

بررسی عملکرد موتور اشتعال جرقه‌ای دوار وانکل در ارتفاع تحت تأثیر سیستم پرخوران

امیر گودرزی^۱، محسن قنبرنیا سوته^۲، محمد مهدی دوستدار^۳ و محمد صابر زمان پور زهرایی^۴

دانشگاه جامع امام حسین(ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۶/۱۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۱/۱۷)

چکیده

استفاده از پرخوران یکی از روش‌های ارتقاء سطح پروازی پرنده موجود، بدون نیاز به ایجاد تغییرات اساسی در موتور آن می‌باشد. البته این امر منوط به انتخاب صحیح پرخوران و کنترل دقیق آن است. امروزه مدل‌سازی ریاضی و رایانه‌ای فرآیندهای درون موتور به عنوان یک ابزار قوی برای تخمین عملکرد سیستم و کاهش هزینه و زمان تست مورد توجه قرار گرفته است. در تحقیق حاضر از مدل ترمودینامیکی چند ناحیه‌ای برای این منظور استفاده شده است. به این ترتیب در گام اول کد مربوطه جهت شبیه‌سازی هندسی موتور وانکل توسعه یافته و پس از اطمینان از عملکرد صحیح آن، مشخصات موتور رفت و برگشتی معادل توسط کد استخراج شده است و مشخصات مستخرج به نرم‌افزار جی‌تی‌پاور داده شده و مدل رفت و برگشتی موتور توسعه یافته است. در مرحله بعد مدل ایجاد شده توسط نتایج تجربی به دست آمده از آزمون توان‌آزما در آزمایشگاه موتور صحت‌گذاری شده است و از مدل اعتبارسنجی شده جهت شبیه‌سازی شرایط ارتفاع استفاده شده و میزان افت عملکرد به دست آمده است. در مرحله آخر توسط تئوری‌های انطباق، پرخوران مناسب انتخاب شده است و با سازوکارهای کنترلی مناسب عملکرد سیستم موتور و پرخوران در ارتفاع هدف مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که در دور کاری موتور و در حالت بار کامل پرخورانی سبب افزایش ۴۱ درصدی توان و کاهش ۵ درصدی مصرف مخصوص سوخت در ارتفاع هدف نسبت به موتور تنفس طبیعی در ارتفاع کاری معمول می‌شود.

واژه‌های کلیدی: موتور دوار وانکل، نرم‌افزار جی‌تی‌پاور، پرخوران، کنترل، نتایج تجربی توان‌آزما

The Altitude Performance Evaluation of Spark Ignition Rotary Wankel Engine Equipped by a Turbocharger

Goudarzi, A., Ghanbarnia Sooteh, M., Doustdar M. M., and Zamanpour Zahraee, M. S.

Imam Hossein Comprehensive University

(Received: 05/September/2020 ; Accepted: 06/April/2021)

ABSTRACT

Turbocharging is a prevalent method for the promotion of an UAV flight level without having to make major changes in its engine. It depends on the correct selection and precise control of the turbocharger. Today, the mathematic simulation of the engine cyclic processes as a strong tool to estimate performance and reduce costs and testing time is taken into consideration. In this research multi-zones thermodynamic modeling according to the following steps is performed. At the first step, a geometrical model of the Wankel engine is developed and the geometrical characteristics of the equivalent reciprocating engine is achieved. At the second step, the equivalent reciprocating engine is simulated by GT-Power commercial software. Then, using the empirical results of dynamometer tests the developed model is vitrified and by this means the effect of altitude conditions on the engine performance is studied. At the last step, according to the matching theories, a proper turbocharger is selected and by using appropriate control mechanisms, the performance of the turbocharged engine at the desired altitude is evaluated. Results indicate that for the operating engine speed and full load condition, turbocharging leads to 41% power increment and 5% specific fuel consumption reduction at the target altitude compared to the naturally aspirated engine at designed working altitude.

Keywords: Wankel rotary engine, GT-Power Software, Turbocharger, Control, Dynamometer Test.

۱- کارشناسی ارشد (نویسنده مسئول): kpgoudarzi@ihu.ac.ir

۲- کارشناسی ارشد: mohsen.ghanbarnia@yahoo.com

۳- استاد: mdostdar@ihu.ac.ir

۴- کارشناسی ارشد: kpmszaman@ihu.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

R	مجموع شعاع و لقی روتور، m
e	خارج از مرکزی روتور، m

زیرنویس

r	روتور
h	بدنه

۱- مقدمه

سابقه تحقیقات بر روی ماشین با پیستون دوار یا جابجایی مثبت به قبل از اختراع اصول موتورهای رفت و برگشتی می‌رسد، لیکن شناخت و رفع مشکلات مواجهه در موتورهای دوار بسیار کندتر از موتورهای رفت و برگشتی صورت پذیرفت [۱]. در یک موتور دوار وانکل، در اثر حرکت نسبی روتور خارج از مرکز و بدنه، تغییر حجم متناوب میان دو حد مشخص در فضای بین روتور و بدنه به وجود می‌آید. این تغییرات متناوب حجم امکان اعمال چرخه اتو و یا دیزل را، مانند موتورهای رفت و برگشتی، روی سیستم فراهم می‌کند.

عمده مزیت موتورهای دوار نسبت به موتورهای رفت و برگشتی پایین‌تر بودن ابعاد، وزن و تعداد قطعات موتور به ازای توان خروجی یکسان می‌باشد. از مزایای دیگر موتورهای دوار نسبت به موتورهای رفت و برگشتی، عدم تلف شدن مقدار قابل توجه از انرژی تولیدی در موتور به خاطر تغییرات بسیار زیاد شتاب در حرکت رفت و برگشتی می‌باشد. در موتورهای رفت و برگشتی، سببه در دو انتهای طول پیمایش خود متوقف شده و مجدداً با تغییرات زیاد در شتاب به حرکت خود ادامه می‌دهد، درحالی‌که یک موتور دوار پس از رسیدن به شرایط کارکرد خود می‌تواند با یک سرعت زاویه‌ای ثابت انرژی احتراق را به‌طور مستقیم به حرکت دورانی تبدیل کند. این امر سبب کارکرد موتور با ارتعاش کمتر، به دلیل توازن بهتر نیروهای اینرسی مرتبه دوم، می‌گردد. از سوی دیگر موتورهای دوار به سازوکار سوپاپ نیاز ندارند و می‌توان ضمن حرکت روتور داخل بدنه، مجرای ورود هوا و سوخت و یا مجرای خروج دود را باز و بسته نمود. همچنین موتورهای دوار نسبت به موتورهای رفت و برگشتی در دور موتور یکسان زمان بیشتری برای انجام فرآیندهای مکش و تخلیه در اختیار دارند و این امر سبب بازده حجمی بالاتر این موتورها می‌گردد [۲]. مشکل

اساسی این موتورها مربوط به سایش نشت‌بندهای رئوس روتور در اثر اصطکاک و در نتیجه فرار گازهای ورودی به موتور در مرحله مکش می‌باشد.

از نزدیک به نیم‌قرن پیش مدل‌های موتورهای احتراق داخلی به‌منظور پیش‌بینی فشار، دما و ترکیب گازهای درون استوانه برحسب زمان یا درجه لنگ توسعه پیدا کردند. اولین مدل‌های احتراق توسط اعمال قانون اول ترمودینامیک روی سیستم بسته با حجم وابسته به زمان به‌صورت یک ناحیه‌ای (مدل صفر بعدی) به‌دست آمدند [۱]. فرض اختلاط آبی بین گازهای سوخته و نسوخته که منجر به توزیع یکنواختی خواص در محفظه احتراق می‌شود به‌وضوح غیرواقعی می‌باشد. برای گذر از این فرض ناصحیح مدل‌های چند ناحیه‌ای گسترش پیدا کردند. در این مدل‌ها مخلوط استوانه به نواحی سوخته، نسوخته و آماده سوختن تقسیم می‌شود و فرض بر این است که دما و ترکیب گازها در هر یک از این نواحی یکنواخت می‌باشند و فشار در تمام محفظه به‌طور آبی یکنواخت می‌گردد. در این مدل‌ها میزان مخلوط نسوخته‌ای که در هر درجه لنگ می‌سوزد با داشتن سرعت و شعاع شعله مشخص می‌گردد [۳ و ۴]. مدل‌های شبه ابعادی خواص محفظه احتراق را تنها برحسب زمان یا درجه لنگ محاسبه می‌کنند و در نواحی تقسیم شده محفظه، مخلوط را یکنواخت در نظر می‌گیرند و بر پایه قوانین بقای جرم و بقای انرژی استوار می‌باشند. روش دیگر شبیه‌سازی فرآیندهای موتور مدل‌سازی ابعادی بر مبنای حل هم‌زمان میانگین زمانی معادلات پیوستگی، بقای مومنتوم و انرژی همراه با معادلات دیفرانسیل غیرخطی مربوط به سینتیک شیمیایی ترکیبات داخل محفظه احتراق می‌باشد. حل معادلات حاکم در این روش با استفاده از مباحث مطرح در دینامیک سیالات محاسباتی صورت می‌پذیرد [۵].

