلاً لی و همکارانش با استفاده از توربوشارژر خودروهای سنگین، موتور جت توربوشارژر را طراحی، مدل‌سازی و ساخته‌اند [۴]. آنها در پژوهش خود به تولید نیروی پیشراننده $6/62^N/Kg.S$ در بهترین حالت اشاره کرده‌اند. همچنین،

گیلبرت یک موتور توربوجت مبتنی بر توربوشارژر طراحی و ساخته است [۵]. او در پژوهش خود، پس از آزمون توربوشارژر و دستیابی به نقشه‌های عملکردی آن، سیکل موتور توربوجت توسعه داده‌شده را مدل‌سازی و نتایج را به صورت تجربی صحت‌گذاری کرد. اشپرینگر در پژوهش خود یک موتور دست‌ساز با استفاده از توربوشارژر ساخت و نتایج را منتشر کرد [۶].

با توجه به اهمیت کنترل موتورهای توربینی و در راستای توسعه دانش ترموترونیک به عنوان یک حوزه میان‌رشته‌ای، تلاش شده است تا بستری مناسب برای انجام آزمون‌های موتور جت توسعه داده شود. با توجه به نیاز به تجهیزات آزمایشگاهی برای تأسیس آزمایشگاه ترموترونیک، تصمیم گرفته شد که دستگاهی طراحی و ساخته شود که از یک طرف نیازهای ترموترونیک مانند کنترل پارامترهایی مثل فشار، دما، سرعت و ... را برطرف می‌کند و از طرف دیگر، موجب ترغیب دانشجویان و تفهیم بهتر مفاهیم ترموترونیک با تکیه بر موتورهای توربینی شود. برای ارضا کردن اهداف مزبور، ساخت موتور جت توربوشارژر در دستور کار قرار گرفت. این دستگاه علاوه بر برآورده کردن نیازهای اشاره‌شده، توانایی تولید نیروی پیشران را نیز دارد که در خودروهای تفریحی (کارتینگ) استفاده می‌شود.

برای طراحی و ساخت موتور مزبور، پس از شناخت نیازمندی‌ها و محدودیت‌ها، اطلاعات جمع‌آوری و محاسبات و تحلیل‌های مربوطه انجام شده است.

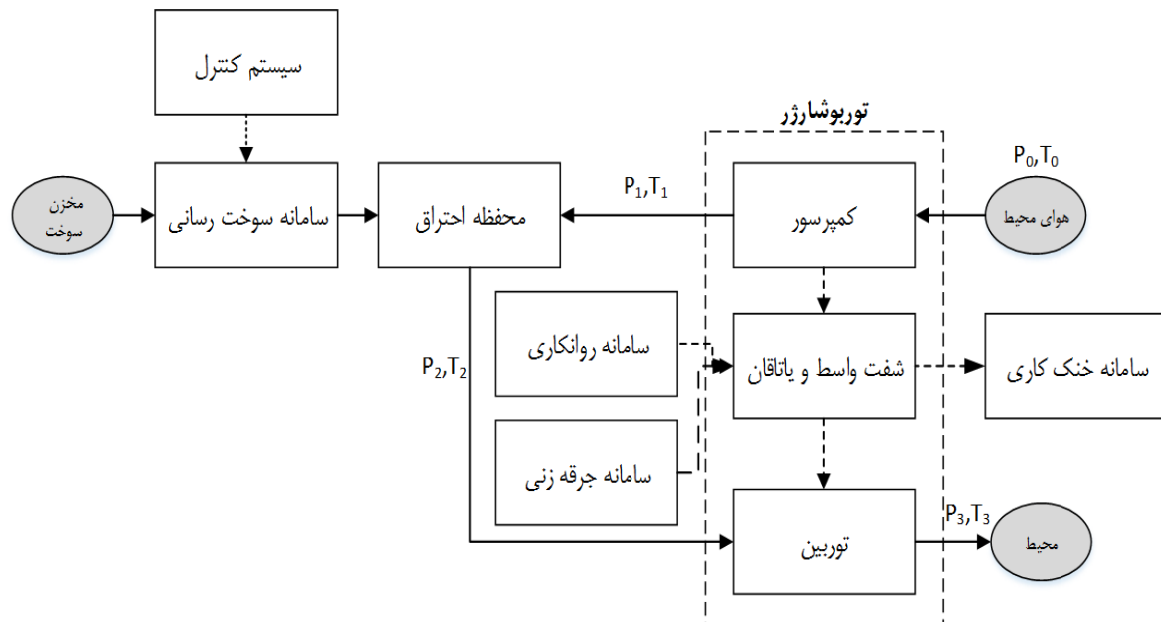
ساختار مینی‌جت توربوشارژر

موتور جت توربوشارژر دارای بخش‌های مختلفی از جمله هوارسانی، محفظه احتراق، روانکاری، سوخت‌رسانی، خنک‌کاری، کنترل و ... است. همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، این سیستم از یک توربوشارژر در نقش قلب موتور بهره می‌برد. برای ایجاد احتراق، موتور مزبور علاوه بر هوای فشرده‌شده کمپرسور به سامانه سوخت‌رسانی و جرقه‌زنی نیز نیاز دارد. همچنین، با توجه به شرایط عملکردی توربوشارژر، این موتور از یک سامانه خنک‌کاری و یک سامانه روانکاری مجزا برای خنک‌کاری شفت و یاتاقان میانی توربوشارژر استفاده می‌کند.

همان‌طور که دیده می‌شود، هوا در نقش سیال کاری به کمپرسور وارد می‌شود و پس از افزایش فشار، از طریق مانی‌فولد به محفظه احتراق می‌رود. سوختی که توسط سامانه سوخت‌رسانی از مخزن سوخت به سمت موتور هدایت و توسط پاششگر به درون محفظه احتراق تزریق شده است پس از اختلاط با هوا محترق و سپس، به سمت توربین هدایت می‌شود. با توجه به دور و دمای بالای شفت واسط توربوشارژر، سامانه توربوشارژر نیازمند

عملکردی پایدار سامانه موتور، سیکل عملکردی موتور تحلیل و مدل‌های عملکردی مناسب برای هر یک از اجزای تشریح شده است.

خنک‌کاری و روانکاری است، از این‌رو، برای گردش و خنک‌کاری آب و روغن به صورت مجزا در سامانه کلی موتور دو سامانه مجزا تعیبه شده است. در ادامه، به منظور طراحی سامانه و تضمین



شکل ۱- طراحی کلی موتور جت توربوشارژر.



شکل ۲- توربوشارژر استفاده شده در موتور.

