

Experimental Investigation of the Performance of a Turbocharged Wankel Engine at High Altitude Along with the Development of a Performance Prediction Model

Mehrdad Bazaz zadeh^{*}, Saeid Kheradmand, Saber Mirzali

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran.

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Article History

Received: April 09, 2025

Revised: June 26, 2025

Accepted: July 15, 2025

ePublished: August 23, 2025

ABSTRACT

In this study, the performance of a turbocharged Mazda 13B Wankel engine under high-altitude flight conditions was investigated through numerical and experimental approaches. Due to the lack of dedicated software for precise analysis of Wankel engines, a geometric and functional equivalence method was first developed to convert the Wankel engine into an equivalent piston engine model, enabling the use of conventional simulation tools. The equivalent model was simulated in the software based on the conditions of the main engine test setup, achieving an average power discrepancy of less than 5% between simulation and experimental results. After validating the baseline model using laboratory data, the effect of flight altitude on engine power output was evaluated for both naturally aspirated and turbocharged configurations, particularly in scenarios where experimental test results were unavailable. The modeling results indicate that, without a turbocharger, the engine power at 18,000 ft drops to approximately half its sea-level value, whereas with a turbocharger, the engine power remains nearly constant up to 30,000 ft, mitigating the power loss due to reduced air density. It can be clearly stated that in this research, the numerical model of the Wankel engine has been developed based on existing piston engine models and validated against experimental data.

Keywords: Improving Ceiling Flight Altitude, Turbocharger, Mazda 13B Wankel Engine, One-Dimensional Simulation, Experimental Altitude Testing

How to cite this article

Bazaz zadeh M, Kheradmand S, Mirzali S, Experimental Investigation of the Performance of a Turbocharged Wankel Engine at High Altitude Along with the Development of a Performance Prediction Model. Modares Mechanical Engineering; 2025;25(06):387-402.

*Corresponding author's email: bazazzadeh@mut-es.ac.ir

*Corresponding ORCID ID: 0000-0002-6797-2619



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



شاپا: ۶۹۰۹-۲۴۷۷؛ مهندسی مکانیک مدرس، ۴۰۲-۳۸۷-۲۵(۰۶): ۱۴۰۴

مهندسی مکانیک مدرس

DOI: 10.48311/MME.25.6.387

صفحه اصلی مجله: mme.modares.ac.ir



بررسی تجربی عملکرد یک موتور و نکل دارای توربوشارژر در ارتفاع بالا به همراه توسعه مدل پیشبینی عملکرد

مهرداد بزاززاده* , سعید خردمند، صابر میرزالی

مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

چکیده

اطلاعات مقاله

نوع مقاله

مقاله پژوهشی

تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۴/۰۱/۲۰

بازنگری: ۱۴۰۴/۰۴/۰۵

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۴/۲۴

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۶/۰۱

در این پژوهش، عملکرد موتور و نکل مزدا 13B مجهز به توربوشارژر در شرایط پروازی ارتفاع بالا مورد بررسی عددی و تجربی قرار گرفته است. با توجه به نبود نرم افزارهای اختصاصی برای تحلیل دقیق موتورهای و نکل، ابتدا یک روش معادل سازی هندسی و عملکردی برای تبدیل موتور و نکل به یک مدل پیستونی معادل توسعه داده شد تا امکان استفاده از ابزارهای شبیه سازی مرسوم فراهم شود. مدل معادل موتور در نرم افزار با توجه به شرایط بستر آزمون موتور اصلی شبیه سازی می گردد که میانگین اختلاف توان بین شبیه سازی و نتایج تجربی کمتر از ۵ درصد بوده است. پس از اعتبارسنجی مدل پایه به کمک داده های آزمایشگاهی، اثر ارتفاع پروازی بر توان خروجی موتور، در دو حالت تنفس طبیعی و توربوشارژر، در شرایطی که خروجی های مدل در زمینه هایی که نتایج آزمون برای آن وجود ندارد صورت گرفته است. نتایج مدل سازی موتور در ارتفاع نشان می دهد که توان موتور در حالت بدون توربوشارژر، در ارتفاع ۱۸۰۰۰ پا به حدود نصف مقدار اولیه در سطح دریا کاهش می یابد، در حالی که با به کارگیری توربوشارژر، توان خروجی موتور تا ارتفاع ۳۰۰۰۰ پا تقریباً ثابت باقی مانده و از افت ناشی از کاهش چگالی هوا جلوگیری می شود. به طور کاملاً واضحی می توان اشاره داشت که در این پژوهش، مدل عددی موتور و نکل با استفاده از مدل های موجود برای موتور پیستونی توسعه یافته و با داده های آزمایشگاهی اعتبارسنجی شده است.

کلیدواژه ها: افزایش سقف پروازی، توربوشارژر، موتور و نکل 13B مزدا، شبیه سازی یک بعدی، آزمایش تجربی ارتفاع

نحوه ارجاع به این مقاله

بزاززاده مهرداد، خردمند سعید، میرزالی صابر، بررسی تجربی عملکرد یک موتور و نکل دارای توربوشارژر در ارتفاع بالا به همراه توسعه مدل پیشبینی عملکرد، مهندسی مکانیک مدرس، ۴۰۲-۳۸۷-۲۵(۰۶): ۱۴۰۴

*پست الکترونیکی نویسنده عهده دار مکاتبات: bazazzadeh@mut-es.ac.ir

*شناسه اراکید نویسنده عهده دار مکاتبات: ۶۶۱۹-۲۶۷۹۷-۰۰۰۲-۰۰۰۰



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.

۱- مقدمه

پرواز در ارتفاع بالا همواره به عنوان یکی از شاخصه‌های برتری هوایی به شمار می‌رود و در این بین، فناوری سامانه پیشرانه به عنوان قلب هر سامانه هوایی، از اهمیت بسزایی برخوردار است؛ اما مسئله افت توان در ارتفاع بالا، اصلی‌ترین چالش تمام موتورهای هوایی است. در گزارش‌های منتشرشده از منابع علمی مختلف در این زمینه، با توجه به فراگیربودن موتورهای پیستونی اشتعال جرقه‌ای نسبت به سایر خانواده موتورهای احتراق داخلی، عمدتاً از این نوع موتور جهت بررسی طرح‌های ارتفاع بالا استفاده شده است [۱]. این موضوع سبب شده تا توجه کمتری به سایر طرح‌های پیشران‌ش ارتفاع بالا، مانند موتورهای ونکل، معطوف شود.

پژوهش‌های متعددی در زمینه بهبود عملکرد موتورهای ونکل انجام شده است. کلوپ و ابرل [۲] نشان دادند که کاهش نشتی در موتور ونکل می‌تواند راندمان حجمی را حدود ۱۰ درصد بهبود دهد. دانیلی و هی‌وود [۳] با آزمایش و تحلیل نظری عملکرد موتور بیان کردند که مدل‌سازی یک‌بعدی می‌تواند قدرت موتور را با خطای کمتر از ۵ درصد پیش‌بینی کند. سو و همکاران [۴] با افزودن هیدروژن به سوخت، عملکرد موتور ونکل را در شرایط مختلف بررسی کردند و مشاهده نمودند که فشار متوسط مؤثر به‌طور میانگین ۷ درصد و توان موتور حدود ۵ درصد افزایش می‌یابد. یاماموتو و کورودا [۵] در بررسی چالش‌های فناوری موتور ونکل به ضرورت طراحی دقیق پروفیل محفظه احتراق و پوشش روتور برای بهبود پایداری حرارتی اشاره کردند. همچنین، کوتلار و همکاران [۶] مکانیزمی به نام «سیکل پرشی» برای موتور ونکل طراحی کردند که کارایی ترمودینامیکی را بهبود داده و احتراق را بهتر کنترل می‌کند. یکی از مزیت‌های موتورهای ونکل نسبت به سایر موتورهای رفت و برگشتی، پایین‌بودن تعداد قطعات متحرک در پیکربندی آن است. این موضوع باعث کاهش سطح ارتعاشات در این موتورها می‌شود. به همین دلیل موتورهای ونکل از نظر وزن و ابعاد در شرایط مطلوب‌تری نسبت به موتورهای پیستونی قرار دارند [۷]. به دلیل داشتن نسبت توان به وزن بالا و همچنین عملکرد روان، استفاده از این موتور برای پرنده‌های بدون سرنشین پیشنهاد شده است [۸]. از مزیت‌های متمایز موتورهای ونکل می‌توان به تغییرات کم گشتاور نسبت به دور موتور، وجود ناحیه گسترده‌ای از عدم کوبش (به دلیل جداسازی محفظه احتراق از تراکم) و راندمان حجمی بالاتر به دلیل زمان بیشتر برای مکش و تخلیه اشاره کرد [۹].

یکی از چالش‌های اصلی در تحقیقات عددی موتورهای ونکل، امکان شبیه‌سازی این موتورها در نرم‌افزارهای تجاری رایج است. براکو و سیرینگانو [۱۰]، یک مدل احتراقی برای شبیه‌سازی یک‌بعدی موتور ونکل توسعه دادند. این مدل یک حل ناپایا را بر روی معادلات جریان آشفته، انتقال حرارت و جرم در محفظه انجام

داده و نتایج آن با داده‌های تجربی مقایسه شده است که نشان‌دهنده تطابق فشار بیشینه با خطای کمتر از ۱۰ درصد بود. نورمن [۱۱] نیز به توسعه کدی جهت مدل‌سازی موتور ونکل با سوخت کروسین پرداخت که از ویژگی‌های مهم آن، لحاظ کردن حجم و مساحت نشت برای هر نشت‌بند بود. گراسو و همکاران [۱۲] با استفاده از نسخه بهبودیافته کد کیوا (KIVA)، مدل سه‌بعدی جریان و احتراق موتور ونکل را ایجاد کرده و دقت مناسبی برای تحلیل تزریق و احتراق گزارش دادند. ژنگائو و همکاران [۱۳] نیز با توسعه مدل حل عددی سه‌بعدی برای موتور ونکل، عملکرد این موتور را در شرایط استفاده از سوخت هیدروژن تحلیل کرده و نشان دادند که طراحی دقیق احتراق چند دهانه می‌تواند عملکرد موتور را بهبود بخشد.