دنیلی [۶] در رساله دکترای خود شبیه‌سازی ترمودینامیکی موتور وانکل را بر اساس مدل پیشروی شعله ارائه شده توسط بلیزارد و کک [۷] موردنظر قرار داد. در این تحقیق هندسه واقعی موتور وانکل شبیه‌سازی شده و به‌این ترتیب تأثیر خاموشی شعله در نزدیکی دیواره و نشت گازهای نسوخته در چرخه کاری موتور مدل‌سازی شده و مورد بررسی قرار گرفته است. دنیلی اعتبار مدل توسعه‌یافته خود را توسط مقایسه با نتایج تجربی موتور تویو کوگیو مدل

می‌باشد. اساس این روش راندن یک کمپرسور به کمک یک توربین و افزایش فشار و چگالی هوای ورودی موتور و در نتیجه افزایش مقدار دبی جرمی هوای ورودی می‌باشد. این امر زمینه‌ساز افزایش مقدار سوخت ورودی به موتور می‌شود که نتیجه آن دستیابی به قدرت بیشتر در موتور است [۱ و ۱۶].

مطالعات فراوانی روی تأثیر پرخوران‌ها بر عملکرد موتورهای احتراق داخلی انجام گرفته‌اند و تمامی این مطالعات مؤید افزایش توان خروجی موتور در اثر پرخورانی شدن می‌باشند. منوط به این‌که انتخاب پرخوران به‌منظور تطابق با موتور به‌طور صحیحی انجام بگیرد [۱۶ و ۱۷]. کراکینیتیس و سادوی [۱۸] در مقاله‌ای به روش انتخاب پرخوران مناسب برای موتور موردنظر پرداختند. آن‌ها دریافتند که بر اساس روابط نظری موجود برای تنظیم دبی عبوری از پرخوران با دبی موتور و نسبت فشار تولیدی پرخوران با توان موتور می‌توان به یک سری از پرخوران‌ها که قابلیت تطابق با موتور را دارند نزدیک شد و انتخاب نهایی تنها از طریق انجام آزمایش‌های تجربی روی موتور مقدور می‌باشد. در این مقاله به دودسته آزمایش حالت‌پایا برای انتخاب نهایی اشاره شده است.

نگوین [۱۹] در مقاله‌ای با استفاده از مدل صفر بعدی به بررسی مشخصات عملکردی موتور وانکل با تزریق مستقیم شارژ چینه‌ای پرداخت و برای این منظور مدلی جهت محاسبه نرخ انتقال حرارت از موتور وانکل ارائه کرد. وی همچنین میزان بهبود مشخصه‌های عملکردی موتور مجهز به سامانه پرخوران را توسط تغییر فشار در چندراهه ورودی و خروجی موتور مورد مطالعه قرار داد. والاوان و همکاران [۲۰] با استفاده از موتور رفت و برگشتی معادل بهره‌گیری از نرم‌افزارهای تجاری یک‌بعدی موجود اقدام به مدل‌سازی موتور وانکل مجهز به پرخوران نمودند و نتایج شبیه‌سازی را با نتایج تجربی موتور پرخورانی شده در سطح زمین مقایسه کردند.

انطباق موتور با ماهیت عملکردی ناپایدار با توربین و کمپرسور با ماهیت عملکردی پایدار مستلزم بهره‌گیری از

12B نشان‌داد. دنیلی و گروه همکارانش [۸] در مقاله‌ای به ارائه مدلی برای پیش‌بینی نسبت جرمی مخلوط سوخته در محفظه احتراق به‌صورت تابعی از فشار درون محفظه پرداختند. همچنین در این تحقیق نتایج مربوط به مدل برای میزان آلاینده‌گی موتور وانکل با نتایج تجربی مقایسه گردیده و تطبیق مناسبی مشاهده شده است. جابر و همکاران [۹] به مطالعه موتور وانکل هیدروژن سوز به‌عنوان سوخت جایگزین آینده پرداختند. آنها برای این منظور در شبیه‌سازی عددی از مدل صفر بعدی به همراه تابع وایب مناسب برای نرخ احتراق و در مطالعه تجربی از ابزار نورسنجی استفاده کردند. آنها نشان دادند افزایش آشفستگی جریان درون محفظه سبب بهبود بازده حرارتی می‌گردد. پوجیگانوت و همکاران [۱۰] جریان سرد هوا درون محفظه موتور وانکل را باهدف بهینه‌سازی هندسه مورد مطالعه قرار دادند. آنها برای این منظور از نرم‌افزار تجاری AVL-FIRE استفاده کردند.

از نمونه‌های استفاده از روش‌های ابعادی جهت شبیه‌سازی عملکرد موتورهای وانکل می‌توان به تحقیق اسپریتزر و همکاران [۱۱] اشاره کرد. زامبالوف و همکارانش اثر اشتعال لیزر بر عملکرد موتور وانکل با سوخت هیدروژن را به صورت عددی مورد مطالعه قرار دادند [۱۲]. چن و همکارانش احتراق حاصل از تزریق مستقیم شارژ چینه‌ای سوخت متان در موتور وانکل را به صورت عددی بررسی کردند [۱۳].

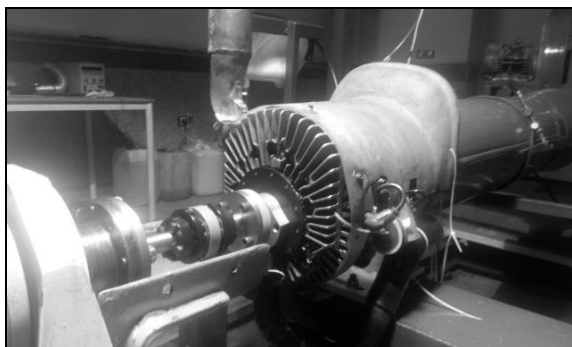
اغلب نرم‌افزارهای تجاری موجود برای شبیه‌سازی شبه‌ابعادی موتور مختص مدل‌سازی موتورهای رفت و برگشتی می‌باشند. تارتاکفسکی و همکاران روشی جهت تبدیل مشخصات موتورهای وانکل به مشخصات موتورهای رفت و برگشتی و به‌کارگیری نرم‌افزارهای تجاری موتورهای رفت و برگشتی موجود، برای مدل‌سازی موتورهای وانکل ارائه کردند. آنها مدل خود را با نتایج تجربی دو مدل موتور وانکل صحه‌گذاری نمودند [۱۴]. همچنین دربال از این روش برای شبیه‌سازی عملکرد موتور وانکل استفاده کرد [۱۵].

استفاده از پرخوران یکی از روش‌های دستیابی به موتور با ابعاد کوچک‌تر به همراه حفظ قدرت تولیدی و بازده آن

جدول (۱): اطلاعات مربوط به موتور شبیه‌سازی شده

مقدار	مشخصه
۱	تعداد روتور
(mm) ۷۰/۹۵	شعاع روتور
(mm) ۱۱/۶۸	خارج از مرکزی روتور
(mm) ۰/۶	لقی روتور نسبت به بدنه
(mm) ۴۷/۹۶	پهنای روتور
(cc) ۶۲۴	حجم موتور
۹،۵۲:۱	نسبت تراکم

به‌منظور آزمایش موتور مذکور از یک توان آزما (دینامومتر) جریان گردابی ساخت شرکت API مدل FR 400 BRL که توسط جریان آب عبوری از آن خنک می‌شود استفاده شده است. بیشینه مقادیر جذب توان، گشتاور و دور قابل‌اندازه‌گیری برای این توان آزما به ترتیب ۴۰۰ hp، ۸۵۰ Nm و ۱۲۰۰۰ rpm می‌باشد. دقت اندازه‌گیری این دستگاه ۰/۱ درصد محدوده کاری می‌باشد. همچنین اندازه‌گیری مصرف سوخت با دقت ۰/۰۵ lit/h انجام شده است. شکل ۱ نمای از اتاق آزمایش و نحوه اتصال موتور به توان آزما را نشان می‌دهد.