تحلیل سیکل موتور

برای تحلیل عملکرد موتور در شرایط پایا و تعیین نقاط کاری موتور لازم است معادلات حاکم بر اجزای موتور تعیین و تحلیل شود. از این‌رو، در این بخش معادلات حاکم بر کمپرسور، محفظه احتراق و توربین ارائه و با استفاده از مدل اجزای مزبور و با بهره‌گیری از معادلات بقای جرم و انرژی، نقاط کاری سامانه تعیین شده است. برای پایداری سیکل لازم است جریان هوا در کمپرسور، محفظه احتراق و توربین بالانس و همچنین، باید انرژی مکانیکی تولیدشده در توربین با انرژی مصرف‌شده در کمپرسور و شفت میانی برابر باشد. شرط پایداری فوق با هدف تحلیل سیکل در شرایط ایستا استفاده و براساس آن، سامانه‌ها طراحی و پیاده‌سازی خواهد شد. از این‌رو، در این بخش ابتدا با استفاده از معادلات ترمودینامیکی، شرایط لازم برای پایداری سیکل تعیین و در فصل بعد، روند طراحی و ساخت سامانه‌ها براساس آن توصیف خواهد شد.

توربوشارژر یکی از مهم‌ترین اجزای سیکل طراحی است. از آنجا که تعیین توربوشارژر لازمه تحلیل سیکل است، پیش از هر گونه اقدامی، توربوشارژر مناسب برای ساخت این تجهیز انتخاب و سایر سامانه‌ها براساس آن تعیین خواهد شد. توربوشارژر استفاده‌شده در این پژوهش مدل گرت- هانیول ۲۰۵۲ است که در شکل ۲ نشان داده شده است.

مدل‌سازی کمپرسور

برای مدل‌سازی عملکرد کمپرسور در حالت پایا، از نقشه‌های عملکردی کمپرسور استفاده می‌شود. سامانه توربوشارژر در نقش قلب سیکل برای تون، وظیفه فشرده‌سازی هوای ورودی و تأمین توان مکانیکی لازم از گازهای حاصل از احتراق را بر عهده دارد. مشخصات عملکرد کمپرسور در شکل ۳ نشان داده شده است. نقشه عملکردی کمپرسور، نسبت فشار (محور عمودی) و بازده (کانتورهای نشان داده‌شده) را برحسب دبی اصلاح‌شده (محور افقی) در سرعت‌های مختلف کاری کمپرسور نشان می‌دهد.

$$T_c = T_0 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_1}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad (5)$$

با محاسبه دمای گاز خروجی کمپرسور در حالت استاتیکی،
توان مصرفی کمپرسور طبق رابطه (۶) محاسبه می‌شود:

$$p_c = \dot{m}_c c_p (T_c - T_0) \quad (6)$$

با توجه به تغییرات دمایی گاز در عبور از کمپرسور، گرمای ویژه فشار ثابت استفاده شده در رابطه (۶) از دمای میانگین ورودی/خروجی کمپرسور محاسبه خواهد شد.

مدل‌سازی محفظه احتراق

برای مدل‌سازی عملکرد محفظه احتراق از روابط حاکم بر احتراق استفاده شده است. برخلاف آنچه در سیکل ایده‌آل برایتون مطرح می‌شود، در موتورهای واقعی فرایند احتراق در فشار ثابت رخ نخواهد داد. در موتورهای واقعی معمولاً گذر جریان با افت فشار همراه است، بنابراین، فشار گاز در ابتدا و انتهای محفظه احتراق متفاوت است. اصولاً گذر جریان جرمی نیز به واسطه این کاهش فشار آغاز خواهد شد. براساس نتایج آزمایشگاهی و نیز، با توجه به قواعد مکانیک سیالات می‌توان رابطه بین گذر جرمی و افت فشار ورودی - خروجی محفظه احتراق را با استفاده از رابطه (۷) توصیف کرد:

$$\dot{m}_b = \dot{m}_3 = \sqrt{\frac{P_1 - P_2}{R_b}} \quad (7)$$

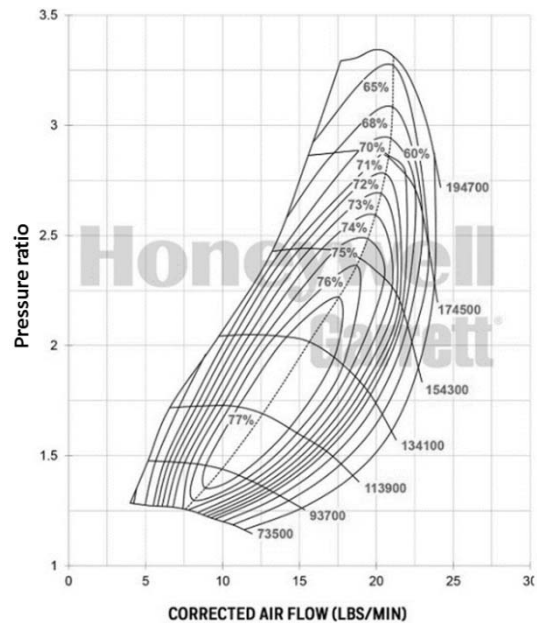
که در آن \dot{m}_b دبی گاز گذرنده از محفظه احتراق، P_1 فشار گاز ورودی به محفظه، P_2 فشار گاز در وضعیت خروج از محفظه و در نهایت، R_b ضریب افت فشار محفظه احتراق است که براساس نتایج آزمایشگاهی در حالت عملکرد پایای موتور قابل محاسبه است.

$$[\dot{m}_c (c_{pb} T_b - c_{vb} T_2)] + [\dot{m}_f (HVF \cdot \eta_b - c_{vb} T_2)] = \dot{m}_2 R T_2 \quad (8)$$

در رابطه (۸)، T_2 دمای خروجی از محفظه احتراق، HVF ارزش حرارتی سوخت، η_b بازده سوختن و T_b دمای متوسط محفظه احتراق است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، حرارت حاصل از سوختن تابع پارامتر بازده احتراق است که به عنوان تابعی از فشار محفظه و اختلاف دمای محفظه تعیین می‌شود. در این پژوهش بازده احتراق ۹۰٪ فرض شده است که در آن HVF ارزش حرارتی سوخت است.

مدل‌سازی توربین

برای مدل‌سازی رفتار توربین از نقشه‌های عملکردی بدون بعد توربین استفاده شده است. این نقشه‌های که از نتایج آزمون عملکرد موتور در حالت پایا استنتاج شده است، به‌خوبی رفتار توربین را در شرایط پایا مدل‌سازی می‌کند. نقشه‌های عملکردی توربین نیز همانند کمپرسور با استفاده از پارامترهای



شکل ۳- نمودار عملکردی توربوشارژر استفاده شده.