از سوی دیگر، برخی محققان جهت تسهیل مدل‌سازی، موتور ونکل را به موتور رفت‌وبرگشتی معادل تبدیل کرده‌اند. دربال [۱۴] ایده کلی پیش‌بینی عملکرد موتور ونکل با استفاده از مدل معادل را مطرح کرد. تارتاکوفسکی و همکاران [۱۵] با ارائه روشی برای تبدیل مشخصات موتور ونکل به موتور رفت‌وبرگشتی، امکان تحلیل عملکرد در نرم‌افزارهای تجاری را فراهم کردند. پدان و همکاران [۱۶] نیز با مدل‌سازی یک‌بعدی یک موتور ونکل پهنپادی و بررسی اثر نشت، دقت مدل را ارزیابی کردند. وندکر و همکاران [۱۷] عملکرد موتور XR50 را با روش معادل‌سازی بررسی کردند و نشان دادند که مدل عددی در دوره‌های میانی تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارد. همچنان که مطرح شد، موتورهای هوایی با افزایش ارتفاع به دلیل کاهش فشار و چگالی هوا دچار افت توان قابل توجهی می‌شوند و موتور ونکل نیز از این قاعده مستثنا نیست. کوچوک و همکاران [۱۸] عملکرد موتور ونکل تنفس طبیعی در ارتفاع‌های ۶۰۰۰ تا ۱۵۰۰۰ پا را به روش عددی بررسی کرده‌اند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که فشار متوسط مؤثر در این بازه بین ۳۹ تا ۶۹ درصد و توان خروجی بین ۳۶ تا ۶۵ درصد کاهش می‌یابد. در مطالعه‌ای دیگر از همین نویسنده [۱۹]، استفاده از هیدروژن به‌عنوان سوخت کمکی، افزایش ۸ تا ۱۰ درصدی در فشار متوسط مؤثر و کاهش آلاینده‌ها را در پی داشته است. همچنین، تحلیل ترکیبی عددی-تجربی در مطالعات دیگر نشان داد که افزودن هیدروژن به‌عنوان سوخت مکمل، فشار بیشینه، سرعت شعله و دمای احتراق را در موتور ونکل افزایش می‌دهد [۲۰].

برای مقابله با افت توان در ارتفاع، روش‌هایی مانند تزریق اکسیژن یا نیتروس‌اکساید پیشنهاد شده‌اند، اما به دلیل افزایش دمای محفظه و نیاز به خنک‌کاری پیشرفته، برای موتورهای سبک مناسب نیستند [۲۱]. یکی از روش‌های عملی‌تر، استفاده از توربوشارژر است که با افزایش فشار ورودی، توان موتور را در ارتفاع حفظ می‌کند. روئینی و همکاران [۲۲] با توسعه یک کد به زبان ++C، به طراحی سامانه ارتقاء موتورهای هوایی تا ارتفاع ۳۰ کیلومتر پرداختند. در کنار این مسئله، انتخاب نوع سوخت نیز بر عملکرد

دوم، اعتبارسنجی این مدل با داده‌های آزمایشگاهی در شرایط ارتفاع بالا (که به دلیل پیچیدگی‌های محیطی کمتر مورد توجه بوده است).

سوم، استفاده از توربوشارژر برای حفظ توان موتور و نکل در شرایط افت چگالی و فشار.

پژوهش حاضر با هدف رفع این خلأها، برای نخستین بار ترکیب مدل‌سازی عددی و تحلیل تجربی را در شرایط پروازی ارتفاع بالا بر روی یک موتور واقعی و نکل مزدا ۱۳B ارائه می‌دهد.

در این پژوهش، موتور و نکل ۱۳B از شرکت مزدا با دو روتور به عنوان مدل انتخاب شده است که مشخصات این موتور در جدول ۱ ارائه شده است. ابتدا این موتور با استفاده از روش معادل‌سازی، به مدل پیستونی متناظر تبدیل و در نرم‌افزار GT-Power شبیه‌سازی شد. سپس نتایج حاصل از این مدل با داده‌های آزمایشگاهی در شرایط سطح دریا تا ارتفاع ۱۶۰۰۰ پا مقایسه شده و اعتبارسنجی گردید. در ادامه، با افزودن یک مرحله توربوشارژر، عملکرد موتور و نکل در شرایط ارتفاع بالا در شبیه‌ساز مدل‌سازی شد و با داده‌های آزمایش میدانی مقایسه گردید. در نهایت، نتایج عملکردی موتور در دورها و تراتل‌های مختلف استخراج شده و تطابق آن با نتایج تجربی بررسی گردیده است.

جدول ۱ مشخصات موتور و نکل 13B [۳۱]

Table 1 Specifications of the 13B Wankel engine [31]

Row	Parameter (units)	Characteristic values
1	Max power(hp)	200
2	Max RPM @ Max Power	6350
3	Max torque(N.M)	212
4	Max RPM @ Max torque	3750
5	Displacement (cc)	654×2
6	rotor Width (mm)	80
7	rotor Radius (mm)	105
8	Eccentricity (mm)	15
9	Compression ratio	9.76

۲- مدل‌سازی یک‌بعدی موتور

امروزه نرم‌افزارهای تجاری متعددی برای شبیه‌سازی عملکرد موتورهای رفت و برگشتی وجود دارد. از سوی دیگر نرم‌افزار تجاری که به طور ویژه برای شبیه‌سازی عملکرد موتور و نکل توسعه داده شده باشد، وجود ندارد. علت این امر را می‌توان در عدم وجود یک پایگاه داده شامل نتایج آزمایش‌های تجربی روی موتورهای مختلف و نکل و نیاز فعلی بازار جستجو کرد.

۲-۱- سیکل کاری موتور

چرخه کاری موتور و نکل در مقایسه با موتور پیستونی چهارزمانه ۱.۵ برابر طولانی‌تر است (بر حسب زاویه چرخش شفت). بنابراین چرخه کاری کامل یک موتور و نکل در هر محفظه کاری به ازای هر بار چرخش روتور، یا به ازای هر سه بار چرخش شفت و در ۱۰۸۰

تأثیر زیادی دارد. در این زمینه، مینگ و همکاران [۲۳] و اوچره و همکاران [۲۴] اثرات مخلوط‌های سوختی مختلف را بر موتور و نکل بررسی کرده‌اند. در همین زمینه، شی و همکاران [۲۵] طراحی سامانه توربوشارژر دو مرحله‌ای برای موتور دیزل را با هدف سازگاری در ارتفاع بالا انجام دادند و تأثیر فشار پشت توربین را بر توان خروجی موتور تحلیل کردند.

اگرچه تست‌های زمینی متعددی روی موتور و نکل انجام شده است [۲۶، ۲۷]، اما مطالعات هم‌زمان عددی-تجربی در شرایط ارتفاع بالا هنوز به طور کامل توسعه نیافته‌اند. یکی از محدودیت‌های اصلی در ارتفاع، کاهش چگالی هوا و فشار بارومتريک است که مستقیماً روی میزان مکش هوا، احتراق و عملکرد کلی موتور اثر می‌گذارد. در این زمینه، یهودا و تارتاکوفسکی [۲۸] به طور خاص محدودیت‌های عملکرد دو مرحله توربوشارژر را در موتور رفت و برگشتی ۴زمانه روتکس برای جبران افت فشار بررسی کردند. آن‌ها نشان دادند که گرچه استفاده از توربوشارژر دو مرحله‌ای می‌تواند در ارتفاعات متوسط عملکرد موتور را بهبود دهد، اما در ارتفاعات بالاتر با مشکل تأخیر و افزایش دمای گازهای خروجی مواجه می‌شود که نیازمند بهینه‌سازی طراحی سامانه ورودی و کنترل دقیق‌تر است. از سوی دیگر، منصوری و همکاران [۲۹] عملکرد موتور رفت و برگشتی هواپایه را تا ارتفاع ۱۰ کیلومتری به صورت عددی و تجربی مورد ارزیابی قرار دادند. آن‌ها با ترکیب تست‌های آزمایشگاهی بر روی استند تست موتور و مدل‌سازی عددی، اثرات دمای پایین، فشار جزئی اکسیژن و رفتار توربوشارژر را بر توان خروجی و مصرف سوخت ویژه بررسی کردند. نتایج آن‌ها به خوبی تأیید می‌کند که برای حفظ پایداری احتراق و راندمان حجمی در ارتفاع بالا، نه تنها سامانه توربوشارژر بلکه استراتژی زمان‌بندی جرقه و نسبت سوخت به هوا نیز باید مجدداً کالیبره شود.

همچنین، خدایرست و همکاران [۳۰] با هدف توسعه یک سامانه مجهز به توربوشارژر، عملکرد موتور TU5 را در دو مرحله ارتقایافته (با توربوشارژر، خنک‌کن بین‌مرحله‌ای و الگوریتم کنترلی) تحت شرایط شبیه‌سازی شده ارتفاع بالا مورد بررسی قرار دادند. یافته‌های آن‌ها نشان داد که کنترل دقیق پارامترهای مؤثر (مانند MAP، AFR و دمای هوا) در کنار مدل‌سازی پیشرفته، می‌تواند کاهش توان در ارتفاع را به حداقل برساند این نتایج، درستی مسیر انتخابی این پژوهش را در تلفیق مدل‌سازی و تست تجربی روی موتور و نکل در ارتفاع‌های پروازی نشان می‌دهد.

با مرور ادبیات، می‌توان دریافت که اگرچه مطالعاتی در حوزه عملکرد موتورهای و نکل و حتی برخی شبیه‌سازی‌های عددی انجام شده، اما تاکنون هیچ پژوهشی به طور توأمان به سه موضوع کلیدی زیر نپرداخته است:

اول، مدل‌سازی معتبر موتور و نکل در قالب معادل‌سازی پیستونی با نرم‌افزارهای تجاری مانند GT-Power.