**شکل (۱):** نمای اتاق آزمایش موتور

اندازه‌گیری‌ها در دورهای ۴۰۰۰ rpm تا ۷۰۰۰ rpm انجام شده است و روند آن‌ها بدین ترتیب بود که در هر دور دریچه گاز از مقادیر پایین تا بیشترین مقدار خود، تمام بار، تغییر داده شد و نتایج ثبت گردید. در شکل‌های ۲ و ۳ به ترتیب میزان گشتاور و مصرف سوخت موتور برحسب دور موتور برای مقادیر مختلف گشودگی دریچه گاز نشان داده شده است. این نتایج برای شرایط محیطی تهران با دمای ۰C و فشار ۰/۸۶ bar حاصل شده است.

سازوکارهای کنترلی دقیق می‌باشد. نمونه پرکاربرد این سازوکارها دریچه فرار می‌باشد. توماسون و همکاران [۲۱] سازوکار کنترل تقویت فشار توسط دریچه فرار را در حالت پایا و گذرا مورد مطالعه قرار دادند. به‌عنوان نمونه دیگری از سازوکارهای کنترلی می‌توان به شیر ضد واماندگی اشاره کرد. به‌منظور کنترل عملکرد کمپرسور و پرهیز از وقوع واماندگی در آن معمولاً از شیر ضد واماندگی استفاده می‌شود. دیمیتریوس و گئورگ [۲۲] در مقاله‌ای به بررسی سازوکارهای مختلف توسعه‌یافته برای این شیر پرداختند. آنها توسط منطق کنترلی PID علاوه بر کاهش انحراف معیار نوسانات فشاری موجبات کارکرد امن کمپرسور به دور از ناحیه واماندگی را فراهم آوردند.

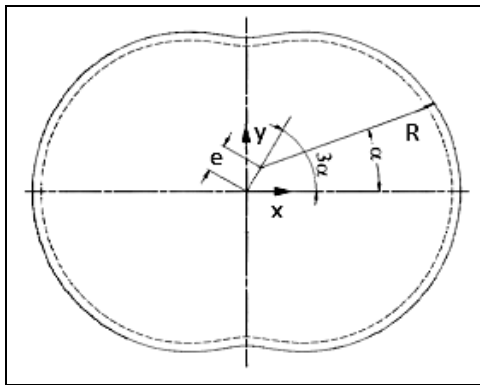
در این تحقیق ابتدا نتایج تجربی موتور مورد مطالعه ارائه می‌شوند. در مرحله بعد مشخصات هندسی موتور وانکل معرفی شده و روشی جهت استخراج مشخصات هندسی موتور رفت و برگشتی معادل توسعه می‌یابد. در ادامه، بر اساس مدل اعتبارسنجی شده موتور رفت و برگشتی، تأثیر ارتفاع بر عملکرد موتور، بر اساس مشخصات هندسی و شرایط کارکردی، مورد بررسی قرار می‌گیرد. سپس معیارهای انتخاب پرخوران مناسب برای ارتقاء عملکرد موتور مورد مطالعه قرار می‌گیرد و از این طریق انتخاب صحیح از میان مدل‌های موجود حاصل می‌شود. در مرحله بعد به‌منظور پرهیز از وقوع پدیده واماندگی جریان در کمپرسور، سازوکار کنترلی مناسب معرفی می‌شود. در مرحله آخر تأثیر سیستم پرخورانی بر عملکرد موتور در ارتفاع مطالعه شده و کارکرد امن سیستم مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- آزمون موتور

موتور مورد مطالعه در این تحقیق موتور وانکل اشتعال جرقه‌ای هواخنک می‌باشد. اطلاعات مربوط به موتور موردنظر در جدول ۱ جمع‌آوری شده است. این موتور کاربرد هوایی داشته و غالباً در پرنده‌های بدون سرنشین مورد استفاده قرار می‌گیرد. سوخت مورد استفاده در این موتور از نوع بنزین هوایی 100LL با عدد اکتان بالاتر نسبت به بنزین معمولی می‌باشد. این امر کمک می‌کند تا موتور با توجه به موارد خاص کاربری آن، در برابر پدیده ضربه مقاومت بیشتری نشان دهد.

۳-۱- منحنی بدنه و روتور

در موتورهای احتراقی دوار وانکل از منحنی چرخ‌زاد^۵ با دو برآمدگی برای تولید منحنی بدنه استفاده می‌شود [۲]. محور تقارن این جسم ثابت منطبق بر محور موتور می‌باشد. طرح کلی بدنه در شکل ۴ ارائه شده است. مختصات نقاط این منحنی با استفاده از روابط پارامتری (۱) و (۲) قابل محاسبه می‌باشد.



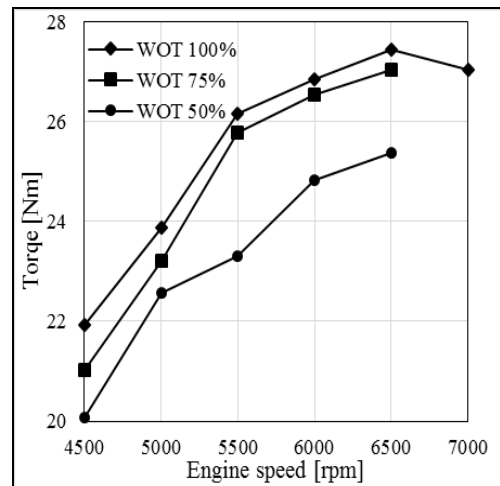
شکل (۴): طرح کلی بدنه محفظه احتراق

$$x_h = e \cos(3\alpha) + R \cos(\alpha) \quad (1)$$

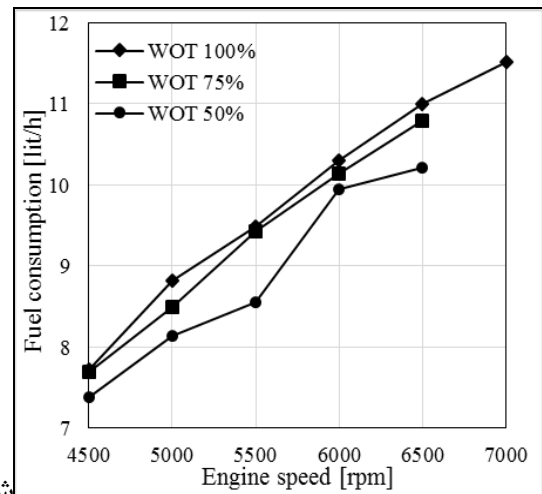
$$y_h = e \sin(3\alpha) + R \sin(\alpha) \quad (2)$$

منحنی مربوط به روتور در موتور وانکل مزدوج منحنی چرخ‌زاد بدنه و سه‌گوش می‌باشد [۲]. محوری که جسم دوار حول آن دوران آبی می‌نماید، محور تقارن جسم دوار است. این محور موازی محور موتور است ولی بر آن منطبق نمی‌باشد و به مقدار خارج از مرکزی از آن فاصله دارد. در حین گردش جسم دوار، محور تقارن آن حول محور موتور استوانه‌ای را طی می‌نماید که شعاع قاعده آن به مقدار خارج از مرکزی موتور می‌باشد. به ازای هر یک درجه چرخش روتور حول محور خود، مرکز آن به اندازه سه درجه حول محور تقارن موتور خواهد چرخید. مختصات هر نقطه از روتور، در شرایطی که مبدأ مختصات در مرکز دوران روتور قرار دارد، توسط معادلات پارامتری (۳) و (۴) به دست می‌آید.

$$x'_r = R \cos(2\nu) - \frac{3e^2}{R} \sin(6\nu) \sin(2\nu) + 2e \sqrt{1 - \left(\frac{3e \sin(3\nu)}{R}\right)^2} \cos(3\nu) \cos(2\nu) \quad (3)$$



شکل (۲): منحنی نتایج تجربی تغییرات گشتاور ترمزی بر حسب دور موتور برای میزان مختلف گازدهی



شکل

شکل (۳): منحنی نتایج تجربی تغییرات سوخت مصرفی بر حسب دور موتور برای میزان مختلف گازدهی

۳- شبیه‌سازی هندسه موتور

در این مرحله قصد بر بررسی مشخصات هندسی موتورهای احتراقی دوار وانکل و ارائه روابط ریاضی حاکم بر منحنی‌های روتور و بدنه محفظه می‌باشد. با استفاده از این روابط مقادیر حجم و سطح محصور بین بدنه و روتور که همان فضای محفظه احتراق می‌باشد، در هر لحظه قابل محاسبه خواهد بود. همچنین با استفاده از این روابط می‌توان نسبت تراکم موتور، زمان‌بندی گشوده شدن مسیرهای ورود و خروج جریان و سایر مشخصات هندسی مورد نیاز محفظه احتراق را به دست آورد.

هندس مذکور برای روتور تبعیت نمی‌کند. بنابراین لازم است حجم این قسمت به حجم محاسبه شده محفظه در هر لحظه افزوده گردد.