پارامترهای نشان داده شده در نقشه‌های عملکرد کمپرسور به صورت مقادیر اصلاح شده است. در نقشه مزبور سرعت و دبی اصلاح شده به شکل رابطه (۱) تعریف شده است:

$$\dot{m}_{c,c} = \frac{\dot{m}_c \sqrt{\frac{T_0}{T_{rf}}}}{\frac{P_0}{P_{rf}}} \quad (1)$$

که در آن \dot{m}_c دبی استاتیکی کمپرسور، T_0 و P_0 دما و فشار ورودی و T_{rf} و P_{rf} دما و فشار مرجع است. همچنین، $\dot{m}_{c,c}$ دبی اصلاح شده را نشان می‌دهد.

$$N_{cr} = \frac{N}{N_d} \sqrt{\frac{T_{2,d}}{T_0}} \quad (2)$$

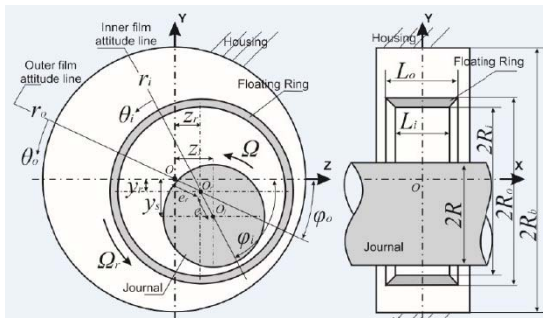
در رابطه (۲)، N سرعت کمپرسور، N_d سرعت طراحی، $T_{0,d}$ دمای طراحی و T_0 دمای گاز ورودی است. در حقیقت، شکل ۳ بیان هندسی تابع (۳) است:

$$\dot{m}_{c,c} = f_1 \left(\frac{P_1}{P_0}, N_{cr} \right) \quad (3)$$

در نقشه بازده کمپرسور، پارامتر کارایی برحسب سرعت موتور در نسبت فشارهای مختلف کمپرسور نشان داده شده است که در تابع (۴) معرف بازده کمپرسور در نظر گرفته شده است $[\gamma]$:

$$\eta_c = f_2 \left(\frac{P_1}{P_0}, N_{cr} \right) \quad (4)$$

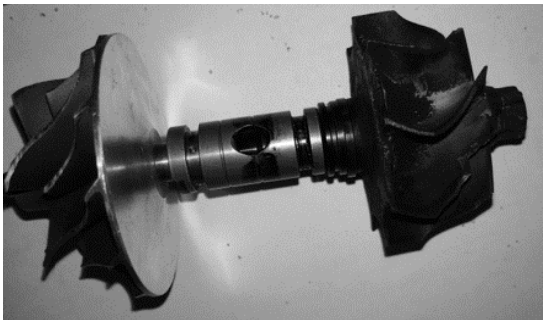
با استفاده از روابط فوق، کمپرسور استفاده شده در موتور قابل مدل‌سازی است. با در دست داشتن سرعت موتور و نسبت فشار (که توسط دیگر مدل‌ها محاسبه می‌شود)، دبی گذرنده از کمپرسور با استفاده از معادلات (۱) و (۳) قابل محاسبه است. همچنین، بازده کمپرسور نیز توسط معادله ۴ در دسترس است. دمای گاز خروجی از کمپرسور در حالت استاتیکی، با استفاده از بازده کمپرسور به صورت رابطه (۵) محاسبه می‌شود:



شکل ۵- تصویر شماتیک یاتاقان استفاده شده در توربوشارژر.

جدول ۱- مشخصه‌های رابطه محاسبه اتلاف انرژی در یاتاقان و مقدار آنها.

عنوان مشخصه	نماد	مقدار	واحد
طول یاتاقان	L	۰/۴۰۸	in
شعاع یاتاقان	R	۰/۱۹۷۵	in
لقی	C	۰/۰۰۵	in
سرعت دوران	V	۰/۳۲۳۳	Rps
ویسکوزیته	μ	۰/۰۰۰۹۱۴	$\frac{ft^2}{s}$



شکل ۶- یاتاقان استفاده شده در توربوشارژر.

تعیین نقاط کار موتور

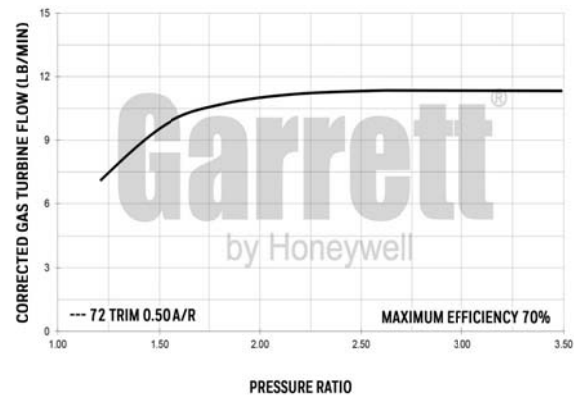
با هدف تحلیل سیکل و شناسایی نقاط کاری موتور، شرایط عملکردی موتور در حالت پایا بررسی شده است. در شرایط پایا باید معادلات پایستگی انرژی و جرم به صورت هم‌زمان محقق شود. در شرایط پایای عملکرد موتور، دبی گذرنده از توربین با مجموع دبی گذرنده از کمپرسور و دبی سوخت تزریق شده به محفظه احتراق برابر است. بنابراین، در شرایط پایا باید مطابق رابطه (۱۱) شرط زیر برقرار باشد:

$$\dot{m}_c + \dot{m}_f = \dot{m}_T \quad (11)$$

که در آن \dot{m}_c دبی گذرنده از کمپرسور، \dot{m}_f دبی سوخت تزریق شده و \dot{m}_T دبی گذرنده از توربین است. همچنین، لازم است برای عملکرد پایای موتور توان مصرفی کمپرسور با توان تولیدی توربین برابر باشد. بنابراین، در شرایط پایا باید طبق رابطه (۱۲) شرط ذیل نیز هم‌زمان برقرار باشد.

$$p_c + p_b = p_t \quad (12)$$

بی‌بعد نشان داده می‌شود. منحنی عملکردی توربین استفاده شده در این پژوهش در شکل ۴ نشان داده شده است. در این نمودار، منحنی افقی نشان‌دهنده نسبت فشار توربین و منحنی عمودی نشان‌دهنده مقادیر دبی اصلاح شده توربین است. همان‌طور که دیده می‌شود، بر خلاف کمپرسور، ارتباط بین نسبت فشار و دبی توربین تابع قوی از دور توربین نیست و بنابراین، از اثرات سرعت صرف‌نظر شده است. همچنین، در توربین بازده عملکردی در کلیه شرایط کاری ۷۰٪ در نظر گرفته شده است.