بر حسب زاویه شفت در موتور شبیه‌سازی شده باید به موتور ونکل نزدیک باشد. در این پژوهش، کدی برای شبیه‌سازی رفتار هندسی موتور ونکل تهیه شده است که شامل معادلات هندسی لازم بوده و مطابق با [۳۳، ۳۴] استخراج شده است. در رابطه (۱)، اختلاف زاویه بین چرخش روتور و شفت ارائه شده است. سطح خارجی محفظه موتور ونکل ظاهر پری‌تروکوئید دارد که منحنی آن طبق رابطه (۲) و (۳) بر حسب زاویه روتور رسم می‌شود.

$$\alpha = 3\theta \quad (1)$$

$$x_h = e \cos(3\alpha) + R \cos \alpha \quad (2)$$

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

روتور موتور ونکل به شکل تروکوئید (شبه مثلثی) است و زاویه چرخش آن بر اساس زاویه رأس روتور نسبت به مرکز آن محاسبه می‌شود. این زاویه در معادله (۴) ارائه شده و مختصات هندسی روتور در دستگاه مختصات استوانه‌ای طبق روابط (۵) و (۶) بیان شده‌اند:

$$v = \alpha - \theta \quad (4)$$

$$x_{pr} = R \cos(2v) - \frac{3e^2}{R} \sin(6v) \sin(2v) \quad (5)$$

$$+ 2e \sqrt{1 - \left(\frac{3e \cdot \sin(3v)}{R}\right)^2} \cos(3v) \cos(2v)$$

$$y_{pr} = R \sin(2v) + \frac{3e^2}{R} \sin(6v) \cos(2v) \quad (6)$$

$$+ 2e \sqrt{1 - \left(\frac{3e \cdot \sin(3v)}{R}\right)^2} \cos(3v) \sin(2v)$$

در روابط (۷) و (۸) شکل هندسی روتور و منحنی‌های سطوح جانبی آن نسبت به چرخش زاویه روتور تبدیل می‌شود.

$$x_r = x_{pr} \cos(\alpha) - y_{pr} \sin(\alpha) - e \cos(3\alpha) \quad (7)$$

$$y_r = x_{pr} \sin(\alpha) + y_{pr} \cos(\alpha) - e \sin(3\alpha) \quad (8)$$

در نهایت طی فرایند انتگرال‌گیری می‌توان مساحت هر بخش از محفظه احتراق موتور ونکل را طبق روابط (۹)، (۱۰) و (۱۱) بدست آورد. روابط انتگرالی در کد توسعه داده شده به صورت عددی حل شده است. پس از آن می‌توان مساحت لحظه‌ای کل محفظه احتراق موتور را طبق رابطه (۱۲) بدست آورد.

$$S_r = \int \sqrt{\left(\frac{dx_r}{d\theta}\right)^2 + \left(\frac{dy_r}{d\theta}\right)^2} d\theta \times H \quad (9)$$

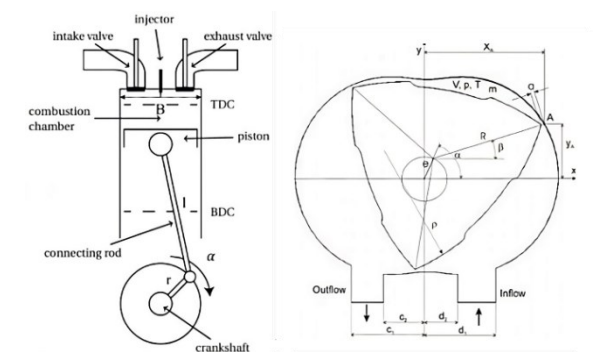
$$S_h = \int \sqrt{\left(\frac{dx_h}{d\theta}\right)^2 + \left(\frac{dy_h}{d\theta}\right)^2} d\theta \times H \quad (10)$$

$$S_{Sideplane} = 2 \times \left(\int \left(x_h \frac{dy_h}{d\theta} - y_h \frac{dx_h}{d\theta} \right) d\theta - \int \left(x_r \frac{dy_r}{d\alpha} - y_r \frac{dx_r}{d\alpha} \right) d\theta \right) \quad (11)$$

درجه (یا ۳۶۰ درجه چرخش روتور)، رخ می‌دهد و این درحالی است که در موتور پیستونی چهار زمانه این چرخه به ازای هر ۷۲۰ درجه چرخش میل‌لنگ اتفاق می‌افتد؛ این امر باعث افزایش راندمان حجمی موتور ونکل شده است زیرا هر یک از مراحل ۴ گانه در سیکل اتو به صورت مساوی در ۲۷۰ درجه میل‌لنگ صورت می‌گیرد که در مقایسه با ۱۸۰ درجه میل‌لنگ برای موتورهای رفت و برگشتی، امکان تنفس بهتر را برای موتورهای ونکل به ارمغان می‌آورد [۳۱].

۲-۲- معادل‌سازی هندسه

شناسایی هندسه محفظه احتراق در موتور ونکل در مقایسه با هندسه محفظه احتراق در موتورهای رفت و برگشتی و همچنین تغییرات حجم محفظه در طی سیکل کاری موتور یکی از نکات مهم در فرایند معادل‌سازی هندسی و عملکردی برای شبیه‌سازی موتور پیستونی معادل موتور ونکل خواهد بود. این کار با بیان معادلات حاکم بر هر کدام از موتورها و ایجاد تشابه بین مولفه‌های ابعادی دو موتور قابل اجرا خواهد بود. پیش از ارائه روابط حاکم بر مشخصات هندسی، در شکل ۱ انواع مشخصات هندسی در دو موتور بیان شده است.



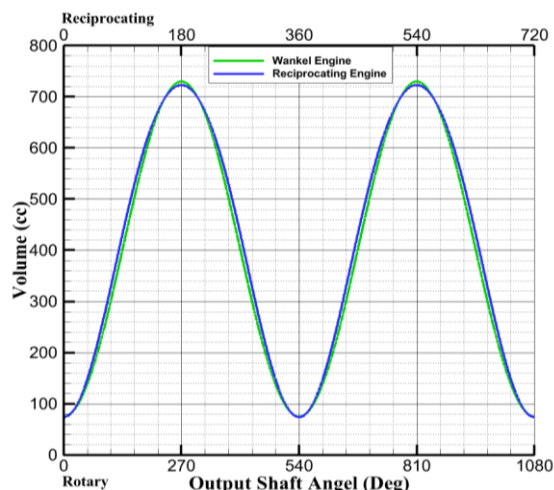
شکل ۱ پارامترهای هندسی موتور ونکل در مقایسه با موتور رفت و برگشتی [۳۲]

Figure 1 Geometric parameters of the Wankel engine compared to the reciprocating engine [32]

شروط مهم برای رعایت تشابه هندسی میان موتور ونکل و موتور رفت و برگشتی معادل با آن شامل موارد زیر است:

- برابری حجم جابجایی (V_d)
- برابری نسبت تراکم (ϵ)
- مشابهت رفتار دو موتور از منظر تغییر حجم محفظه احتراق نسبت به زاویه چرخش شفت ($V(\alpha)$)
- مشابهت رفتار دو موتور از منظر تغییر نسبت سطح به حجم محفظه احتراق به زاویه چرخش شفت $S(\alpha)/V(\alpha)$

البته مدل‌سازی مناسب سوپاپ‌ها جهت معادل‌سازی حرکت روتور داخل هوزینگ و شبیه‌سازی تنفس موتور و همچنین تخلیه گاز از موتور نیز از پارامترهای کلیدی محسوب می‌شود. حجم جابجایی، نسبت تراکم، تغییرات حجم محفظه کاری و نسبت سطح به حجم



شکل ۲ تغییرات حجم بر حسب زاویه لنگ برای موتور ونگل 13B و موتور پیستونی معادل با آن

Figure 2 Volume variations versus crank angle for the 13B Wankel engine and its equivalent piston engine.

در جدول ۲ مشخصات هندسی موتور پیستونی معادل ارائه شده است.

جدول ۲ مشخصات هندسی موتور پیستونی معادل

Table 2 Geometric specifications of the equivalent piston engine.

Row	Parameter (units)	Characteristic values
1	Cylinder diameter(mm)	137
2	Cylinder stroke(mm)	44
3	Connecting rod length (mm)	105
4	Compression ratio	9.765

۲-۳- شبیه سازی موتور معادل

• کلیات مدل

برای شبیه سازی عملکرد موتور ونگل در نرم افزار GT-Power، لازم است ابتدا یک موتور رفت و برگشتی معادل طراحی شود. ساختار عملکردی موتور ونگل به گونه ای است که در هر روتور، سه محفظه کاری مستقل به صورت متوالی فرایندهای مکش، تراکم، احتراق و تخلیه را طی می کنند. بنابراین، در هر لحظه، سه سیکل ترمودینامیکی هم زمان در حال اجرا هستند. موتور ونگل 13B دارای دو روتور است و در نتیجه، در مجموع شش محفظه کاری فعال دارد. به منظور تطبیق تعداد فرایندهای هم زمان، موتور پیستونی معادل به صورت یک موتور چهار زمانه با شش سیلندر در نظر گرفته شده است. در این معادل سازی، هر سه سیلندر رفت و برگشتی نماینده یک روتور ونگل هستند. این تطبیق بر مبنای مشابه سازی نرخ وقوع چرخه های کاری در هر لحظه و حفظ نسبت بین توان لحظه ای خروجی دو موتور انجام شده است. همچنین در طراحی موتور معادل، نسبت تراکم، حجم جابه جایی و شکل تابع تغییر حجم نسبت به زاویه میل لنگ با دقت تنظیم شده اند تا رفتار حرارتی و دینامیکی موتور معادل، بیشترین همخوانی را با موتور ونگل داشته باشد.

• انتقال حرارت و مدل احتراقی

$$S(\alpha) = S_{\text{Sideplane}} + S_h + S_r \quad (12)$$

حجم محفظه موتور با استفاده از مساحت جانبی و قطر روتور طبق رابطه (۱۳) محاسبه می شود.

$$V(\alpha) = H \times S_{\text{Sideplane}} \quad (13)$$

با تنظیم سه پارامتر هندسی اصلی موتور پیستونی (قطر پیستون، کورس و طول شاتون)، موتور معادلی نزدیک به موتور ونگل معرفی می شود.