سطح محفظه احتراق مجموع سطوح بدنه و روتور و دو سطح روی دیوارهای جانبی محفظه می‌باشد. مقادیر سطوح جانبی به روش انتگرال گیری حجم که پیش تر ذکر شد صورت می‌گیرد. سطح بدنه از محاسبه عددی انتگرال رابطه (۷) با استفاده از گسسته سازی بازه انتگرال گیری حاصل می‌گردد. سطح روتور مستقل از زاویه محور مقداری ثابت دارد و کافی است یکبار از رابطه (۷) محاسبه گردد.

$$S = H \int_{\beta_1}^{\beta_2} \sqrt{\left(\frac{dx}{d\beta}\right)^2 + \left(\frac{dy}{d\beta}\right)^2} d\beta \quad (7)$$

در رابطه (۷) زاویه β برای بدنه معادل α در روابط (۱) و (۲) و برای روتور معادل ν در روابط (۳) و (۴) می‌باشد.

۳-۳- استخراج مشخصات موتور رفت و برگشتی معادل

به منظور شبیه‌سازی عملکرد موتور در این تحقیق از نرم‌افزار تجاری GT-Power استفاده شده است. این نرم‌افزار برای شبیه‌سازی موتورهای رفت و برگشتی توسعه یافته و لازم است برای شبیه‌سازی عملکرد موتورهای وانکل تبدیل مشخصات هندسی صورت گیرد. معیار استفاده شده برای این منظور حفظ نسبت تراکم، حجم موتور و تبعیت مناسب منحنی‌های چرخه‌ای تغییرات حجم، سطح و نسبت سطح به حجم محفظه احتراق در موتور رفت و برگشتی از موتور مبنا می‌باشد [۱۴]. مشخصات هندسی موتور رفت و برگشتی معادل در جدول ۲ آمده است.

جدول (۲): مشخصات هندسی موتور رفت و برگشتی

مقدار	مشخصه
۳	تعداد استوانه
۸۷ (mm)	قطر استوانه
۳۵ (mm)	طول پیمایش سمبه
۵۳/۶ (mm)	طول دسته سمبه
۶۲۴ (cc)	حجم موتور
۹،۵۲:۱	نسبت تراکم

$$y'_r = R \sin(2\nu) + \frac{3e^2}{R} \sin(6\nu) \cos(2\nu) + 2e \sqrt{1 - \left(\frac{3e \sin(3\nu)}{R}\right)^2} \cos(3\nu) \sin(2\nu) \quad (4)$$

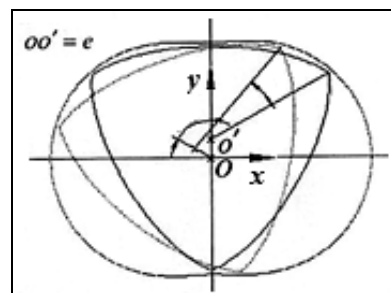
در روابط (۳) و (۴) با تغییر دادن مقدار زاویه ν در بازه‌های $\left[\frac{\pi}{6}, \frac{\pi}{2}\right]$ ، $\left[\frac{5\pi}{6}, \frac{7\pi}{6}\right]$ و $\left[\frac{3\pi}{2}, \frac{11\pi}{6}\right]$ نقاط هر یک از سه منحنی وجوه روتور به دست خواهد آمد. با استفاده از تانسور دوران، معادلات مربوط به منحنی روتور در هر دوران θ حول مرکز خود طبق رابطه (۵) به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} x_r'' \\ y_r'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ \sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_r' \\ y_r' \end{bmatrix} \quad (5)$$

برای منطبق کردن دستگاه مختصاتی که مبدأ آن در مرکز روتور قرار گرفته است، بر دستگاه مختصاتی که مبدأ آن بر محور تقارن موتور قرار دارد باید از بردار انتقال طبق رابطه (۶) استفاده گردد.

$$\begin{bmatrix} x_r \\ y_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_r'' \\ y_r'' \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} e \cos(3\theta) \\ e \sin(3\theta) \end{bmatrix} \quad (6)$$

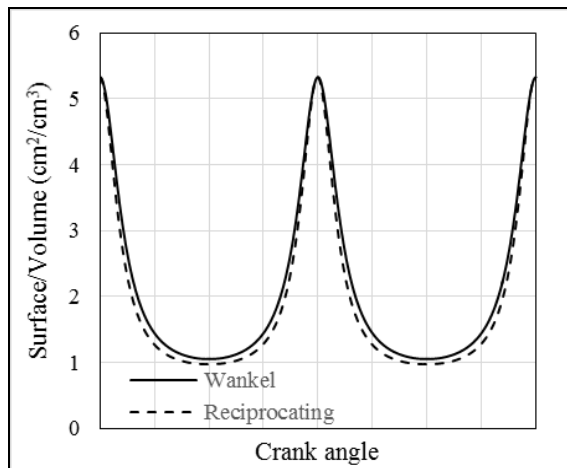
طرح کلی حرکت روتور در بدنه ثابت توسط شکل ۵ نمایش داده شده است.



شکل (۵): طرح کلی حرکت روتور در بدنه ثابت

۳-۲- حجم و سطح محفظه احتراق

حجم محفظه احتراق از طریق انتگرال گیری عددی سطح بین منحنی‌های بدنه و روتور در هر زاویه محور موتور و تأثیر دادن پهنای روتور محاسبه می‌گردد. برای این منظور بازه انتگرال گیری گسسته شده و تقریب تابع تحت انتگرال به صورت خطی با دقت مرتبه دو صورت گرفته است. در محاسبه حجم باید به این نکته دقت داشت که سطح جانبی روتور، بین هر دو رأس، معمولاً دارای حفره می‌باشد که از



شکل (۸): نمودار تغییرات نسبت سطح به حجم موتور وانکل و موتور رفت و برگشتی معادل برحسب درجه لنگ

۴- شبیه‌سازی موتور در نرم‌افزار جی‌تی‌پاور

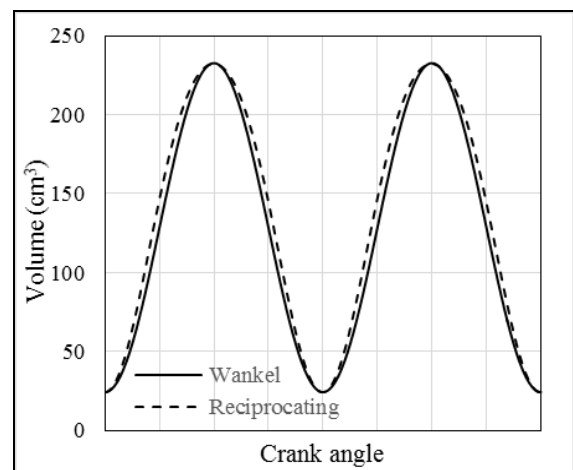
در تحقیق در این قسمت موتور رفت و برگشتی معادل چهار زمانه با سه استوانه و مشخصات مندرج در جدول ۲ توسط نرم‌افزار جی‌تی‌پاور شبیه‌سازی شده و نتایج حاصل با مقادیر آزمایشگاهی مقایسه می‌گردد. لازم به ذکر است که یک چرخه کامل موتور وانکل در یک دور چرخش روتور صورت می‌گیرد در حالی که دور موتور وانکل سه برابر سرعت چرخش روتور می‌باشد [۲]. بنابراین برای یک چرخه کاری موتور وانکل ۱۰۸۰ درجه لنگ نیاز است در حالی که این مقدار برای موتور رفت و برگشتی چهار زمانه ۷۲۰ درجه لنگ می‌باشد. به این ترتیب داده‌های ورودی به مدل موتور رفت و برگشتی، مانند زمانبندی سوپاپ‌ها، ضروری است بر اساس مقیاس زمانی درجه لنگ تنظیم شوند. به عنوان مثال برای ایجاد شرایط کاری موتور وانکل در دور ۶۰۰۰ rpm نیاز است شبیه‌سازی موردنظر در دور ۴۰۰۰ rpm انجام گیرد و هر پارامتر وابسته به دور، مانند توان موتور، لازم است باز محاسبه گردد [۲۳].