شکل ۴- منحنی دبی خروجی از توربین برحسب نسبت فشار توربین.

در مدل‌سازی توربین بدون حجم پارامتر دبی جرمی اصلاح شده به عنوان تابعی از سرعت و نسبت فشار توربین مد نظر قرار گرفته است.

$$\dot{m}_{T,c} = f_3 \left(\frac{P_0}{P_2}, N_{cr} \right) \quad (9)$$

به‌منظور محاسبه توان تولیدی توربین از معادله‌ای مانند معادله (۵) و (۶) استفاده شده است.

مدل‌سازی استهلاک یاتاقان

با توجه به نقش اساسی میزان استهلاک انرژی توسط روغن در موتور، به وسیله گرمکنی که در مخزن روغن تعبیه شده است، روغن پیش‌گرم می‌شود تا لزجت آن کاهش پیدا کند و با انجام این کار در شروع راه‌اندازی موتور، استهلاک کمتری در یاتاقان حاصل خواهد شد. با استفاده از معادله (۱۰) که مشخصه‌های آن در جدول ۱ معرفی شده‌اند، استهلاک یاتاقان محاسبه می‌شود. میزان استهلاک انرژی در یاتاقان در سرعت‌های مختلف در جدول ۱ فهرست شده است.

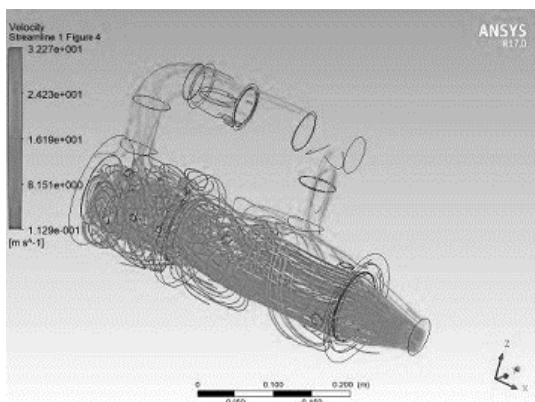
$$W = \frac{95.69 \times \mu \times V^2 \times L \times R^3}{C} \quad (10)$$

در شکل ۵ شماتیک یاتاقان نمایش و در جدول ۱ مشخصات هندسی آن مشخص شده است.

یاتاقان استفاده شده در توربوشارژر در شکل ۶ نمایش داده شده است.

تشکیل شده است. یکی از پارامترهای اساسی که باید برای طراحی بررسی شود، عملکرد زیرسامانه در شرایط گذار است که مستلزم طراحی دقیق این زیرسامانه خواهد بود. با توجه به اینکه در موتورهای جت، ۲۰ تا ۳۰ درصد هوای فشرده برای تأمین هوای اولیه احتراق و بقیه برای تکمیل احتراق و کاهش دمای ورودی به توربین به کار می‌رود [۷]. در این طرح برای کنترل نسبت هوا به سوخت در منطقه احتراق اولیه از دریچه کنترل هوا بهره‌برداری خواهد شد که در صورت نیاز بتوان این نسبت را تغییر داد. اما از آنجایی که بازده قسمت‌های مختلف موتور در نقاط مختلف کاری تغییر می‌کند، باید نسبت هوای اولیه به هوای ثانویه در شرایط عملکردی متفاوت متناسب با نیاز در نقطه کاری تنظیم شود. مثلاً همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، بازده موتور در اختلاف فشارها و سرعت‌های مختلف، یکسان نیست و همچنین، در یاتاقان محور میان کمپرسور و توربین، دمای روغن تغییر می‌کند و به سبب آن ویسکوزیته روغن ثابت نمی‌ماند که این عوامل موجب می‌شود میزان نیروی تولیدی موتور تغییر کند که سبب بازده‌های متفاوت خواهد شد.

همچنین، در شرایط گذار به دلیل اضافه شدن معادلات ذخیره از انرژی در سامانه‌های موتور مثل اینرسی در پره‌های کمپرسور و توربین، بازده موتور تغییر خواهد کرد. این تغییرات بازده موجب می‌شود که طراحی اولیه مساحت سوراخ‌های لوله آتش در همه نقاط بهینه نباشد و موتور فقط در بازه‌های کوتاهی با بازده بالا کار کند و البته در عبور از حالات گذار هم، دچار مشکلاتی مانند سرعت کم در رسیدن به پاسخ پایدار سامانه شود. در پژوهش حاضر برای تغییر نسبت‌های هوای ناحیه اول (هوای احتراق) به نواحی دوم و سوم (هوای خنک‌سازی) از تغییر نسبت فشار در محفظه احتراق بهره‌برداری شده است. همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود برای طراحی دقیق‌تر، در کنار محاسبات تحلیلی از روش‌های حل عددی بهره گرفته شده است که نقش به‌سزایی در تحلیل بهتر محفظه احتراق ایفا می‌کند.

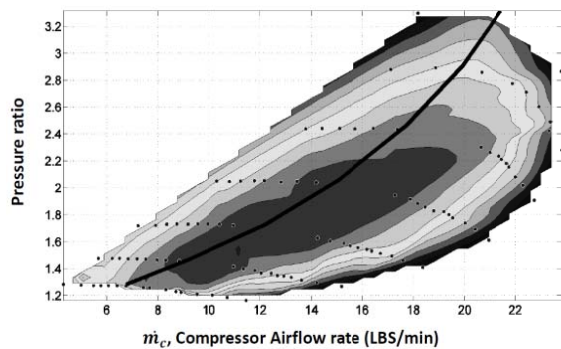


شکل ۸- بررسی عددی سامانه هوارسانی در شرایط باز بودن کامل دریچه گاز.