معادلات حاکم بر پارامترهای اصلی موتور پیستونی مطابق با [۱۵] ارائه می شود. حجم جابه جایی و نسبت تراکم موتور پیستونی طبق رابطه (۱۴) و (۱۵) محاسبه می شود.

$$V_d = \frac{\pi B^2 r}{2} \quad (14)$$

$$\varepsilon = \frac{V_d + V_c}{V_c} \quad (15)$$

مساحت لحظه ای سطح محفظه موتور پیستونی و همچنین حجم لحظه ای محفظه بر حسب زاویه شفت طبق رابطه (۱۶) و (۱۷) قابل محاسبه است.

$$S(\alpha) = \frac{\pi B^2}{2} + \frac{4V(\alpha)}{B} + \frac{2\pi Br}{\varepsilon - 1} \quad (16)$$

$$V(\alpha) = \frac{\pi B^2 r}{4} \left[1 + \frac{1}{r} - \cos(\alpha) \right] - \sqrt{\left(\frac{1}{r} \right)^2 - \sin^2(\alpha)} + V_c \quad (17)$$

برای معادل سازی موتور ونگل با یک موتور پیستونی از شروط معادل سازی هندسی استفاده می شود. با توجه به تفاوت های اساسی در معادلات حاکم بر رفتار دینامیکی موتور ونگل و موتورهای رفت و برگشتی، معادل سازی دقیق این موضوع غیرممکن است. از این رو با به کارگیری روش آزمون و خطا در تعیین پارامترهای هندسی موتور معادل، سعی شده است اختلاف عملکرد حجمی بین دو مدل به حد مطلوبی برسد. در شکل ۲ نمودار تغییرات حجم موتور ونگل 13B با موتور رفت و برگشتی معادل ارائه شده است و مشاهده می شود که اختلاف مقادیر حجم در زوایای یکسان، مقادیر قابل قبولی داشته و حداکثر اختلاف از ۱۰ درصد تجاوز نمی کند و خطای نسبی میانگین حدود ۰/۹ درصد می باشد.

استاندارد ۱۷۰۲۵ استفاده شده است. موتور مورد نظر بر روی بستر تست، در شکل ۳ مشاهده می‌شود.



شکل ۳ موتور مورد نظر بر روی بستر تست در شرایط آزمایش
Figure 3 The engine under consideration on the test bed under laboratory conditions.

این آزمایشگاه از یک دینامومتر با توان ۳۱۰ کیلووات در دور ۱۲۰۰۰ دور بر دقیقه از نوع ادی کارنت بهره می‌برد. برخی از تجهیزات موجود در این آزمایشگاه شامل ۱۲ سنسور فشار نسبی، یک سنسور اندازه‌گیری دما و فشار مطلق جهت تصحیح ضرایب دینامومتر و ارائه مشخصات موتور در سطح دریا است. همچنین یک عدد سنسور فشار روغن ۱۰ تا ۱۰ بار، ۶ سنسور از نوع PT100، ۸ ترموکوپل از نوع K، سامانه ثبت برخط مصرف سوخت به صورت دبی حجمی و سایر تجهیزات است. این آزمایشگاه مجهز به مجموعه‌ای از زیرسامانه‌های لازم برای تأمین هوای ورودی به موتور در فشار و دمای کنترل شده و متناظر با ارتفاع پروازی مدنظر است تا از این طریق بتوان تأثیر تغییر ارتفاع و چگالی هوای محیط را بر مشخصات عملکردی موتور بدست آورد.

آزمایش‌های موتور مذکور در دو مرحله انجام شده است. در مرحله اول تمام آزمایش‌های عملکردی موتور پایه، جهت اطمینان از دقت نتایج مدل ریاضی و همچنین شبیه‌سازی عددی موتور، در این آزمایشگاه انجام شده و لذا دقت در انجام این آزمایش‌ها از اهمیت بسیار بالایی برخوردار بوده است. یکی از نکات مهم در این آزمایش‌ها، استخراج ضرایب تجربی همچون ضرایب تخلیه جهت مدل‌سازی صحیح تراشل، ویستگیت و ورود خروج هوا و دود از موتور ونکل است که به منظور بالابردن دقت شبیه‌سازی استفاده می‌شود. در مرحله دوم، آزمایش‌های موتور در شرایط پرخوران و ضمن کاربرد توربوشارژر اجرا شده است. جهت شبیه‌سازی شرایط پرواز در ارتفاع بالای موتور از سیستم ایجاد خلأ در ورودی و خروجی موتور استفاده شده است. شماتیک کلی آزمایشگاه به همراه تجهیزات اصلی در شکل ۴ نشان داده شده است.

انتقال حرارت در موتور ونکل، به دلیل امکان بروز اتلافات حرارتی و کاهش راندمان، همواره یکی از چالش‌های سازندگان و طراحان این موتورها بوده است. بخش عمده‌ی انتقال حرارت در موتور احتراق داخلی، در طی احتراق و کورس انبساط رخ می‌دهد. در پژوهش حاضر، انتقال حرارت داخل سیلندر توسط مدل وشنی، در نظر گرفته می‌شود. مدل وشنی یک مدل استاندارد تحلیل انتقال حرارت داخل سیلندر می‌باشد که در بسیاری از کتاب‌های مرجع موتورهای پیستونی به این مدل اشاره شده است. این تحلیل با معادله‌ی عمومی انتقال حرارت همرفتی به صورت اجباری که در رابطه (۱۸) ارائه شده است، آغاز می‌شود [۱۰]

$$Nu = c Re^n \quad (18)$$

پارامترهای c و n ثابت بوده و به صورت تجربی تعیین می‌شوند که به ترتیب ۰/۳۵ و ۰/۸ بر اساس مقادیر معرفی شده توسط وشنی [۳۵] انتخاب شده‌اند و همچنین در موتورهای احتراق داخلی رینولدز جریان معمولاً بین ۱۰ هزار تا ۱۰۰ هزار می‌باشد. در نرم‌افزار، از مدل وشنی بدون چرخش برای مدل‌سازی استفاده می‌شود که دو پارامتر ضریب همرفت و ضریب تابش در نظر گرفته شده و مقدار شار حرارتی عبوری از جدارها بدست می‌آید. معمولاً ضریب تابشی برای مدل‌سازی موتورهای دیزلی یک در نظر گرفته می‌شود و برای موتورهای غیردیزلی و موتور مدل، صفر قرار داده شده است [۳۶]. تابع ضریب انتقال حرارت همرفتی در محفظه احتراق بر اساس رابطه (۱۹) می‌باشد.

$$h = 0.01297B^{-0.2}p^{0.8}T^{-0.53}W^{0.8} \quad (19)$$

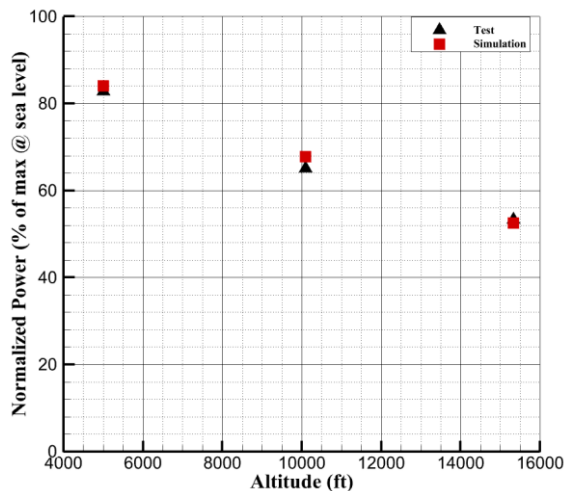
برای تعریف مدل احتراق درون سیلندر، از تابع ویب که در معادله (۲۰) ارائه شده، بهره گرفته می‌شود. این تابع به منظور محاسبه نرخ آزادسازی انرژی بر حسب زاویه میل‌لنگ مورد استفاده قرار می‌گیرد. مدل مذکور جهت توصیف فرآیند احتراق مخلوط از پیش آمیخته سوخت و هوا در چرخه موتورهای اشتعال جرقه‌ای کاربرد دارد. تابع ویب قادر است روند تغییرات انرژی آزاد شده را با دقت بالایی مدل‌سازی کرده و اثرات پارامترهای مختلف مانند نسبت تراکم، دمای اولیه مخلوط و سرعت چرخش میل‌لنگ را در فرآیند احتراق لحاظ کند. این تابع در شبیه‌ساز به صورت پیش فرض تعریف شده است و برای شبیه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است.

$$Z_b = 1 - e^{-a(\frac{\theta - \theta_0}{\Delta\theta})^{(m+1)}} \quad (20)$$

۳- زیرساخت آزمایش

جهت انجام آزمایش‌های مدنظر در این پژوهش، از یک آزمایشگاه سنجش عملکرد موتور در شرایط ارتفاع بالا با رعایت الزامات

سرعت شعله و تأخیر در احتراق می‌شود و این موضوع می‌تواند توان مؤثر تولیدی را نیز کاهش دهد.



شکل ۷ مقایسه تغییرات توان حاصل از آزمایش با شبیه‌سازی یک‌بعدی در ارتفاعات مختلف و در تراتل ۱۰۰ درصد

Figure 7 Comparison of power variations from experimental testing and 1D simulation at different altitudes and 100% throttle

۵- مطالعه اثر توربوشارژر بر روی موتور ونکل

به منظور دستیابی به یک ترکیب مناسبی از موتور و توربوشارژر، لازم است تا حد امکان تمام نقاط کاری موتور استخراج شود. در واقع استخراج نمودارهای سرعت ثابت و بار ثابت موتور امکان بسیار خوبی را جهت تحلیل عملکرد و ارتقای موتور فراهم می‌آورد. لازم به ذکر است که ارتفاع هدف جهت حفظ توان موتور در این پژوهش، ارتفاع ۳۰ هزار پا است. توربوشارژر GTX3582 با تریم ۱/۰۱ از شرکت گرت (GARRETT) به عنوان کاندید اصلی جهت بررسی انتخاب شده است. این توربوشارژر چنانچه بخواهد در ارتفاع ۳۰ هزار پا عمل کند، باید نسبت فشار ۳/۲ و دبی تصحیح‌شده ۲۸/۱۲ کیلوگرم بر دقیقه را داشته باشد. نقطه کاری این موتور برای ۳۵ هزار پا نسبت فشاری در حدود ۴/۲ و دبی تصحیح‌شده ۳۴/۴ کیلوگرم بر دقیقه را نیاز دارد که خارج از محدوده کاری کمپرسور است. این بدین معناست که عملکرد توربوشارژر تا ارتفاع ۳۰ هزار پا مورد انتظار است.

۶- طراحی آزمایش

به‌منظور کاهش زمان و هزینه آزمایش‌های موتور توربوشارژر مزدا ۱۳B در شرایط ارتفاع بالا، از نرم‌افزار دیزایت اکسپرت (Design Expert) برای طراحی آزمایش و تحلیل آماری استفاده شد. این روش امکان بررسی اثر همزمان دو متغیر ارتفاع پروازی و درصد تراتل بر توان موتور و فشار منیفولد را فراهم کرد. نرم‌افزار ۳ تراتل و ۳ ارتفاع مختلف را با مدل مربعی پیشنهاد داد که هر آزمایش سه بار تکرار شد تا دقت داده‌ها افزایش یابد. در مجموع ۲۷ آزمایش تدوین شد که در جدول ۴ ارائه شده است.