۴-۱- شبیه‌سازی و صحه‌گذاری

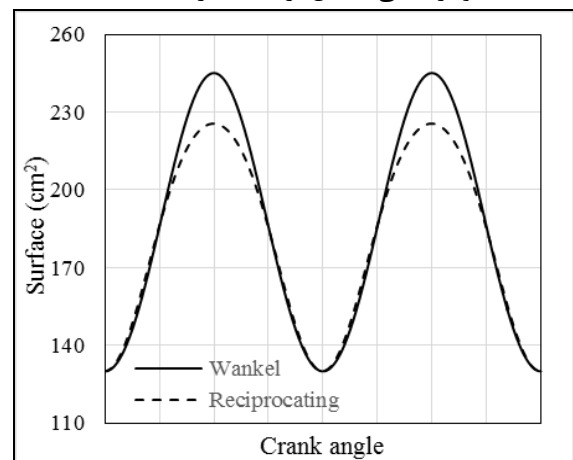
مدل‌سازی اجزای موتور در نرم‌افزار جی‌تی‌پاور بر مبنای قوانین مکانیک سیالات، قوانین ترمودینامیک، قانون بقای جرم، واکنش‌های تعادلی و سینتیک شیمیایی استوار می‌باشد. به‌طور خاص مشابه‌سازی احتراق در این نرم‌افزار بر اساس روش‌های یک و چند ناحیه‌ای صورت می‌گیرد که بر پایه یکسان‌سازی خواص ترمودینامیکی در هر ناحیه و

کیفیت تبدیل مشخصات توسط رسم نمودارهای تغییر حجم، سطح و نسبت سطح به حجم برحسب درجه لنگ به ترتیب طبق شکل‌های ۶، ۷ و ۸ آورده شده‌اند. همان‌طور که مشخص است انطباق مناسبی بین نتایج خصوصاً در نزدیکی نقطه مرگ بالا وجود دارد. محدوده نزدیک به حجم کمینه محفظه از آن جهت که محل وقوع فرآیند احتراق می‌باشد از اهمیت بیشتری برخوردار است.

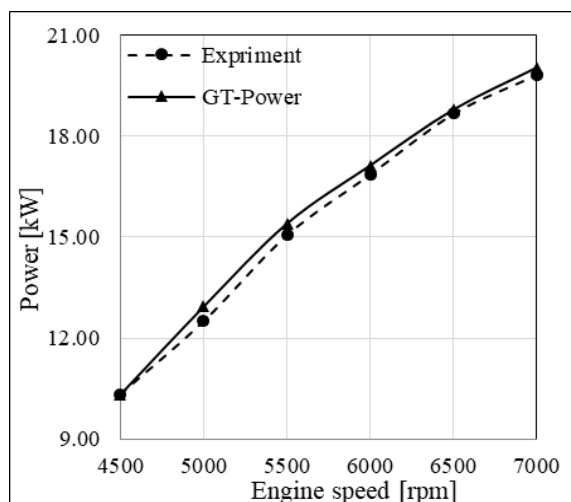
مقادیر ضریب تخلیه در مجاری ورودی و خروجی موتور تأثیر بسزایی بر عملکرد آن دارند. اهمیت این مطلب به دلیل تفاوت زیاد این مشخصه بین موتورهای وانکل و رفت و برگشتی چهار زمانه می‌باشد. به‌منظور تکمیل فرآیند معادل‌سازی مقادیر مناسب برای ضریب تخلیه از مرجع [۱۴] استخراج شده است.



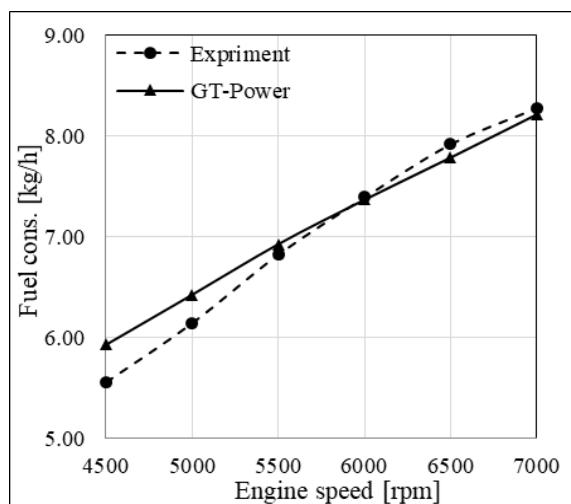
شکل (۶): نمودار تغییرات حجم موتور وانکل و موتور رفت و برگشتی معادل برحسب درجه لنگ



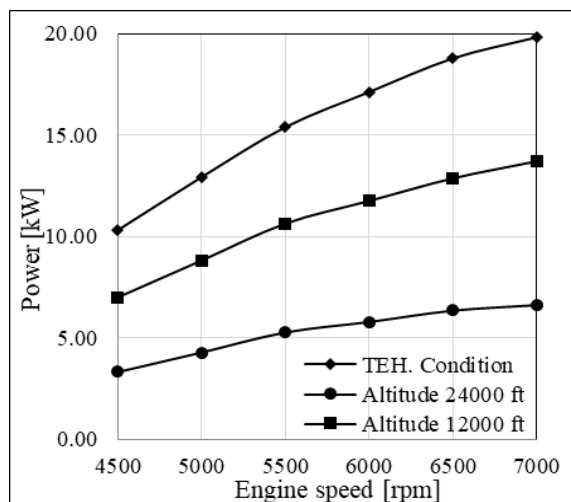
شکل (۷): نمودار تغییرات سطح موتور وانکل و موتور رفت و برگشتی معادل برحسب درجه لنگ



شکل (۹): منحنی تغییرات توان ترمزی برحسب دور موتور



شکل (۱۰): منحنی تغییرات مصرف سوخت برحسب دور موتور



شکل (۱۱): منحنی توان ترمزی برحسب دور موتور در ارتفاع‌های گوناگون

یکسان‌سازی فشار در تمام محفظه احتراق توسعه پیدا کرده‌اند [۱۴]. مدل به‌کارگیری شده در این شبیه‌سازی مدل چند ناحیه‌ای می‌باشد. مرز تشخیص نواحی در این مدل بر پایه پیشروی آشفته شعله بنانه‌شده است. سرعت پیشروی شعله بسته به نوع سوخت و خواص ترمودینامیکی مخلوط درون محفظه احتراق متفاوت می‌باشد [۱۶]. همچنین از مدل ووشنی برای محاسبه میزان انتقال حرارت استفاده شده است. به‌منظور نیل به نتایج صحیح در شبیه‌سازی لازم است ضرایب تجربی مربوط به مدل احتراقی موردنظر با استفاده از داده‌های آزمون تنظیم شوند [۱۷].

نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای شرایط تمام بار، در شرایط محیطی تهران، با مقادیر آزمایشگاهی به‌دست‌آمده مقایسه شده‌اند. مقادیر مربوط به توان ترمزی و مصرف سوخت به ترتیب در شکل‌های ۹ و ۱۰ قابل مشاهده هستند. همان‌طور که مشخص است به‌طور کلی انطباق خوبی بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی و نتایج آزمایشگاهی وجود دارد.

۴-۲- شبیه‌سازی کارکرد در ارتفاع

با توجه به حوزه کاربرد نیاز است که موتور موردنظر در ارتفاع به فعالیت بپردازد. افزایش ارتفاع به‌منزله کاهش چگالی هواست و کاهش چگالی هوای ورودی به موتور روی عملکرد آن تأثیر نامطلوب می‌گذارد. فراهم کردن شرایط کارکردی موتور در ارتفاع، در فضای آزمایشگاه بسیار دشوار است از این رو لازم است این امر در محیط نرم‌افزار محقق شود. حداکثر ارتفاع عملیاتی این پرنده بدون پرخورانی حدود ۱۲۰۰۰ ft از سطح دریا و هدف تحقیق حاضر رساندن این مقدار به ۲۴۰۰۰ ft می‌باشد. شکل ۱۱ میزان توان ترمزی موتور در ارتفاع‌های مختلف را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است ارتفاع تهران از سطح دریا ۳۹۰۰ ft در نظر گرفته شده و محاسبه مشخصات ترمودینامیکی در هر ارتفاع طبق مرجع [۲۴] انجام شده است. همان‌طور که مشخص است کارکرد در ارتفاع از توان موتور به‌شدت کاسته است. رویکرد تحقیق حاضر این است که با انتخاب و تنظیم پرخوران مناسب این افت توان جبران گردد. میزان جبران توان برای ارتفاع هدف باید به‌گونه‌ای باشد تا دست‌کم مقدار توان تولیدی مربوط به حالت تنفس طبیعی موتور در ارتفاع کاری اسمی بیشینه به‌دست آید.