که در آن p_c توان مصرفی کمپرسور، p_t توان تولیدی توربین و p_b توان مستهلک‌شده در یاتاقان است. بنابراین، با هدف شناسایی پارامترهای عملکردی و نیز ورودی دو معادله مزبور حل می‌شود. برای شناخت نقاط عملکرد موتور، حل معادلات یادشده به صورت هم‌زمان در سرعت‌های معین موتور انجام شده است. برای حل معادلات (۱۱) و (۱۲)، ابتدا دما و فشار خروجی کمپرسور، توان کمپرسور و دبی گذرنده از کمپرسور با توجه به مشخص بودن سرعت موتور در هر گام حل تعیین می‌شود. با در دست بودن دبی گذرنده از کمپرسور و توان مصرفی کمپرسور، معادله (۱۳) برای تعیین میزان پاشش سوخت و فشار خروجی توربین حل خواهد شد:

$$\left(\frac{\dot{m}_t - \dot{m}_c}{\dot{m}_c}\right)^2 + \left(\frac{p_t - p_c}{p_c}\right)^2 = 0 \quad (13)$$

برای حل معادله (۱۳) از تابع fsolve در نرم‌افزار Matlab استفاده شده است. در این معادله، دبی کمپرسور و توربین، توان مصرفی کمپرسور و نیز، توان تولیدی توربین از روی نقشه‌های عملکردی توربین و کمپرسور تعیین می‌شود. نقاط کاری نهایی موتور در قالب منحنی عملکردی کمپرسور در شکل ۷ مشخص شده است.



شکل ۷- خط کار موتور در منحنی عملکرد کمپرسور.

طراحی و ساخت موتور

پس از تحلیل سیکل، سامانه‌های موتور براساس اطلاعات حاصل از تحلیل سیکل طراحی و ساخته می‌شود. با توجه به آنکه در مرحله قبل، توربوشارژر در نقش قلب اصلی موتور انتخاب و در فرآیند تحلیل سیکل استفاده شده است، در این بخش، درخصوص طراحی سامانه‌های مختلف موتور شامل سامانه هوارسانی، محفظه احتراق، سامانه سوخت‌رسانی، سامانه روانکاری، سامانه خنک‌کاری و در نهایت، سامانه کنترل موتور بحث خواهد شد.

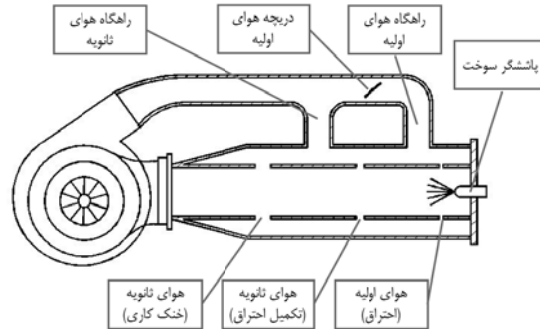
سامانه هوارسانی

این زیرسامانه وظیفه تأمین هوای مورد نیاز برای احتراق مناسب را بر عهده دارد. زیرسامانه هوارسانی از کمپرسور برای فشرده‌سازی هوا، لوله‌های انتقال‌دهنده هوای فشرده، دو راه‌گاه برای ورود هوا به سمت محفظه احتراق و دریچه کنترل هوا

طراحی محفظه احتراق

از آنجا که بازده، دما و شرایط احتراق متأثر از کارایی محفظه احتراق است، به طراحی دقیق و موشکافانه آن نیاز است. همان طور که در شکل ۹ مشاهده می شود، این محفظه از دو استوانه هم محور تشکیل شده است که استوانه داخلی، محفظه احتراق و استوانه خارجی، پوسته هوارسان در نظر گرفته شده است. محفظه احتراق مزبور از سه ناحیه تشکیل شده است که

این نواحی در امتداد محفظه احتراق قرار دارد و دارای روزهایی است که از نظر قطر داخلی و تعداد از یکدیگر متمایز است. این تفاوت سبب مدیریت هوای ورودی و کاهش دمای محصولات احتراق ورودی به توربین خواهد شد. برای فراهم سازی قابلیت کنترل نسبت هم ارزی در محفظه احتراق اولیه، از یک دریچه گاز برای کنترل جریان به راهگاه اول استفاده شده است.



الف) مقطع محفظه احتراق همراه توربوشاژر و سامانه هوارسانی



ب) محفظه احتراق

شکل ۹- محفظه احتراق.

سامانه سوخت رسانی

طراحی یک زیرسامانه سوخت رسانی به عنوان یکی از نیازهای ایجاد اشتعال مد نظر قرار گرفت. با توجه به دسترس پذیری سوخت دیزل و قیمت مناسب آن، از این سوخت برای اشتعال استفاده شده است. زیرسامانه طراحی شده متشکل از مخزن سوخت، پمپ سوخت، شیر کنترلی، لوله های رابط و نازل پاشش سوخت است. با توجه به تحلیل ها و محاسبات انجام شده، پمپ و دیگر اجزا انتخاب شده است که مشخصات آن در جدول ۲ فهرست شده است. همچنین، تصویر نازل استفاده شده در شکل ۱۰ نشان داده شده است. این نازل از نوع برنجی و بیشینه پاشش آن ۱۰ لیتر بر ساعت است

طراحی سیستم روانکاری

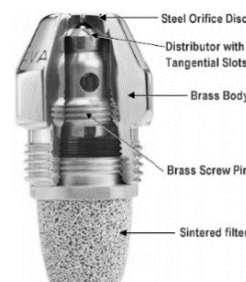
روانکاری یکی از مهم ترین بخش های موتور است. روغن دو وظیفه مهم روانکاری و خنک کاری موتور را برعهده دارد و در صورت بروز مشکل در این سامانه، موتور دچار مشکل خواهد شد. در موتور جت توربوشاژر برای روغن رسانی به یاتاقان مستقر بین توربین و کمپرسور به سامانه روانکاری نیاز است. برای انتخاب نوع روغن، پس از آزمون های بی شمار، تصمیم گرفته شد از روغنی با لزجت پایین برای روانکاری استفاده شود. دلیل به کارگیری این نوع روغن، کاهش استهلاک انرژی شفت متصل به یاتاقان است. سامانه روانکاری از محفظه نگهداری روغن، پمپ روغن، موتور الکتریکی (برای راه اندازی پمپ روغن)، لوله های رابط، فشارسنج، فیلتر (برای جلوگیری از ورود ذرات معلق به یاتاقان) و رادیاتور روغن (برای کاهش دمای روغن خروجی از توربین) تشکیل شده است. برای روغن رسانی با دبی و فشار لازم، موتور الکتریکی با دور مناسب (۹۵۰rpm) تنظیم شده است. همچنین، فشار لازم برای روغن رسانی حدود ۳/۵ بار است.

جدول ۲- مشخصات پمپ سوخت.