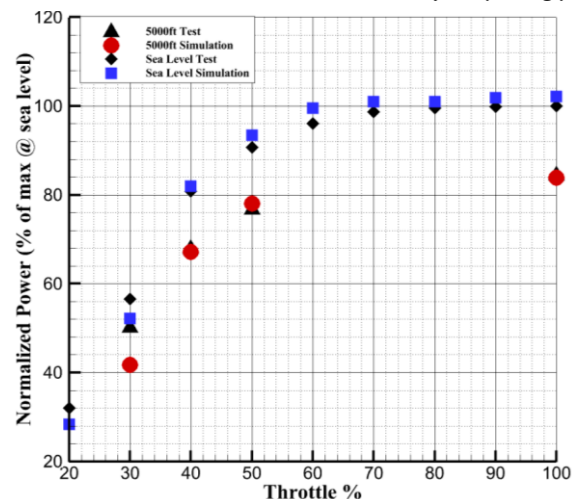
حاصل از مدل‌سازی، مشخصات عملکردی حاصل از آزمایش در جدول ۳ ذکر شده است. آزمایش موتور پایه در ارتفاع ۵۰۰۰ پا و در تراتل‌های مختلف انجام شده و شبیه‌سازی در نرم‌افزار نیز در همان شرایط به طور مشابه انجام شده است.

جدول ۳ مشخصات آزمایش موتور پایه در ارتفاع ۵۰۰۰ پا

Table 3 Specifications of the baseline engine test at an altitude of 5000 feet.

Row	Propeller RPM	Manifold pressure (mbar)	throttle (%)
1	1950	650	30
2	2100	750	40
3	2210	790	50
4	2206	807	100

همچنین آزمایش موتور پایه در شرایط سطح دریا و دمای هوای ۳۱ درجه سلسیوس نیز تکرار شده است. مطابق شکل ۶، حداکثر خطا در کل پیش‌بینی‌ها، در تراتل ۳۰ درصد و در ارتفاع ۵۰۰۰ پا به میزان ۱۶ درصد بوده است.



شکل ۶ مقایسه تغییرات توان حاصل از آزمایش با شبیه‌سازی یک‌بعدی در تراتل‌های مختلف و در شرایط سطح دریا و ارتفاع ۵۰۰۰ پا

Figure 6 Comparison of power variation from testing with 1D simulation at different throttles under sea-level and 5000-foot altitude conditions

در ادامه، مقایسه‌ای میان نتایج مدل‌سازی عددی و داده‌های آزمایش تجربی موتور پایه در شرایط ارتفاع مختلف انجام شده است که در شکل ۷ قابل مشاهده می‌باشد. همان‌گونه که از نمودار پیداست، تطابق خوبی میان مدل و داده‌های تجربی برقرار بوده و میانگین خطای نسبی نتایج کمتر از ۳ درصد گزارش شده است. با افزایش ارتفاع، افت پیوسته‌ای در توان خروجی موتور دیده می‌شود که ماهیت این افت را می‌توان به کاهش چگالی هوا، افت فشار بارومتریک و در نتیجه کاهش جرم هوای ورودی در هر سیکل نسبت داد. این کاهش باعث می‌شود نسبت سوخت به هوا از شرایط بهینه دور شده و راندمان احتراق کاهش یابد. از آنجا که موتور در این حالت بدون سیستم جبران‌کننده (مانند توربوشارژر) عمل می‌کند، مقدار هوای ورودی تابع مستقیم فشار محیطی است. به همین دلیل روند کاهش توان موتور تقریباً خطی است که با روابط ترمودینامیکی ساده نیز همخوانی دارد. همچنین در شرایط ارتفاع بالا، دمای ورودی نیز کاهش یافته که خود باعث کاهش

این مقدار برای یک پارامتر مقداری بیش از ۰/۰۵ داشته باشد به این معنا خواهد بود که این پارامتر بر پاسخ فرآیند، دارای تاثیر کم و یا تاثیری ندارد و پاسخ فرآیند مستقل از این پارامتر است. مطابق با جدول ۵، داده‌های آزمایشگاهی با مقادیر پیش‌بینی شده برای پاسخ‌های مختلف توسط مدل مقایسه شده‌اند.

جدول ۴ آزمایشات پیشنهادی موتور پرخوران شده توسط نرم افزار و نتایج حاصل (جدول DOE)

Table 4 Proposed tests for the Turbocharged engine using software and the obtained results (DOE table).

test Number	Factor 1 (Throttle %)	Factor 2 (Altitude (ft))	Response 1 (Power %)	Response 2 (Manifold Pressure (mbar))	test Number	Factor 1 (Throttle %)	Factor 2 (Altitude (ft))	Response 1 (Power %)	Response 2 (Manifold Pressure (mbar))
1	10	2000	15	510	15	55	19000	91	960
2	10	2000	13	500	16	100	19000	97	990
3	10	2000	15	512	17	100	19000	98	980
4	55	2000	80	970	18	100	19000	97	975
5	55	2000	78	960	19	10	36000	5	300
6	55	2000	78	970	20	10	36000	5	290
7	100	2000	99	990	21	10	36000	7	310
8	100	2000	99	980	22	55	36000	80	800
9	100	2000	98	990	23	55	36000	82	790
10	10	1900	15	450	24	55	36000	81	805
11	10	1900	14	470	25	100	36000	87	870
12	10	1900	10	460	26	100	36000	85	865
13	55	1900	93	960	27	100	36000	85	865
14	55	1900	92	950	-	-	-	-	-

جدول ۶ آنالیز برازش آماری برای درصد تغییرات توان و فشار منیفولد تولیدی از طراحی آزمایش

Table 6 Statistical goodness-of-fit analysis for the percentage changes in power and manifold pressure generated from the Design of Experiments.

Model Fit Statistics	Power Parameter	Manifold Pressure Parameter
Standard Deviation	3.77	8.12
Mean	64	765.25
Coefficient of Variation (CV%)	5.89	1.06
R-Squared (R ²)	0.9919	0.9992
Adjusted R ²	0.99	0.999
Predicted R ²	0.9872	0.9987
Adequate Precision	52.8278	183.1153

۷- محاسبه عدم قطعیت تجربی در پارامتر توان (بر اساس استاندارد ISO GUM):

استاندارد ISO/IEC Guide 98-3 (یا GUM) یک راهنما است که برای بیان عدم قطعیت در اندازه‌گیری استفاده می‌شود. این استاندارد، اصول و روش‌هایی را برای تخمین و بیان عدم قطعیت اندازه‌گیری، به طور شفاف و یکسان در سراسر دنیا ارائه می‌کند. در جدول ۷ عدم قطعیت مدل در اندازه‌گیری پارمترهای توان و فشار منیفولد ارائه شده است.

عدم قطعیت کل مدل در محاسبه توان موتور توربوشارژر شده $\pm 4/23$ درصد می‌باشد. در حالی که این پارامتر در محاسبه فشار منیفولد $\pm 11/02$ میلی‌بار می‌باشد و ضرایب Adjusted R² و Predicted R² برای هر دو پارامتر فشار منیفولد و توان موتور حاکی از دقت مناسب مدل می‌باشد.

در انجام این آنالیز از مدل مربعی استفاده شده است. برای تخمین صحت مدل به دست آمده از دو پارامتر F-value و P-value استفاده شد. برای یک مدل هرچه P-value و F-value به ترتیب کوچک‌تر و بزرگ‌تر باشند میزان اثرگذاری آن پارامتر بر مدل بیشتر خواهد بود. براساس اصول طراحی آزمایش، P-value یک معیار برای تشخیص میزان اثرگذاری هر پارامتر بر پاسخ فرآیند است. اگر

جدول ۵ آنالیز واریانس برای درصد تغییرات توان و فشار منیفولد تولیدی از طراحی آزمایش

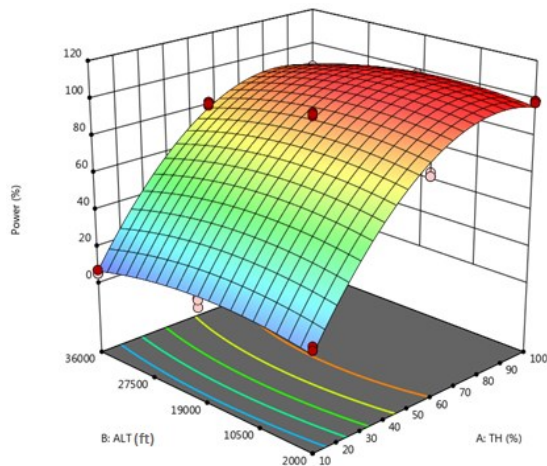
Table 5 Analysis of Variance for the percentage changes in power and manifold pressure generated from the Design of Experiments.

Source	Sum of Squares Power %		Sum of Squares Manifold Press. (mbar)	
	F-value %	p-value %	F-value %	p-value %
Model	536.78	0.0001>	5215.40	0.0001>
Throttle	2173.31	0.0015	18654.94	0.0001>
Altitude	13.14	0.0001	1865.34	0.0001>
AB	0.99	0.0001>	86.86	0.0001>
A ²	457.09	0.0001>	4881.23	0.0001>
B ²	23.38	0.0001>	378.99	0.0001>
Lack of Fit	58.13	0.0001>	3.48	0.0362

نتایج جدول ۵ در بخش توان نشان‌دهنده معناداری قوی مدل است که گویای عدم وجود خطای سیستماتیک در مدل‌سازی توان موتور می‌باشد؛ همچنین ضریب تعیین تعدیل شده تأیید می‌کند که مدل قادر به تبیین ۰/۹۸۷ از تغییرات داده‌های آزمایش است. در بخش فشار منیفولد نیز ضریب تعیین تعدیل شده با مقدار ۰/۹۹ صحت مدل‌سازی فشار منیفولد را تأیید می‌کند.

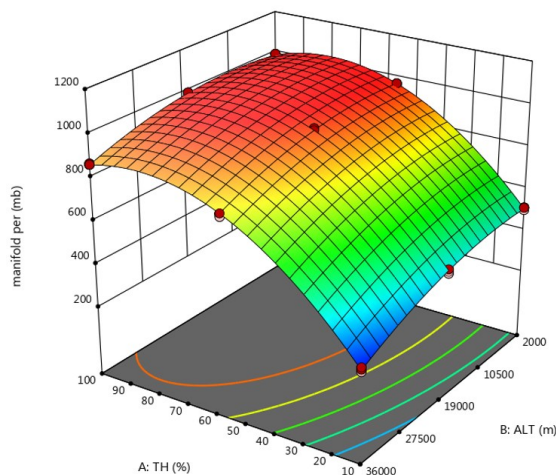
در جدول ۶ نیز آنالیز برازش آماری دو پارامتر توان و فشار منیفولد ارائه شده است.