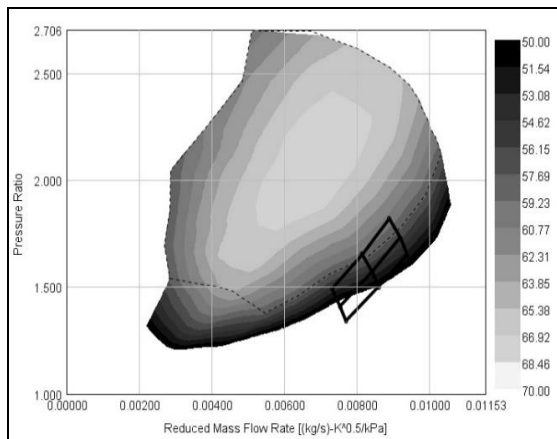
۵- پرخوران

در این قسمت توضیحاتی کلی پیرامون سامانه پرخوران و نحوه عملکرد آن‌ها بیان شده و چگونگی تطابق پرخوران مناسب با موتور به بحث گذاشته می‌شود. به‌طور کلی توربوماشین به‌صورت ایده آل مناسب کارکرد در ترکیب با ماشین‌های رفت و برگشتی نیست، بنابراین ترکیب موتور بنزینی و پرخوران باید با دقت طراحی شود. هدف کلی تطابق، انطباق پرخوران با مناسب‌ترین مشخصات به موتور برای به‌دست آوردن بهترین عملکرد کلی از موتور است. برای رسیدن به این هدف شبیه‌سازی دقیق سامانه‌های موجود در فرآیند پرخورانی الزامی می‌باشد.

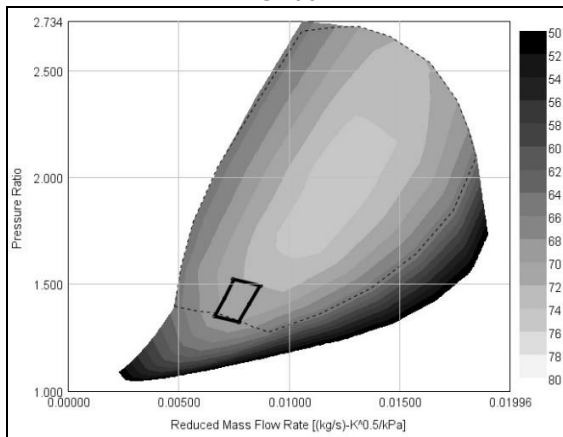
۵-۱- انتخاب پرخوران مناسب

به‌منظور دست‌یابی به یک تطابق صحیح بین موتور و پرخوران در ابتدا باید تمامی نقاط کارکردی موتور مجهز به پرخوران موردنظر به‌دست آیند که این امر در تحقیق حاضر توسط نرم‌افزار جی‌تی‌پاور محقق شده است. این نقاط کارکردی شامل خطوط سرعت ثابت و بار ثابت هستند. خطوط سرعت ثابت با ثابت نگاه‌داشتن سرعت موتور و تغییر میزان بازشدگی دریچه گاز به‌دست می‌آیند. به‌جای خطوط بار ثابت، که نیازمند به‌کارگیری سازوکارهای کنترلی است و در شرایط آزمایشگاهی حالت انتزاعی دارد، از ثابت نگاه‌داشتن مکان دریچه گاز و تغییر سرعت موتور استفاده می‌شود [۲۵]. برهم‌نهی این خطوط با منحنی عملکرد کمپرسور تصویر لازم برای ارزیابی کیفیت تطابق را شکل می‌دهد. قرار گرفتن شرایط کارکردی موتور در منطقه امن و بازده بالای منحنی کمپرسور متضمن تطابق مناسب پرخوران موردنظر با موتور است [۱۶].

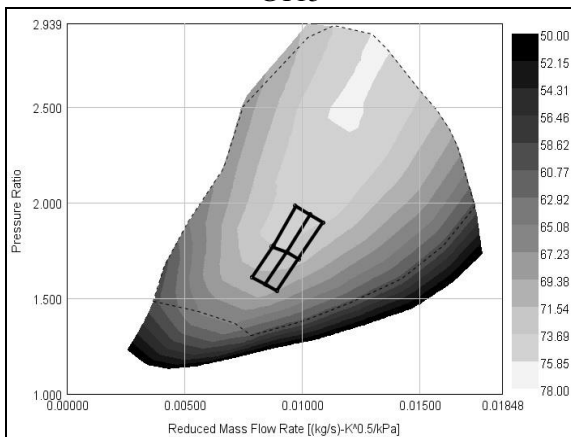
پرخورانی مورد مطالعه در این تحقیق از نوع فشار ثابت و بر اساس منحنی‌های مشخصه ارائه شده توسط شرکت Garrett برای توربین و کمپرسور می‌باشد [۲۶]. در این تحقیق از مدل‌های مختلف پرخوران به‌منظور تطابق با موتور استفاده شده و از میان آن‌ها پرخوران با بهترین تطابق انتخاب شده است. شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ شامل برهم‌نهی شرایط کارکردی موتور بر نقشه عملکردی کمپرسورهای مدل GT06 و GT15 و GT12 می‌باشند. انتخاب این مدل‌ها بر اساس مقدار هوای مورد نیاز موتور صورت گرفته است.



شکل (۱۲): تطابق شرایط کارکردی موتور با پرخوران GT06



شکل (۱۳): تطابق شرایط کارکردی موتور با پرخوران GT15



شکل (۱۴): تطابق شرایط کارکردی موتور با پرخوران GT12

همان‌طور که از شکل ۱۲ پیداست شرایط عملکردی موتور کاملاً به ناحیه خفگی کمپرسور نزدیک شده است در نتیجه پرخوران مدل GT06 برای موتور موردنظر کوچک است. در شکل ۱۳ تطابق شرایط کارکردی موتور با نقشه کمپرسور پرخوران مدل GT15 نشان داده شده است.

وجود دریاچه فرار یکی از مؤثرترین روش‌ها برای تنظیم فشار پیش از توربین می‌باشد. این امر سبب جلوگیری از افزایش بیش‌ازحد تنش‌های مکانیکی و حرارتی و وقوع ضربه در موتور می‌گردد. همچنین این شیر می‌تواند متضمن عملکرد امن کمپرسور باشد. در ادامه تأثیر میزان نرخ جرمی جریان کنارگذر بر عملکرد موتور مورد بررسی قرار می‌گیرد. در شکل ۱۶ تأثیر سه میزان از گشودگی دریاچه فرار بر عملکرد چرخه‌ای کمپرسور برای دور 7000 rpm مورد بررسی قرار گرفته است. همان‌طور که از این شکل مشخص است این عامل نیز از میزان بهینه‌ای برای به‌دست آوردن بهترین عملکرد سیستم پرخورانی برخوردار است. به این ترتیب که گشودگی اندک سبب وقوع واماندگی در نقاطی از عملکرد چرخه‌ای کمپرسور و گشودگی بیش‌ازحد سبب کارکرد کمپرسور در نواحی بازده پایین می‌گردد. میزان دبی عبوری از توربین و میزان کنارگذر دبی توسط دریاچه فرار در شکل ۱۷ آورده شده است. این نتایج مربوط به شرایط بهینه عملکرد دریاچه فرار بر اساس منطق ارائه شده در شکل ۱۶ می‌باشد. همان‌طور که از این شکل می‌توان دریافت میزان دبی جرمی خروجی از موتور که در هر دور کنارگذر می‌شود متفاوت است. همچنین مقادیر فشار ورودی توربین و خروجی کمپرسور برای حالت مذکور در شکل ۱۸ ارائه شده‌اند. این مقادیر از آن جهت که پارامتر فشار قابل اندازه‌گیری به‌صورت برخط و کنترل توسط ابزارهای خوانش و فرمان الکترونیکی است حائز اهمیت می‌باشد.

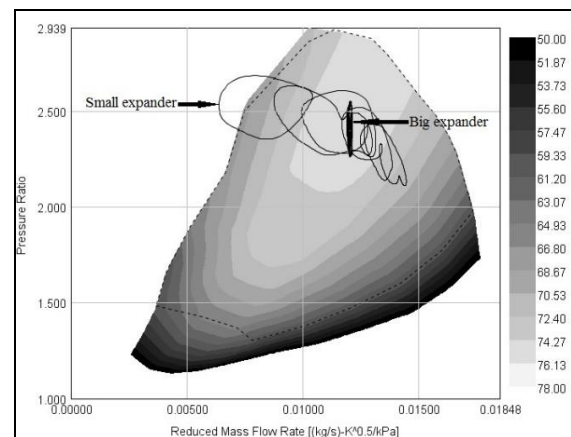
در ادامه منحنی‌های توان ترمزی، مصرف سوخت و مصرف مخصوص ترمزی سوخت در شرایط بار کامل برای موتور در ارتفاع تهران، 12000 ft و 24000 ft و موتور پرخورانی شده در ارتفاع 24000 ft به ترتیب در شکل‌های ۱۹، ۲۰ و ۲۱ مقایسه شده‌اند. لازم به ذکر است که مقادیر مربوط به موتور مجهز به پرخوران حاوی اثرات سازوکارهای کنترلی گفته شده می‌باشد. شایان ذکر است که کلیه نتایج برای نسبت توازن ثابت و به مقدار ۱،۱ در موتور به‌دست آمده است و تغییر این عامل بر نتایج ارائه شده اثرگذار خواهد بود.