نوع پمپ	توان مصرفی (w)	حداکثر دبی (L/h)
چرخ دنده ای	۲۰۰	۴۸

سامانه خنک کاری

خارج شدن محصولات احتراق با دمای حدود ۹۰۰ کلوین موجب افزایش دمای توربوشاژر خواهد شد و طبق طراحی این توربوشاژرها برای استفاده در خودروها، به عبور جریان آب برای خنک کاری احتیاج است. بنابراین، به طراحی یک زیرسامانه خنک کاری نیاز است. با استفاده از یک مخزن آب و یک عدد



شکل ۱۰- نازل پاشش سوخت.

طراحی سامانه‌های اندازه‌گیری و کنترل

هدف اصلی طراحی و ساخت چنین دستگاهی، استفاده به عنوان یک سامانه ترموترونیکی برای به‌کارگیری در آزمایشگاه است. از این‌رو، لازم است تا پارامترهای عملکردی آن قابل اندازه‌گیری باشد و نیز، برخی ورودی‌های سامانه نیز به عنوان ورودی کنترل در اختیار باشد. برای کنترل و اندازه‌گیری سامانه از سامانه داده‌برداری NI USB DAQ 6009 استفاده شده است. حسگرها و عملگرهای به کاررفته در این سامانه در جدول ۴ معرفی شده است.

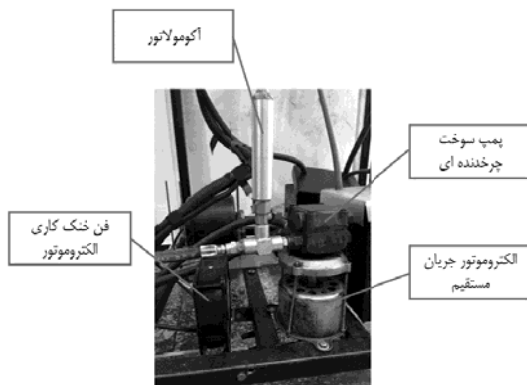
پمپ برای فراهم‌سازی گردش آب این سامانه ساخته شده است. با استفاده از سامانه خنک‌کاری می‌توان دمای توربوشارژر را کاهش داد. در جدول ۳ مشخصات سامانه خنک‌کاری درج شده است.

جدول ۳- مشخصات پمپ استفاده‌شده برای خنک‌کاری.

دبی پمپ (L/min)	ولتاژ (V)	جریان (A)	دور موتور (rpm)	وزن پمپ (kg)	توان مصرفی (W)
۱۳	۲۲۰	۰/۵۷	۲۶۰۰	۱/۳۵	۵۸

جدول ۴- مشخصات حسگرها و عملگرهای استفاده‌شده در موتور.

عملگر		حسگر	
ابزار اعمال	متغیر کنترل	ابزار سنجش	متغیر مورد سنجش
استفاده از موتور DC با کنترل PWM	میزان پاشش (فشار سوخت)	حسگر TMAP موتور دیزل سنگین	فشار هوا بعد از کمپرسور
دریچه گاز برقی موتور بنزینی	میزان هوای ورودی به ناحیه احتراق	حسگر TMAP موتور دیزل سنگین	دمای هوا بعد از کمپرسور
	پمپ روغن	حسگر فشار	فشار سوخت
	پمپ آب	حسگر صوتی با پس‌پردازش	سرعت توربین
	جرقه‌زنی	حسگر فشنگی آب	دمای سیال خنک‌کاری



شکل ۱۲- پمپ و آکومولاتور استفاده‌شده در مدار کنترل پاشش.

در نهایت، از یک کنترلر PID برای تنظیم دور الکتروموتور پمپ با هدف کنترل فشار پاششگر استفاده شده است. برای بهبود کیفیت کنترل از یک آکومولاتور در مدار سوخت قبل از پاششگر استفاده شده است. بلوک‌دیگرام کنترلی در شکل ۱۳ نشان داده شده است.

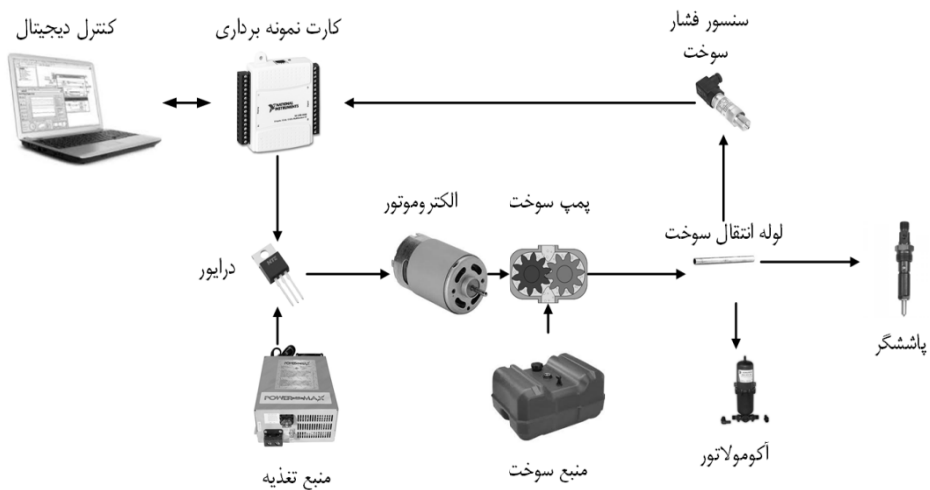
با توجه به اهمیت فشار خروجی کمپرسور (فشار محفظه احتراق)، برای سنجش فشار و دمای هوای متراکم‌شده از حسگر TMAP استفاده‌شده در موتورهای دیزل سنگین بهره‌برداری شده است. حسگر و محل نصب آن در شکل ۱۴ نشان داده شده است. حسگر یادشده روی چندراهه هوای ورودی نصب می‌شود و به صورت یکپارچه مجهز به دو حسگر فشار و دمای است. این مجموعه برای سنجش دما از یک حسگر NTC استفاده می‌کند.

با توجه به آنکه یکی از مهم‌ترین پارامترهای کنترل موتور، میزان پاشش سوخت در محفظه احتراق است، در این طرح از یک مدار حلقه‌بسته برای کنترل فشار سوخت پاشش با هدف کنترل میزان سوخت پاششی استفاده شده است. سامانه حلقه‌بسته کنترل فشار پاشش از حسگر فشار (شکل ۱۱) و پمپ متغیر سوخت (شکل ۱۲) تشکیل شده است.