گرفتن محدودیت‌های فیزیکی توربوشارژر مورد استفاده که حداکثر نسبت فشار آن معادل $4/2$ است، انتظار می‌رود که توان موتور تا ارتفاع حدود ۳۰ هزارپا حفظ شود. پس از این ارتفاع، به دلیل رسیدن توربوشارژر به سقف عملکردی خود، افت توان آغاز خواهد شد. در واقع با کاهش بیشتر فشار محیطی، سامانه دیگر قادر به جبران کامل افت چگالی هوا نخواهد بود و توان خروجی موتور روند نزولی به خود می‌گیرد.



شکل ۸ نتایج حاصل از تست توان بر اساس دو فاکتور تراتل (A) و ارتفاع (B)

Figure 8 Results of the power test based on two factors: throttle (A) and altitude (B).



شکل ۹ نتایج حاصل از تست فشار منیفولد بر اساس دو فاکتور تراتل (A) و ارتفاع (B)

Figure 9 Results of the manifold pressure test based on two factors: throttle (A) and altitude (B).

جدول ۷ بررسی عدم قطعیت مدل در اندازه‌گیری پارامتر توان و فشار منیفولد

Table 7 Investigation of model uncertainty in the measurement of power and manifold pressure parameters.

Source	Power Parameter (%)		Manifold Pressure Parameter (%)	
	Contribution %	Relative Contribution %	Contribution %	Relative Contribution %
Intrinsic Model Error	3.76	89	8.115	48
Throttle Sensor Error	1.74	7	7.65	45
Altitude Sensor Error	0.62	4	1.25	7
Combined Uncertainty	4.23	100	11.02	100

اما ذکر این نکته ضروری است که با افزایش تعداد تست‌ها می‌توان دقت مدل را جهت پیش‌بینی عملکرد موتور در سایر نقاط خارج از برنامه تست، افزایش داد. در مجموع مدل مذکور در بازه اطمینان ۹۵ درصد قابلیت استناد در طراحی را دارد. در انتها رعایت موارد زیر در طرح‌های آتی پیشنهاد می‌گردد.

- افزایش تعداد آزمایش‌های تکرارپذیر در نقاط بحرانی خصوصاً ارتفاع بالای ۳۰ هزارپا و تراتل‌های بالای ۳۵ درصد
 - استفاده از طرح آزمایش‌های افزوده (Augmented Design)
 - استفاده از سنسور ارتفاع با مدل‌های لیزری (دقت ± 0.1 درصد)
- در شکل ۸ و ۹ وضعیت پاسخ نرم‌افزار برای پارامتر توان و فشار منیفولد بصورت گرافیکی ارائه شده است.

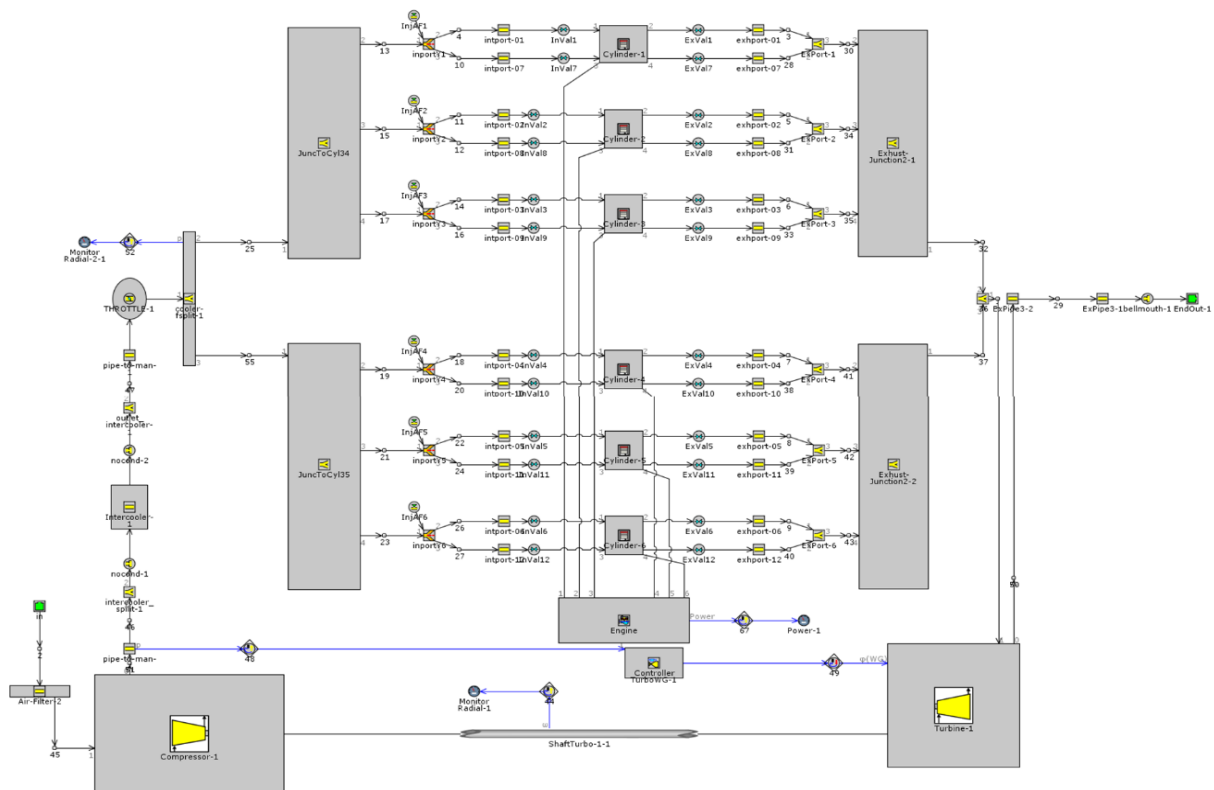
۸- اعتبارسنجی مدل موتور توربوشارژر شده

جهت مطالعه بهتر عملکرد توربوشارژر نصب شده بر روی موتور، فشار ورودی و خروجی از کمپرسور توربوشارژر به صورت لحظه‌ای ثبت شده است. همچنین با قراردادن سنسور دور روی توربوشارژر، عملکرد آن با توجه به منحنی مشخصات عملکردی کمپرسور قابل بیان خواهد بود.

مدل‌سازی موتور با توربوشارژر در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود. در این مدل‌سازی به غیر از شبیه‌سازی موتور، دیگر اجزاء مانند منیفولدهای هوا و اینترکولر نیز شبیه‌سازی می‌شوند.

در شکل ۱۱، مقایسه‌ای میان نتایج حاصل از شبیه‌سازی یک‌بعدی و داده‌های تجربی مربوط به موتور توربوشارژر شده در سه ارتفاع مختلف و سه تراتل مختلف ارائه شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، تطابق مناسبی میان داده‌های عددی و تجربی وجود دارد و مقدار اختلاف میانگین خطا کمتر از ۵ درصد گزارش شده است. تثبیت توان موتور تا ارتفاع حدود ۱۸ هزارپا در هر دو مجموعه داده، بیانگر عملکرد مؤثر سامانه توربوشارژر در جبران افت فشار محیطی در این بازه ارتفاعی است. دلیل اصلی این رفتار، توانایی توربوشارژر در حفظ فشار منیفولد نزدیک به سطح دریا از طریق افزایش نسبت تراکم جریان ورودی است.

با این حال، با توجه به اینکه تست تجربی تنها در سه نقطه ارتفاعی انجام شده است، به‌طور دقیق نمی‌توان تعیین کرد که افت توان از کدام نقطه شروع می‌شود. اما بر اساس تحلیل عددی و در نظر

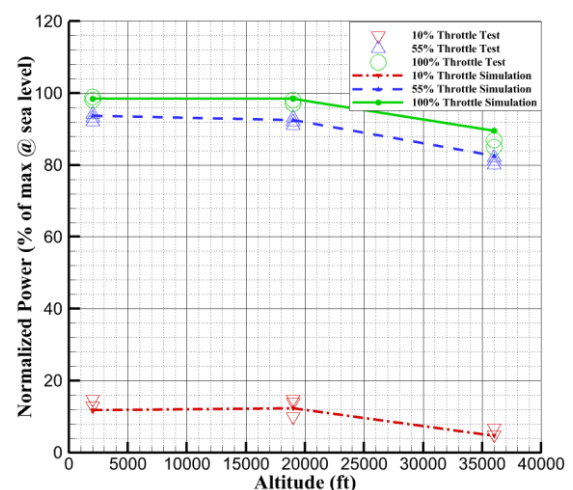


شکل ۱۰ مدل سازی موتور پیستونی معادل با موتور ونکل مجهز به توربوشارژر
Figure 10 Modeling of the equivalent piston engine for the turbocharged Wankel engine.

پس از اعتبارسنجی مدل سازی عملکرد موتور با توجه به طیف گسترده ای از داده های آزمایش های موتور پایه و موتور پرخوران شده و اطمینان از صحت مدل سازی، خروجی های مدل در زمینه هایی که نتایج آزمون برای آن وجود ندارد صورت می گیرد. بدین منظور، خروجی توان برای مدل سازی موتور پایه و موتور پرخوران شده در شکل ۱۲ ارائه می شود. در این شکل مشاهده می شود که موتور پایه با افزایش ارتفاع و کاهش فشار و چگالی هوا، به طور خطی دچار افت توان می شود. به طوری که پس از گذر از ارتفاع ۱۸ هزارپا، توان موتور هواتنفس به نصف می رسد. اما با افزودن سامانه توربوشارژر و حفظ فشار ورودی به محفظه موتور، توان موتور تا ارتفاع ۳۰ هزار پا حفظ می شود.