همان‌طور که مشخص است شرایط کارکردی موتور به ناحیه واماندگی نزدیک شده و در قسمت بازده پایین نقشه کمپرسور واقع شده است. با توجه به شکل ۱۳ مشخص است که رفتار موتور در ارتباط با پرخوران مدل GT12 بهتر از دو مدل دیگر می‌باشد. چراکه شرایط کارکردی موتور در منطقه بازده بالای کمپرسور واقع شده و نزدیک‌ترین نقطه کارکردی به ناحیه واماندگی فاصله ۲۰ درصد دبی جرمی توصیه شده در مرجع [۱۶] را دارا می‌باشد.

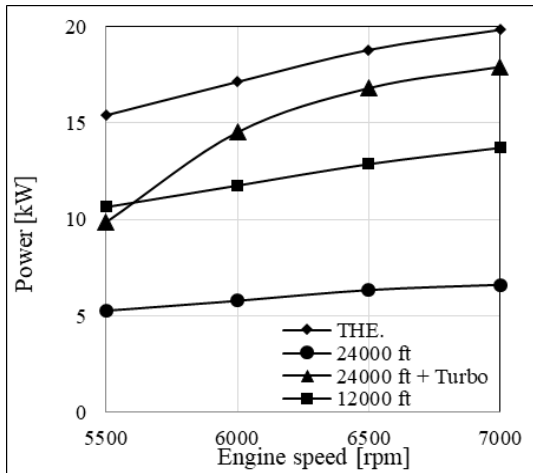
۵-۲- بررسی تأثیر پرخوران بر عملکرد موتور در ارتفاع

در این قسمت عملکرد موتور مجهز به پرخوران GT12 در حالت تمام بار در ارتفاع 24000 ft از سطح دریا مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. برای تجهیز موتور به پرخوران سازوکارهای کنترلی لازم است که در ادامه به آن‌ها اشاره می‌شود.

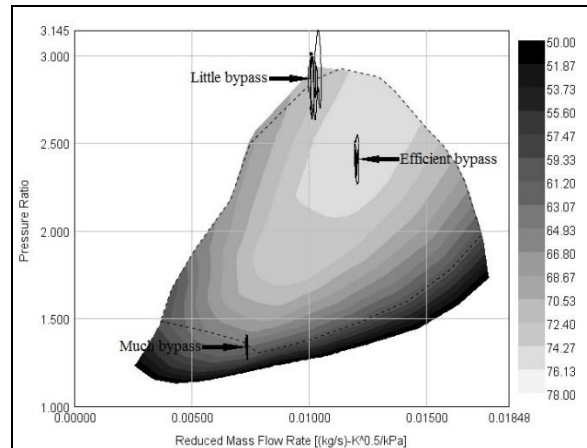
دبی جرمی عبوری از کمپرسور به دلیل عملکرد چرخه‌ای موتور دچار نوسانات پیوسته می‌باشد. این امر می‌تواند منحنی عملکرد چرخه‌ای کمپرسور را دچار آسیب کند. لازم به ذکر است، شکل‌هایی که پیش‌تر به‌منظور سنجش کیفیت تطابق ارائه شدند، مربوط به میانگین چرخه‌ای کمپرسور می‌باشند. برای کاهش تأثیر این عامل در تحقیق حاضر از یک محفظه بزرگ به‌منظور فرونشاندن نوسانات جریان در خروجی کمپرسور استفاده شده است. اثر وجود این محفظه در شکل ۱۵ نشان داده شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که حجم محفظه انبساط مقداری بهینه برای بیشینه توان خروجی موتور دارد.



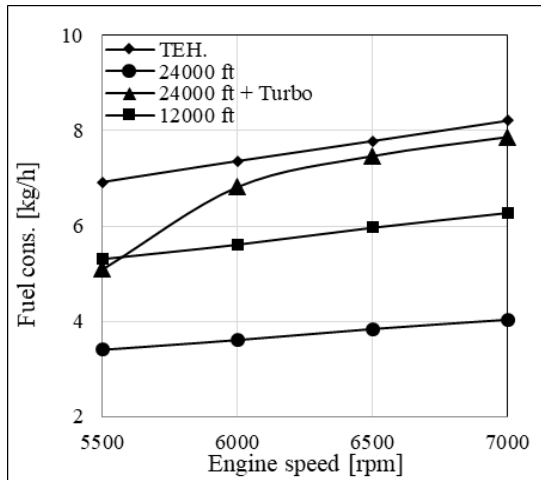
شکل (۱۵): تأثیر محفظه انبساط بر منحنی عملکرد چرخه‌ای کمپرسور در دور موتور 7000 rpm



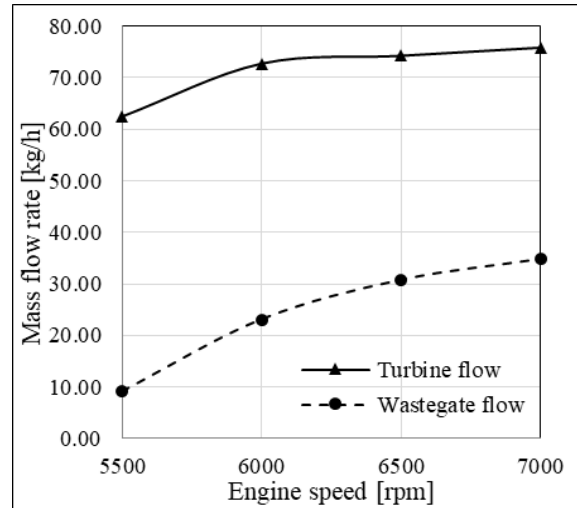
شکل (۱۹): مقایسه توان ترمزی موتور پرخورانی شده در ارتفاع ۲۴۰۰۰ ft با موتور تنفس طبیعی در ارتفاع‌های گوناگون برحسب دور موتور



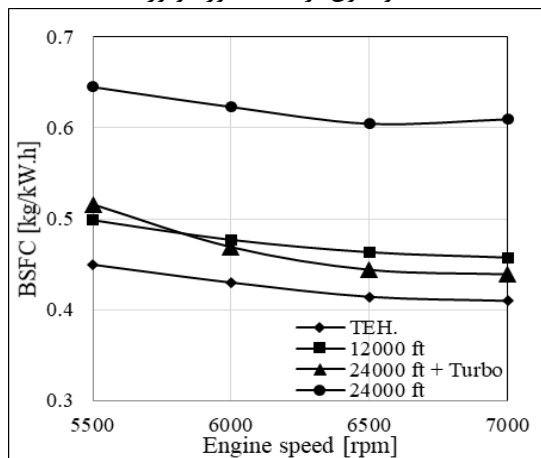
شکل (۱۶): اثر دریچه فرار بر عملکرد چرخه‌های کمپرسور در دور موتور ۷۰۰۰ rpm برای سه میزان گشودگی



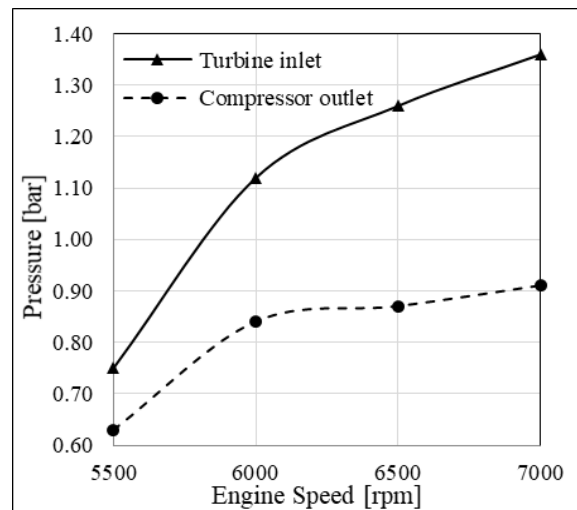
شکل (۲۰): مقایسه مصرف سوخت موتور پرخورانی شده در ارتفاع ۲۴۰۰۰ ft با موتور تنفس طبیعی در ارتفاع‌های گوناگون برحسب دور موتور



شکل (۱۷): دبی جرمی عبوری از توربین و دریچه فرار برحسب دور موتور



شکل (۲۱): مقایسه مصرف مخصوص ترمزی سوخت موتور پرخورانی شده در ارتفاع ۲۴۰۰۰ ft با موتور تنفس طبیعی در ارتفاع‌های گوناگون برحسب دور موتور



شکل (۱۸): فشار پیش از توربین و پس از کمپرسور برحسب دور موتور

مطالعه قرار گرفت. در دور کاری موتور، ۶۵۰۰ rpm، و در حالت بار کامل پرخورانی سبب افزایش ۴۱ درصدی توان در ارتفاع هدف نسبت به موتور تنفس طبیعی در ارتفاع ۱۲۰۰۰ ft می‌شود. همچنین پرخورانی مصرف مخصوص سوخت را در ارتفاع هدف نسبت به موتور تنفس طبیعی در ارتفاع ۱۲۰۰۰ ft به میزان ۵ درصد بهبود می‌بخشد.