چنانکه در شکل ۱۲ دیده می‌شود، پمپ متغیر از یک پمپ چرخ‌دنده‌ای همراه محرک الکتروموتور جریان مستقیم تشکیل شده است. استفاده از موتور جریان مستقیم امکان کنترل ساده‌تر دور را در پی خواهد داشت. با توجه به آنکه عملکرد الکتروموتور در سرعت‌های کم موجب افزایش جریان و در نتیجه، افزایش دمای بدنه الکتروموتور خواهد شد، برای جلوگیری از بروز مشکل در الکتروموتور از یک فن خنک‌کاری بهره‌برداری شده است.



شکل ۱۱- حسگر فشار سوخت.

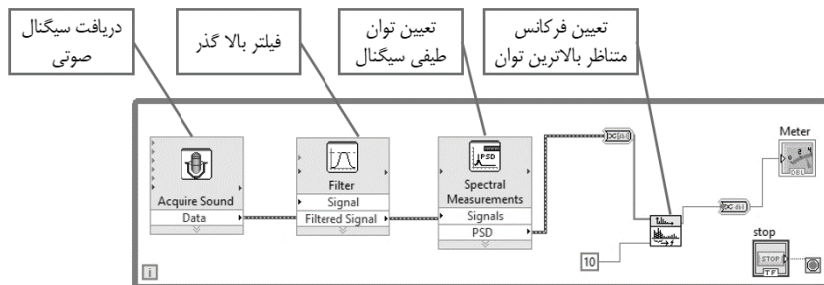


شکل ۱۳- مدار کنترلی فشار سوخت.

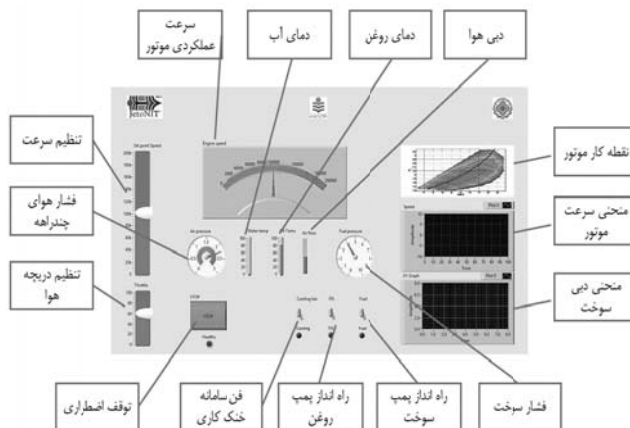
با توجه به بالا بودن دور موتور (حدود ۲۰۰۰۰ دور بر دقیقه) و هزینه‌های بالای حسگرهای مربوطه، از روش تخمین سرعت پره‌های کمپرسور با استفاده از صوت تولیدشده استفاده شده است [۸]. از آنجایی که فرکانس متناظر با بیشینه توان طیفی متناسب با سرعت موتور تغییر می‌کند، با تحلیل طیف فرکانسی صوت می‌توان سرعت دوران توربین را به دست آورد. در شکل ۱۵ مدار تخمین دور موتور با استفاده از فرکانس صدای آن نشان داده شده است.



شکل ۱۴- حسگر فشار و دمای هوای متراکم‌شده.

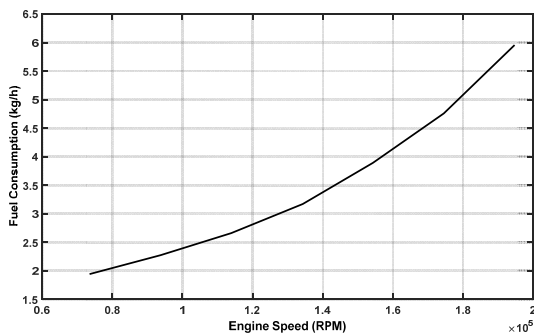


شکل ۱۵- بلوک دیاگرام تخمین سرعت موتور با استفاده از سیگنال‌های صوتی.



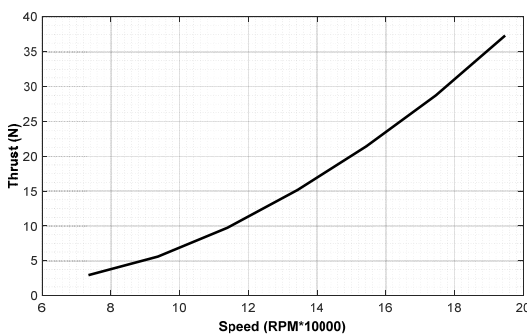
شکل ۱۶- تصویر نرم‌افزار پایش و کنترل عملکرد موتور در نرم‌افزار Labview.

مصرف سوخت مناسبی برای یک دستگاه آزمایشگاهی تلقی شود.

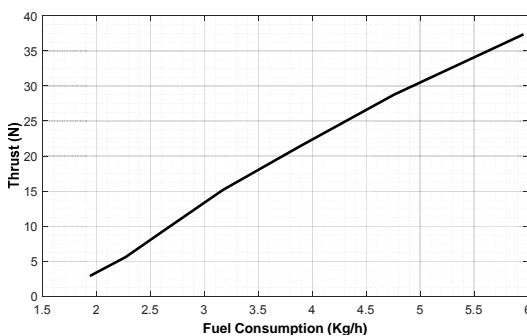


شکل ۱۸- نمودار مصرف سوخت برحسب دور موتور.

در شکل ۱۹ و شکل ۲۰ نیروی پیشران تولیدی موتور نسبت به دور موتور و سوخت مصرفی موتور نشان داده شده است که در بالاترین دور موتور، نیروی پیشرانی حدود ۳۷ نیوتن تولید می‌کند. در این حالت مصرف سوخت حدود ۶ کیلوگرم بر ساعت است. در سرعت‌های میانی (حدود ۱۰۰۰۰ دور بر دقیقه) نیروی پیشران تولیدی حدود ۷ نیوتن است.



شکل ۱۹- نمودار نیروی پیشران برحسب دور موتور.



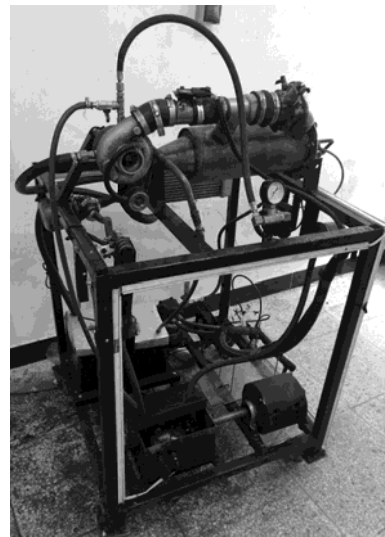
شکل ۲۰- نمودار نیروی پیشران برحسب مصرف سوخت.

