

مطالعه پارامترهای عملکردی موتور پرخورانی شده هوایی در ارتفاع با استفاده از مدل یک بعدی

سید علیرضا شریفی آل هاشم^۳
دانشگاه جامع امام حسین (ع)

حسین منصوری^۱ و فتح‌اله امی^۲
دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه تربیت مدرس

تاریخ دریافت: ۹۷/۱۰/۱۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۸/۹/۱۲

چکیده

مدل‌سازی یک بعدی موتورهای پیستونی هوایی، یکی از روش‌های مطالعه رفتار و عملکرد آنها در شرایط محیطی مختلف می‌باشد. در این تحقیق به موضوع مدل‌سازی یک بعدی موتور روتکس ۹۱۴ به‌عنوان یک موتور توربوشارژدار بنزینی هوایی و نیز پیش‌بینی رفتار آن در ارتفاعات مختلف پرداخته می‌شود. برای این منظور مدل یک بعدی کلیه اجزاء موتور همچون؛ فیلتر هوا، کاربراتور، منیفولد هوا، سوپاپ‌های ورودی و خروجی، سیلندر و پیستون، میل‌لنگ، منیفولد دود و توربوشارژر در نرم‌افزار GT-Power ایجاد می‌شود. سپس با اعتبارسنجی مدل با داده‌های ارائه شده توسط شرکت سازنده و حصول اطمینان از دقت مناسب مدل، به مطالعه پارامترهای عملکردی مهم موتور و خطوط عملکردی توربوشارژر تا ارتفاع ۳۰ هزارپایی از جنبه‌های مختلف پروازی پرداخته می‌شود. با مطالعه انجام شده مشاهده شد که تا ارتفاع ۱۸ هزارپایی، توربوشارژر مانع از افت شدید پارامترهای عملکردی موتور می‌شود و از آن به بعد به دلیل رسیدن کمپرسور به ناحیه سرعت بیشینه، شارژ هوای مورد نیاز و جلوگیری از افت عملکرد شدید موتور امکان‌پذیر نیست. همچنین با مطالعه اثر تغییرات دمای محیط بر عملکرد موتور مشاهده شد که افزایش ۴۰ درجه‌ای دمای محیط، سبب افت ۱۰ درصدی توان ترمزی و در نتیجه آن افت عملکرد پرنده در هنگام اوج‌گیری خواهد شد. تاثیرگذاری تغییرات دمای محیط و ارتفاع بر عملکرد موتور، متفاوت است به صورتی‌که تا رسیدن موتور به ناحیه سرعت بیشینه کمپرسور، اثر گذاری تغییرات دمای محیط محسوس‌تر بوده و پس از آن، فاکتور ارتفاع مهم‌تر از دمای محیط خواهد بود.

واژه‌های کلیدی: مدل GT-Power، روتکس ۹۱۴، مدل سازی یک بعدی، توربوشارژر، ارتفاع بالا

Parametric Study on the Performance of a Gasoline Turbocharged Aircraft Engine at High Altitudes using a One-Dimensional Model

H. Mansouri & F. Ommi

S.A. Sharifi

Department of Mechanical Engineering
Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

Imam Hossein University, Tehran, Iran

(Received: 31/ December/2018 ; Accepted: 03/December/2019:)

Abstract

One-dimensional modeling of aircraft piston engines is one of the methods for studying their behavior and performance in different environmental conditions. In this research, the Rotax 914, an aerial Spark Ignition (SI) turbocharged engine, was modeled one-dimensionally to predict its behavior at different altitudes. To address this issue, the one-dimensional model of all engine components including air filter, carburetor, air manifold, inlet and outlet valves, cylinder and piston along with crankshaft, exhaust manifold and turbocharger were created in GT-Power software. Then by validating the model with the data provided by the manufacturer and ensuring the accuracy, the significant performance parameters of engine and turbocharger performance curves were evaluated for different flight conditions up to 30,000 feet. According to the results, the turbocharger prevented a dramatic decline in engine performance parameters up to 18,000 feet. However above that altitude, due to the compressor reaching the choking region, it is not possible to charge the required air and avoid severe engine performance loss. It was also observed, by studying the effect of ambient temperature changes on engine performance, an increase of 40°C in the ambient temperature caused a 10% reduction in the braking horse power, and consequently, performance loss during climb period. The effect of changes in ambient temperature and altitude on engine performance varies so that, until the engine reaches the compressor's choking region, the impact of the ambient temperature variations is more perceptible, after that, the height factor will have a greater influence on the engine performance.