۷- مراجع

1. Heywood, J.B. "Internal Combustion Engine Fundamentals", McGraw-Hill, New York, 1988.
2. Wankel, F. "Rotary Piston Machines", Iliffe, London, 1965.
3. Ramos, J.I. "Comparisons Between Thermodynamic and One-Dimensional Combustion Models of Spark-Ignition Engines", Appl. Math. Modeling, Vol. 10, pp. 409-422, 1986.
4. Mozafari, A. "Prediction and Measurements of Spark Ignition Engine Characteristics Using Ammonia and Other Fuels", Ph.D. Thesis, University of London, London, 1988.
5. Verhelst, S. and Sheppard, C.G.W. "Multi-Zone Thermodynamic Modeling of Spark-Ignition Engine Combustion - An Overview", Energy Conversion and Management, Vol. 50, pp. 1326-1335, 2009.
6. Danieli, G.A. "A Performance Model of a Wankel Engine, Including the Effects of Burning Rates, Heat Transfer, Leakage and Quenching Compared with Measured Pressure Time Histories", Ph.D. Thesis, Massachusetts Institute of Technology, Massachusetts, 1976.
7. Blizard, N.C. and Keck, J.C. "Experimental and Theoretical Investigation of Turbulent Burning Model for Internal Combustion Engines", SAE Paper, No. 740191, 1974.
8. Danieli, G.A. Ferguson, C.R., Heywood, J.B. and Keck, J.C. "Predicting the Emissions and Performance Characteristics of a Wankel Engine", SAE Technical Paper, No. 740186, 1974.
9. Jaber, N., Mukai, M., Kagawa, R., Nakakura, H., Moriue, Q., Murase, E., Iwashita, Y., Ishibashi, M., Miura, Y., Yamamoto, M., and Fontanesi, S. "Amelioration of Combustion of Hydrogen Rotary Engine", International Journal of Automotive Engineering, Vol. 3, No. 3, pp.81-88, 2012.
10. Poojitganont, T., Izweik, H.T. and Berg, H.P. "The Simulation of Flow Field Inside the Wankel Combustion Chamber", 20th Conference of

همان‌طور که از شکل‌های فوق مشخص است پرخوران انتخاب شده می‌تواند شرایط عملکرد موتور را نسبت به حالت تنفس طبیعی در ارتفاع هدف کاملاً بهبود دهد. میزان افزایش توان توسط پرخوران همواره کمتر از تنفس طبیعی در شرایط ارتفاع تهران می‌باشد اما در دوره‌های نزدیک دورکاری از توان موتور تنفس طبیعی در ارتفاع ۱۲۰۰۰ ft بیشتر می‌باشد.

۶- نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر ابتدا کدی به‌منظور شبیه‌سازی هندسی موتور وانکل توسعه یافته و پس از اطمینان از عملکرد صحیح آن مشخصات موتور رفت و برگشتی معادل استخراج شده است. سپس مشخصات مستخرج به نرم‌افزار جی‌تی‌پاور داده شده و مدل رفت و برگشتی موتور توسعه یافته است. در مرحله بعد مدل ایجاد شده توسط نتایج تجربی به‌دست آمده از نتایج توان آزما صحت‌گذاری شده است. آزمون‌های مذکور در شرایط محیطی تهران و در وضعیت‌های گوناگون بار و دور موتور انجام گرفته است و بانک داده جامعی از مشخصات عملکردی موتور تهیه شده است. سپس از مدل معتبر جهت شبیه‌سازی شرایط ارتفاع استفاده شده و میزان افت عملکرد به‌دست آمده است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که در ارتفاع هدف که ۲۴۰۰۰ ft می‌باشد توان موتور نسبت به سطح دریا ۷۳ درصد کاهش می‌یابد. پرنده موجود قابلیت پرواز در ارتفاع ۱۲۰۰۰ ft را دارد که توان تولیدی موتور در این ارتفاع ۵۷ درصد توان تولیدی در سطح دریا می‌باشد. بنابراین هدف‌گذاری انتخاب پرخوران، ایجاد شرایط ۱۲۰۰۰ ft در ۲۴۰۰۰ ft قرار گرفت. در مرحله بعد توسط نظریه‌های انطباق، پرخوران مناسب، مدل GT12 ساخت شرکت گرت انتخاب شد. در مرحله بعد سازوکارهای کنترلی مناسب جهت تضمین عملکرد صحیح چرخه‌ای موتور مورد مطالعه و شبیه‌سازی قرار گرفت. این سازوکارها شامل استفاده از محفظه انبساط با حجم مناسب و دریچه فرار پیش از توربین می‌باشند. توسط شبیه‌سازی صورت گرفته میزان نرخ جرمی جریان لازم جهت کنارگذر استخراج شد که در دوره‌های مختلف متفاوت است و حدود یک سوم دبی خروجی موتور می‌باشد. از این رهگذر فشار مناسب پیش از توربین و پس از کمپرسور در دوره‌های مختلف به‌دست آمد. در ادامه تأثیر پرخورانی بر پارامترهای عملکردی موتور مورد

19. Nguyen, H.L. "Performance and Combustion Characteristics of Direct-Injection Stratified-Charge Rotary Engines", NASA Technical Memorandum, No. 100134, 1987.
20. Valavan, H.T., Challa, S., Panchal, G.S., and Radhakrishna, D. "Turbocharging of Spark Ignited Wankel Engine for High Altitude Application Using 1-D Simulation Approach", International Journal of I.C. Engines and Gas Turbines, Vol, 1, No. 1, pp. 1-12, 2015.
21. Thomasson, A., Eriksson, L., Leufvén, O., and Andersson, P. "Wastegate Actuator Modeling and Model-Based Boost Pressure Control", IFAC Workshop on Engine and Powertrain Control, Simulation and Modeling, Paris, Nov. 30 - Dec. 2, 2009.
22. Dimitrios, V. and George, P. "Industrial Compressor Anti-Surge Computer Control", International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering Vol. 1, No. 10, pp. 591-594, 2007.
23. Wendeker, M., Grabowski, L., Pietrykowski, K., and Magryta, P. "Phenomenological Model of a Wankel Engine. Silniki Spalinowe", Vol. 50, No. 3, 1995. (in Polish).
24. Berberan-Santos, M.N., Bodunov, E.N., and Pogliani, L. "On the Barometric Formula", American Journal of Physics, Vol. 65, pp. 404-412, 1997.
25. Wesrin, F. "Accuracy of Turbocharged SI-Engine Simulation", M.Sc. Thesis, Department of Machine Design, Royal institute of technology, S-100 44 Stockholm, Sweden, 2002.
26. "Garrett: Turbocharger Guide", Vol. 5, Honeywell Turbo Technologies, Torrance, Mechanical Engineering Network of Thailand, Vol. 18, 2006.
11. Spreitzer, J., Zahradnik, F., and Geringer, B. "Implementation of a Rotary Engine (Wankel Engine) in a CFD Simulation Tool with Special Emphasis on Combustion and Flow Phenomena", SAE Technical Paper, No. 2015-01-0382, 2015.
12. Zambalov, S.D., Yakovlev, I.A., and Skripnyak, V.A. "Numerical Simulation of Hydrogen Combustion Process in Rotary Engine with Laser Ignition System", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 42, No. 27, pp. 17251-17259, 2017.
13. Chen, W., Pan, J., Liu, Y., Fan, B., Liu, H., and Otchere, P. "Numerical Investigation of Direct Injection Stratified Charge Combustion in a Natural Gas-Diesel Rotary Engine", Applied Energy, Vol. 233, pp. 453-467, 2019.
14. Tartakovsky, L., Baibikov, V., Gutman, M., Veinblat, M., and Reif, J. "Simulation of Wankel Engine Performance Using Commercial Software for Piston Engines", SAE Technical Paper, No. 20129098, 2012.
15. Drbal, M. "A Method of Rotary Engine Performance Prediction", Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport 108, 2020.
16. Watson, N. and Jonata, M.Sc. "Turbocharging the Internal Combustion Engine", MacMillan Press LTD, New York, 1982.
17. Garrett, T.K., Newton, K. and Steeds, W. "The Motor Vehicle", 13th ed., Butterworth-Heinemann, Oxford, 2001.
18. Korakianitis, T. and Sadoi, T. "Turbocharger-Design Effects on Gasoline-Engine Performance", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 127, pp. 525-530, 2005.