هوای مصرفی در سرعت‌های مختلف عملکرد موتور در شکل ۲۱ نشان داده شده است. میزان هوای مصرفی در دورهای 120×10^3 تا 140×10^3 دور بر دقیقه کمتر از ۳۰۰ کیلوگرم بر ساعت است و این میزان در دورهای بالا به بیش از ۵۰۰ کیلوگرم در ساعت افزایش می‌یابد.

همچنین، پردازش پارامترهای اندازه‌گیری شده با استفاده از نرم‌افزار Labview میسر شد. در شکل ۱۶ تصویری از نمایش اطلاعات پردازش شده در محیط این نرم‌افزار نشان داده شده است.

ساخت موتور

پس از اتمام مراحل طراحی که شامل جمع‌آوری اطلاعات، تحلیل و محاسبات، انتخاب اجزا و تهیه نقشه‌های مربوطه است، فرایند ساخت موتور آغاز شد. برای ساخت محفظه احتراق و با توجه به شرایط خاص آن از فولاد زنگ‌نزن استفاده شده است؛ دلیل انتخاب این جنس برای محفظه احتراق، جلوگیری از آسیب‌دیدگی ناشی از اکسایش در دماهای بالا (حدود ۱۹۰۰ درجه کلوین دمای شعله در میان محفظه) بوده است. تصویری کلی موتور در شکل ۱۷ نمایش داده شده است.



شکل ۱۷- موتور جت توربوشارژر ساخته شده.

نتایج

موتور جت توربوشارژر از قسمت‌های کمپرسور، محفظه احتراق و توربین ساخته شده است که با رعایت قانون‌های پایستگی جرم و انرژی بین آنها می‌توان مشخصات موتور مانند دمای کاری نقاط موتور، دبی جریان هوا، دبی جریان سوخت و ... را در هر نقطه از موتور تعیین کرد و با استفاده از مشخصات تعیین شده نتایج مانند توان تولیدی موتور برحسب دور موتور، نیروی پیشران موتور برحسب دور موتور، مصرف سوخت برحسب دور موتور و ... حاصل شده است که این نتایج در این بخش ارائه شده است.

همان‌طور که در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، مصرف سوخت موتور با افزایش دور موتور افزایش می‌یابد و در بالاترین دور موتور به حدود ۶ کیلوگرم بر ساعت می‌رسد که می‌تواند

نشان می‌دهد، موتور یادشده توانسته است اهداف طراحی را به نحو مطلوبی ارضاء کند و از این‌رو، قابلیت استفاده در فرآیندهای مدل‌سازی، شناسایی، تحلیل حساسیت و کنترل موتورهای توربینی را دارد و می‌تواند در آزمایشگاه‌های ترموترونیک برای مقاصد پژوهشی استفاده شود.

تشکر و قدرانی

نویسندگان مقاله مراتب قدرانی خود را از حمایت‌های دانشگاه صنعتی نوشیروانی بابل از طریق اعتبار پژوهشی شماره BNUT/۳۹۴۰۲۳/۹۷ اعلام می‌کنند.

مراجع

[1] Andoga, R., Fozo, L., and Madarasz, L., "Situational Modeling and Control of a Small Turbojet Engine MPM 20", *Proceeding of IEEE*, pp. 1-5.

[2] Gerendas, M., and Pfister, R., "Development of a very Small Aero-Engine", *Proceeding of American Society of Mechanical Engineers*, p.p. V001T04A006-V001T04A006.

[3] Tavakolpour-Saleh, A., Nasib, S., Sepasyan, A., and Hashemi, S., "Parametric and Nonparametric System Identification of an Experimental Turbojet Engine", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 43, pp. 21-29, 2015.

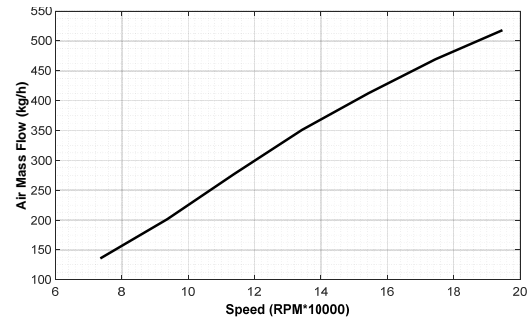
[4] Lee, H. J., Strahan, N., and Boyd, E., *Turbocharger Jet Engine Build and Engineering Analysis*, 2016.

[5] Rivera, G. D., *Turbochargers to Small Turbojet Engines for Uninhabited Aerial Vehicles*, Thesis, Monterey, California. Naval Postgraduate School, 1998.

[6] Springer, E. H., *Constructing A Turbocharger Turbojet Engine*, Turbojet Technologies, 2001.

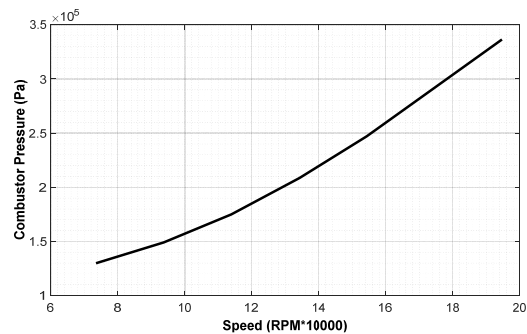
[7] Farokhi, S., *Aircraft Propulsion*, John Wiley & Sons, 2014.

[8] Cavina, N., Moro, D., De Cesare, M., and G. Serra, *Exhaust Gas Turbocharger Speed Measurement Via Acoustic Emission Analysis*, 0148-7191, SAE Technical Paper, pp. 2008.



شکل ۲۱- نمودار جریان هوا بر حسب دور موتور.

یکی دیگر از پارامترهای بررسی شده، میزان فشار محفظه احتراق متناسب با دور موتور بوده است که فشار مزبور در شکل ۲۲ مشاهده می‌شود. فشار بیشینه تولیدی در خروجی کمپرسور حدود ۳/۵ بار است.



شکل ۲۲- نمودار فشار محفظه احتراق بر حسب دور موتور.

نتیجه گیری

در این پژوهش، درخصوص طراحی و ساخت بستر آزمون کنترل موتور مینی جت توربوشارژر به عنوان یکی از اجزای آزمایشگاه سیستم‌های ترموترونیک بحث شده است. برای دستیابی به یک بستر آزمون با قابلیت فراهم‌آوری شرایط عملکرد دینامیکی برای سیکل برایتون، یک موتور توربوجت با بهره‌گیری از توربوشارژر در نقش قلب موتور، طراحی و ساخته شد. نتایج عملکرد موتور و سیستم‌های اندازه‌گیری