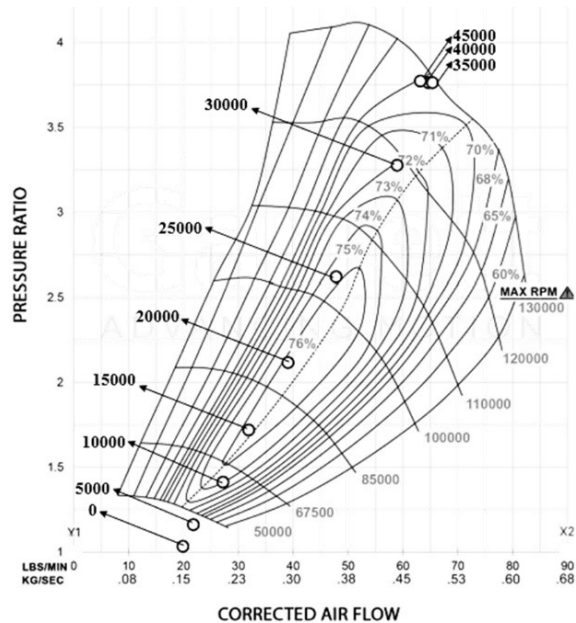
شایان ذکر است که حتی در ارتفاعات پایین، موتور مجهز به توربوشارژر دارای توان خروجی بالاتری (به شکل محدود) نسبت به موتور پایه است. این افزایش به دلیل عملکرد محدود اما مؤثر توربوشارژر در دوره های پایین رخ می دهد که اندکی فشار ورودی را افزایش داده و باعث افزایش جرم مخلوط سوخت و هوا می شود. همچنین با افزایش ارتفاع و کاهش دمای محیط، گرچه نسبت فشار سامانه ثابت است، اما چگالی هوای ورودی به صورت نسبی افزایش یافته و موجب بهبود راندمان حجمی می گردد. در طراحی موتورهای تجاری، معمولاً این افزایش توان در ارتفاع پایین توسط سامانه های کنترلی محدود می شود تا از استهلاک و افزایش دمای بیش از حد جلوگیری شود، اما در این پژوهش با هدف ارزیابی

کاهش توان موتور در تست انجام شده در ارتفاع ۳۶ هزارپا، مؤید همین تحلیل است و نشان دهنده عبور از محدوده عملکرد بهینه سامانه پرخوران می باشد. این پدیده، علاوه بر محدودیت نسبت فشار توربوشارژر، به کاهش راندمان کمپرسور، افت دمای ورودی و اثرات ترمودینامیکی ترکیب سوخت و هوا در ارتفاع بالا نیز مرتبط است.



شکل ۱۱ مقایسه تغییرات توان آزمایش موتور پرخوران با شبیه سازی یک بعدی در ارتفاعات و تراش های مشخص

Figure 11 Comparison of experimental power variations of the supercharged engine with 1D simulation at specified altitudes and throttles.



شکل ۱۳ منحنی مشخصات عملکردی کمپرسور توربوشارژر در تراتل ۱۰۰ درصد با افزایش ارتفاع

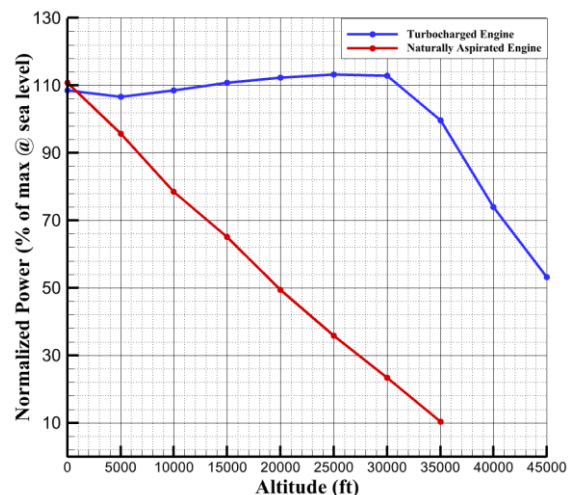
Figure 13 Performance curve of the turbocharger compressor at 100% throttle with increasing altitude.

در این پژوهش، به منظور بررسی عملکرد موتور ونکل در شرایط ارتفاع پروازی، مجموعه‌ای از تحلیل‌های تجربی و عددی برای موتور 13B انجام شد. با توجه به کمبود منابع در حوزه عملکرد ارتفاعی این نوع موتورها، توسعه این پژوهش گامی مهم در راستای پر کردن خلأ پژوهشی موجود به شمار می‌آید. از نوآوری‌های اصلی پژوهش حاضر می‌توان به طراحی و اجرای آزمون واقعی موتور ونکل در ارتفاع، توسعه بستر آزمایشگاهی تخصصی، بررسی عملکرد توربوشارژر روی موتور ونکل با ایجاد یک مدل معادل و همچنین ایجاد بانک داده‌های عملیاتی موتور در شرایط غیرسطح دریا اشاره کرد.

در فاز تجربی، آزمون‌هایی در شرایط شبیه‌سازی شده ارتفاع برای موتور پایه و پرخوران شده انجام گرفت. به منظور ارزیابی کیفیت داده‌ها و قابلیت اتکا به آن‌ها، تحلیل عدم قطعیت برای پارامترهای کلیدی انجام شد. بر این اساس، عدم قطعیت کل توان موتور توربوشارژر شده برابر با ۴/۲۳ درصد و برای فشار منیفولد برابر با ۱۱/۰۲ میلی‌بار گزارش شد. همچنین ضرایب همبستگی مدل برای هر دو پارامتر فشار و توان نشان‌دهنده دقت مناسب داده‌ها و قابلیت استناد به آن‌ها است. این داده‌ها می‌تواند برای طراحی‌های آینده در شرایط ارتفاع مینا قرار گیرد.

در بخش مدل‌سازی عددی، از آنجا که ابزارهای تجاری مشخصی برای تحلیل موتور ونکل وجود ندارد، مدلی معادل با موتور رفت‌وبرگشتی چهارزمانه شش سیلندر توسعه یافت. نتایج مدل‌سازی با داده‌های تجربی تطبیق داده شد که نشان‌دهنده خطای میانگین کمتر از ۳ درصد برای موتور پایه و کمتر از ۵ درصد برای موتور پرخوران بود. سپس مدل در شرایطی فراتر از دامنه تست،

پتانسیل واقعی سامانه پرخوران، محدودیت کنترلی لحاظ نشده است.



شکل ۱۲ تغییرات توان موتور پایه و پرخوران با تغییرات ارتفاع
Figure 12 Variations in power output of the baseline and turbocharged engines with changes in altitude.

با افزایش ارتفاع و کاهش فشار هوا، دور توربوشارژر افزایش یافته تا نسبت فشار کمپرسور افزایش یابد و فشار خروجی کمپرسور حفظ شود. نقاط عملکردی کمپرسور توربوشارژر در شکل ۱۳ مشخص شده است. در این شکل مشاهده می‌شود که با گذر از ارتفاع ۳۰ هزار پا موتور به بیشینه دور توربوشارژر رسیده و کمپرسور اجازه ندارد نقاط عملکردی خود را برای جبران افت فشار به دورهای بالاتر ببرد. برای همین مشاهده می‌شود که عملکرد کمپرسور در دور بیشینه خود به یک مقدار نسبت فشار محدود می‌شود. برای همین پس از ارتفاع ۳۰ هزار پا مشاهده شد که توان موتور پرخوران شده مشابه منحنی موتور هواتنفس با شیب مشابه افت می‌کند.

۹- جمع بندی

اهمیت پرواز در ارتفاع بالا با استفاده از موتورهای ونکل یکی از موضوعات ارزشمندی بود که در این گزارش بررسی شد. همانطور که قبلاً گفته شد موتورهای ونکل کمتر برای قرارگیری در شرایط ارتفاع پروازی مورد بررسی شده است و بررسی‌ها محدود به کارهای عددی و شبیه‌سازی بوده است. در همین راستا کار ارزشمندی در زمینه موتورهای ونکل صورت گرفت که دستاوردهای این مقاله به صورت زیر شرح می‌شود.

مورد استفاده قرار گرفت. بر اساس این نتایج، توان موتور پایه با افزایش ارتفاع کاهش یافته و در ارتفاع ۱۸ هزار پا به حدود ۵۰ درصد توان در سطح دریا می‌رسد. در مقابل، موتور پرخوران توان خود را تا ارتفاع ۳۰ هزار پا حفظ کرده و پس از آن به دلیل محدودیت در دور توربوشارژر (حداکثر ۱۳۰ هزار دور بر دقیقه)، دچار افت توان می‌شود.

۱۰- فهرست علائم

B	قطر سیلندر (mm)
BDC	نقطه مرگ پایین
c	ثابت تجربی تابع ناسلت
CE	راندمان احتراق در تابع ویب
D	ضریب تخلیه در تراپلر
e	خروج از مرکزی روتور (mm)
h	ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی ($\text{kg}^{-1}\text{K}^{-3}$)
H	عرض هوزینگ (mm)
l	طول شاتون (mm)
m	دبی جرم ($\text{kg}^{-1}\text{s}^{-1}$)
Nu	عدد ناسلت
P	فشار (Pa)
R	شعاع روتور (mm)
Re	رینولدز
r	شعاع لنگ (mm)
s	مساحت (mm^2)
T	دما (K)
TDC	نقطه مرگ بالا
V	حجم (cc)
w	سرعت میانگین گاز در محفظه (ms^{-1})
x	مختصات لبه محفظه یا روتور در راستای افق (mm)
y	مختصات لبه محفظه یا روتور در راستای عمود (mm)
Z	نرخ آزادسازی انرژی ($\text{kgm}^2\text{s}^{-3}$)

علائم یونانی

α	زاویه چرخش روتور (deg)
3α	زاویه چرخش شفت موتور (deg)
ε	نسبت تراکم
μ	لزجت گاز ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)
β	زاویه مقابل روبروی روتور (deg)
θ	زاویه شفت یا لنگ (deg)
ν	زاویه بین راس و مرکز روتور (deg)
Δ	مقدار زاویه احتراق (deg)
γ	ضریب آیزنتروپیک هوا

بالانویس‌ها

a	ضریب راندمان احتراقی
m	ضریب تجربی تابع ویب
n	ثابت تجربی تابع ناسلت

زیرنویس‌ها

air	هوا
b	تابع ویب
c	متراکم
d	جابجایی

h	محفظه
Hous	هوزینگ
in	ورود به تراپل
out	خروج از تراپل
pr	نقاط روتور نسبت به مختصات وابسته به ν
r	روتور
sideplane	سطح جانبی محفظه احتراق
sr	سطح لوب (روی روتور)
th	تراپل
x	کمان سطح روتور
0	زاویه شروع احتراق

تأییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

تعارض منافع: هیچ تعارض منافعی برای این اظهار وجود ندارد.