Keywords: GT-Power Model, Rotax 914, One-dimensional Modeling, Turbocharger, High Altitude

۱- دانشجوی دکتری: h-mansouri@modares.ac.ir

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): fommi@modares.ac.ir

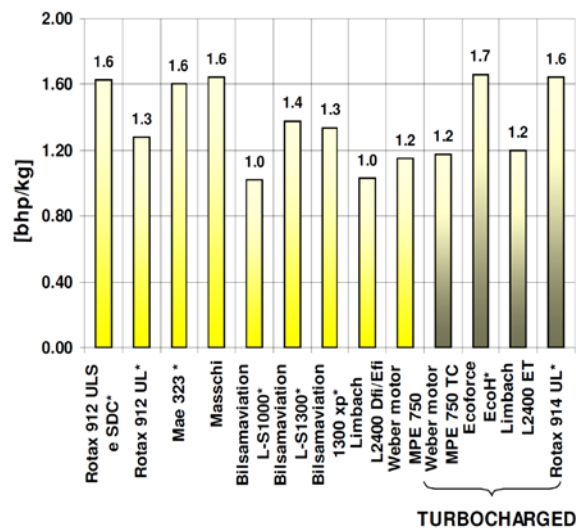
۳- کارشناسی ارشد: kpmirzali@ihu.ac.ir

۱- مقدمه

در تحقیقات انجام شده، موتورهای روتکس از وجوه مختلف مورد توجه قرار گرفته و مدل‌سازی شده‌اند. لونگو و نوسیو^۳ در سال ۲۰۰۶ در مقاله‌ای به بررسی چندین نوع موتور قابل استفاده برای شرایط پروازی پرداخته‌اند و در گستره قابل توجهی از پارامترها نتایج این موتورها را با یکدیگر مقایسه کرده‌اند (شکل ۲). در نتایج نهایی علاوه بر این که بیان می‌شود موتورهای دارای توربوشارژر به دلیل نسبت توان تولیدی به وزن مناسب، کاربری مناسبی برای فعالیت‌های پروازی دارند، موتورهای روتکس ۹۱۲ و ۹۱۴ سطح عملکرد بالایی، از خود نشان می‌دهند [۱].

امروزه موتورهای رفت و برگشتی بنزینی در انواع مختلفی از وسایل پرنده سبک و فوق سبک در سطح جهان مورد استفاده قرار می‌گیرند. به صورت کلی موتورهای پیستونی مورد استفاده در صنعت هوانوردی می‌بایست چند ویژگی برتر نسبت به سایر موتورهای پیستونی داشته باشند:

- نسبت بالای توان تولیدی به وزن موتور
- مصرف سوخت ویژه ترمزی^۱ (BSFC) پایین
- سطح مقطع پیشانی^۲ کم
- قابلیت اطمینان بالا



شکل (۲): مقایسه توان تولیدی به وزن موتور [۱].

یکی از متداول‌ترین موتورهای بنزینی مورد استفاده در صنایع هوایی، موتور روتکس ۹۱۴ با یک مرحله توربوشارژر است که نمای کلی آن در شکل ۱ مشاهده می‌شود. به دلیل نسبت توان به وزن بالای موتور روتکس ۹۱۴ در بین سایر موتورهای پیستونی هم رده، کاربرد آن در صنایع هوانوردی، وسیع و چشمگیر است. موتور روتکس ۹۱۴ یک موتور چهار سیلندر کاربراتوری از نوع پیستون متقابل است. استفاده از این نوع آرایش سیلندرها، برتری‌هایی از جمله داشتن تعادل بهتر، مرکز ثقل پایین‌تر، ایجاد شرایط مناسب‌تر برای خنک‌کاری موتور و در نتیجه آن کاهش وزن سیستم خنک‌کاری و نیز کاهش وزن کل موتور را به دنبال خواهد داشت. با توجه به کاربرد زیاد موتور روتکس ۹۱۴ در انواع مختلف وسایل پرنده، مطالعه و بررسی عملکرد آن در شرایط پروازی مختلف، همواره مورد توجه بسیاری از محققین قرار گرفته است.



شکل (۱): موتور روتکس ۹۱۴ کاربراتوری.

اندرسون و همکارانش در سال ۲۰۱۳، ضمن طراحی و ساخت یک نوع محفظه دارای جت آتش‌زن^۴ به جای شمع مرسوم موتور، به مطالعه و بررسی عملکرد این جت آتش‌زن بر عملکرد موتور روتکس ۹۱۴ و بررسی اثرات مثبت آن بر کاهش کوبش^۵ در موتور پرداختند. نتیجه این شد با استفاده از جت آتش‌زن در حالت تنفس طبیعی با فشار منیفولد ۹۸ kPa، نرخ اشتعال ۷ الی ۱۰ درجه لنگ بهبود یافت. همچنین توانستند با گسترش دامنه کاری بدون کوبش و افزودن ۲۵ kPa به فشار منیفولد، فشار موثر متوسط اندیکاتوری (IMEP) را به میزان ۳ bar افزایش داده و به ۱۷ bar برسانند [۲].