۱۱- منابع

- [1] D. J. Bents, Ted Mockler, Jaime Maldonado, James L. Harp Jr, Joseph F. King, and Paul, and C. Schmitz, "Propulsion System for Very High Altitude Subsonic Unmanned Aircraft," SAE transactions, 1998. doi:10.4271/981261
- [2] Eberle, M. and Klomp, E., "An Evaluation of the Potential Performance Gain from Leakage Reduction in Rotary Engines," SAE Technical Paper 730117, 1973, doi:10.4271/730117.
- [3] K. J. Danieli GA, Heywood JB, "Experimental and Theoretical Analysis of Wankel Engine Performance," SAE Technical Paper, 1978. doi:10.4271/780416
- [4] C. J. Teng Su, Shuofeng Wang, Xiaoyu Cong, Lei Shi, "Improving performance of a gasoline Wankel rotary by hydrogen enrichment at different conditions," Energy Conversion and Management, 2018. doi:10.1016/j.enconman.2018.06.030
- [5] K. Y. a. T. Kuroda, "Toyo kogyp's research and Development on Major Rotary Engine Problems," SAE International. doi:10.4271/700079
- [6] O. A. Kutlar, M. Üngör, and Ö. Cihan, "Design and experimental testing of a novel skip-cycle mechanism for Wankel engine," Energy Conversion and Management, vol. 325, pp. 119410, 2025. doi: 10.1016/j.enconman.2024.119410
- [7] F. C. Danieli GA, Heywood JB, Keck JC, "Predicting the Emissions and Performance Characteristics of a Wankel Engine," SAE Transactions, 1974. doi: 10.4271/740186
- [8] B. Beyfuss, L. Flicker, T. Gotthard, and P. Hofmann, "Evaluation of Spark-Ignited Kerosene Operation in a Wankel Rotary Engine," SAE Tech. Pap. 2021-01-5046, 2021, doi: 10.4271/2021-01-5046.
- [9] W. Chen et al., "Combustion characteristics and performance analysis of a heavy-fuel rotary engine by designing fuel injection position," *Appl. Therm. Eng.*, vol. 247, 2024, doi: 10.1016/j.applthermaleng.2024.123021.

- [Online]. Available: <http://mme.modares.ac.ir/article-15-11765-fa.html>
- [23] H. Meng, C. Ji, H. Li, J. Yang, and S. Wang, "Insights into syngas-fueled Wankel rotary engine performance from varied CO/H₂ ratio," **Int. J. Hydrogen Energy**, vol. 49, pp. 301-310, 2024, doi: [10.1016/j.ijhydene.2023.07.260](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2023.07.260).
- [24] P. Otchere, J. Pan, B. Fan, W. Chen, and Y. Lu, "Recent studies of fuels used in Wankel rotary engines," **ASME J. Energy Resour. Technol.**, vol. 143, no. 3, p. 030801, Mar. 2021, doi: [10.1115/1.4047971](https://doi.org/10.1115/1.4047971).
- [25] H. Zhang, L. Shi, K. Deng, S. Liu, and Z. Yang, "Experiment investigation on the performance and regulation rule of two-stage turbocharged diesel engine for various altitudes operation," **Energy**, vol. 192, p. 116653, 2020, doi: [10.1016/j.energy.2019.116653](https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116653).
- [26] G. Yewale, A. Tapkire, D. Radhakrishna, P. Shejwal et al., "Endurance Testing for Wankel Rotary Engine," *SAE Tech. Pap.* 2017-26-0336, 2017, doi: [10.4271/2017-26-0336](https://doi.org/10.4271/2017-26-0336).
- [27] G. Vorraro, J. Turner, and S. Akehurst, "Testing of a Modern Wankel Rotary Engine - Part III: Firing Condition Analysis," *SAE Tech. Pap.* 2022-01-0591, 2022, doi: [10.4271/2022-01-0591](https://doi.org/10.4271/2022-01-0591).
- [28] Y. Fass and L. Tartakovsky, "Limitations of Two-Stage Turbocharging at High Flight Altitudes," **SAE Int. J. Engines**, vol. 11, no. 5, pp. 511-524, 2018, doi: [10.4271/03-11-05-0034](https://doi.org/10.4271/03-11-05-0034).
- [29] H. Mansouri and F. Ommi, "Performance prediction of aircraft gasoline turbocharged engine at high-altitudes," **Appl. Therm. Eng.**, vol. 156, pp. 587-596, 2019, doi: [10.1016/j.applthermaleng.2019.04.116](https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.04.116).
- [30] M. Aghaseyedmirzabozorg, S. Kheradmand, and M. Khodaparast, "A simplified laboratory set up for testing the behavior of a turbocharged engine in a high-altitude air engine using modeling" [In Persian], **Aerosp. Knowl. Technol. J.**, vol. 10, no. 2, pp. 55-69, 2022. [Online]. Available: [20.1001.1.23221070.1400.10.2.4.1](https://doi.org/10.1001.1.23221070.1400.10.2.4.1)
- [31] Ö. Cihan, "Experimental and 1-D model analysis of Wankel engine at part load," **Int. J. Adv. Automot. Technol.**, vol. 2, no. 2, pp. 77-88, 2018, doi: [10.15659/IJAAT.18.09.912](https://doi.org/10.15659/IJAAT.18.09.912).
- [32] W. Mitianiec, "Modelling and simulation of working processes in Wankel engine with direct hydrogen injection system," **Combust. Eng.**, vol. 161, no. 2, pp. 42-52, 2015, doi: [10.19206/CE-116890](https://doi.org/10.19206/CE-116890).
- [33] herfert, frank. "Rotary Engine (Yamamoto - Version of 1981)," 1981, 72.
- [34] R. F. Ansdale, **The Wankel RC Engine: Design and Performance** (with special contribution by D. J. Lockley). London, U.K.: Iliffe, 1970.
- [35] G. Woschni, "A universally applicable equation for the instantaneous heat transfer coefficient in the internal combustion engine," *SAE Tech. Pap.* 670931, 1967, doi: [10.4271/670931](https://doi.org/10.4271/670931).
- [36] M. E. ZDENĚK ŽÁK, MICHAL TAKÁTS, JAN MACEK, "IN-CYLINDER HEAT TRANSFER MODELLING," *MECCA Journal of Middle European*
- [10] F. V. Bracco and W. A. Sirignano, "Theoretical Analysis of Wankel Engine Combustion," **Combust. Sci. Technol.**, 1973, doi: [10.1080/00102207308952349](https://doi.org/10.1080/00102207308952349).
- [11] T. Norman, "A performance model of a spark ignition Wankel engine including the effects of crevice volumes, gas leakage, and heat transfer," Doctoral dissertation, Massachusetts Institute of Technology, 1983.
- [12] M. W. F. Grasso, F. V. Bracco, and J. Abraham, "Three-dimensional computations of flows in a stratified-charge rotary engine," **SAE Trans.**, vol. 96, 1987, SAE Paper 870409, doi: [10.4271/870409](https://doi.org/10.4271/870409).
- [13] Z. Yang, Y. Du, G. Jia, X. Gao, G. He, and Z. Wang, "Effect of multi-hole passive jet ignition on thermodynamic and combustion characteristics of hydrogen-doping elliptical rotary engine in high-altitude environment," **Energy**, vol. 316, p. 134456, 2025, doi: [10.1016/j.energy.2025.134456](https://doi.org/10.1016/j.energy.2025.134456).
- [14] M. Drbal, "Method of rotary engine performance prediction," **Sci. J. Silesian Univ. Technol. Ser. Transp.**, vol. 108, no. 4, pp. 77-92, 2020, doi: [10.20858/sjsutst.2020.108.4](https://doi.org/10.20858/sjsutst.2020.108.4).
- [15] L. Tartakovsky, M. Gutman, and M. Veinblat, "Simulation of Wankel Engine Performance Using Commercial Software for Piston Engines," *SAE Tech. Pap.* 2012-32-0098, 2012, doi: [10.4271/2012-32-0098](https://doi.org/10.4271/2012-32-0098).
- [16] M. Peden, M. Turner, J. Turner, and N. Bailey, "Comparison of 1-D Modelling Approaches for Wankel Engine Performance Simulation and Initial Study of the Direct Injection Limitations," *SAE Tech. Pap.* 2018-01-1452, 2018, doi: [10.4271/2018-01-1452](https://doi.org/10.4271/2018-01-1452).
- [17] Ł. G. M. Wendeker, K. PIETRYKOWSKI, P. MAGRYTA, "Phenomenological model of a Wankel engine," *Silniki Spalinowe*, 2011. PTNSS-2011-SC-014, 2011.
- [18] M. Kucuk, A. Surmen, and R. Sener, "Combustion characteristics and performance of a Wankel engine for unmanned aerial vehicles at various altitudes," **Fuel**, vol. 355, p. 129483, 2024, doi: [10.1016/j.fuel.2023.129483](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2023.129483).
- [19] M. Kucuk, R. Sener, and A. Surmen, "Effectiveness of hydrogen enrichment strategy for Wankel engines in unmanned aerial vehicle applications at various altitudes," **Int. J. Hydrogen Energy**, vol. 52, pp. 1534-1549, 2024, doi: [10.1016/j.ijhydene.2023.08.304](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2023.08.304).
- [20] C. Shi, S. Chai, L. Di, C. Ji, Y. Ge, and H. Wang, "Combined experimental-numerical analysis of hydrogen as a combustion enhancer applied to Wankel engine," **Energy**, vol. 263, p. 125896, 2023, doi: [10.1016/j.energy.2022.125896](https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.125896).
- [21] E. Renaud, M. Johnston, J. Langford, T. Clancy, M. Velazquez, and D. Vos, "Design and initial testing of the Perseus A robotic aircraft," in **Proc. AIAA Aircraft Eng., Technol., Oper. Congr.**, p. 3902, 1995, doi: [10.2514/6.1995-3902](https://doi.org/10.2514/6.1995-3902).
- [22] M. A. S. Mirzabozorg, S. Kheradmand, and A. Roueini, "A C-programming code for selecting the optimum turbocharged propulsion system for UAV's" [In Persian], **Modares Mech. Eng.**, vol. 18, no. 1, 2018.

Construction and Design of Cars,, 2016.
[doi:10.1515/mecdc-2016-0009](https://doi.org/10.1515/mecdc-2016-0009)