3- Luongo and Nuccio

4- Jet Igniter

5- Knocking

1- Brake Specific Fuel Consumption (BSFC)

2- Frontal Area

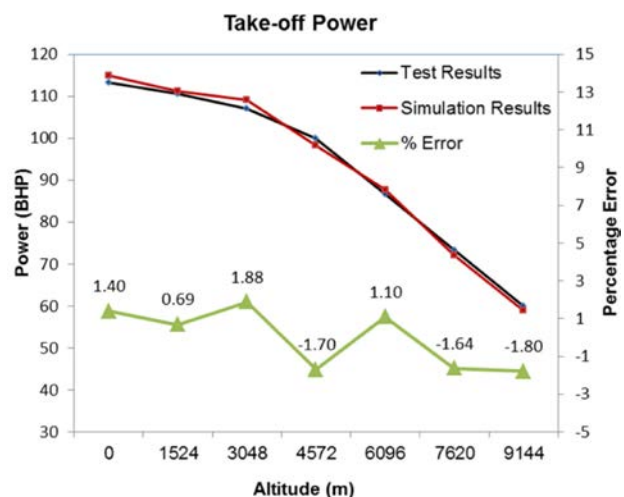
تاثیرگذاری روش‌هایی همچون EGR، زمانبندی جرکه، اینترکولر و پاشش آب را بررسی کرده‌اند. اینترکولینگ بهترین نتایج را علاوه بر پایداری در عملکرد نشان داده است [۵]. علاوه بر این، در تحقیق دیگری در سال ۲۰۱۹ توسط لی و همکارانش [۶]، پدیده کوبش در صورت استفاده از سوخت kerosene به‌جای بنزین مورد مطالعه قرار گرفت که در آن با استفاده از شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان داخل سیلندر، به بررسی این پدیده پرداخته شد. نتیجه به این صورت بود که به‌دلیل استفاده از سوخت kerosene، محدوده کوبش موتور افزایش می‌یابد که با استفاده از روش‌های تغییر زمان‌بندی جرکه و EGR می‌توان از آن جلوگیری کرد.

یکی از بهترین روش‌ها برای مطالعه عملکرد موتورهای پیستونی هوایی در شرایط محیطی مختلف، شبیه‌سازی عملکرد با استفاده از نرم‌افزارهای مدل‌سازی یک بعدی موتورهای پیستونی است [۷] که موجب کاهش زمان و هزینه‌های انجام آزمایشات تجربی، خصوصاً در فاز طراحی یک وسیله پرنده خواهد شد [۸]. از جمله مهمترین و قویترین نرم‌افزارهای موجود در زمینه شبیه‌سازی یک بعدی موتورهای پیستونی، می‌توان به نرم‌افزار GT-Power اشاره کرد [۹]. نرم‌افزار GT-Power یک نرم‌افزار مدل‌سازی صنعتی استاندارد است که عملکرد موتورهای احتراق داخلی را مدل‌سازی و شبیه‌سازی می‌کند. از جمله جدیدترین تحقیقات انجام‌شده در خصوص مدل‌سازی موتورهای پیستونی با GT-Power، می‌توان به تحقیق سلدن و همکارانش [۱۰] در سال ۲۰۱۷ اشاره کرد که در آن ضمن مدل‌سازی و شبیه‌سازی عملکرد یک موتور بنزینی چهار سیلندر خطی توربوشارژدار زمینی در نرم‌افزار GT-Power، به تحلیل آکوستیک ورودی موتور پرداخته شده است. همچنین سلدن و همکارانش [۱۱] در تحقیق دیگری در سال ۲۰۱۷، همین مطالعه را بر روی یک موتور بنزینی تنفس طبیعی انجام دادند و با افزایش دقت مدل GT-Power موتور مورد بررسی، مطالعات مربوط به آکوستیک سیستم اگزوز موتور را ارائه کردند.

در سال ۲۰۱۶، وو و لی [۱۲] از شرکت جنرال موتورز به توسعه مدل یک موتور پیستونی چهار سیلندر توربوشارژدار انژکتوری در نرم‌افزار GT-Power پرداختند

در سال ۲۰۱۴، میلر و همکارانش به مطالعه و بررسی تجربی اثر ناشی از دو نوع اینترکولر^۱ بر عملکرد موتور روتکس ۹۱۴ و میزان اثر بخشی آن در جلوگیری از کوبش موتور پرداختند. در این تحقیق دو اینترکولر جریان متعامد هوا-آب خنک طراحی و ساخته شد و با نصب بر روی مجموعه موتور میزان راندمان و عملکرد آنها در سه دور کاری موتور مورد بررسی قرار گرفت. بر اثر ناپایداری جریان در اینترکولر افت فشار در این بخش از حدود ۵ kPa به ۱۸ kPa افزایش پیدا کرده و دمای خروجی نیز از ۱۵- درجه سلسیوس تا ۱- درجه متغیر می‌باشد [۳].

هاشمی و رادها کریشنا در سال ۲۰۱۵ مدل‌سازی موتوری با مشخصات موتور روتکس ۹۱۴ در محیط نرم‌افزار ریکاردوویو را انجام دادند که پس از اعتبارسنجی آن، تغییرات توان خروجی آن را با توجه به تغییر ارتفاع بیان کرده‌اند (شکل ۳). توان تولیدی تا ارتفاع حدود ۳۰ هزار پا، از ۱۱۵ اسب بخار به حدود ۶۰ اسب بخار در دور ۵۸۰۰، کاهش یافته است [۴].



شکل (۳): توان تولیدی موتور روتکس ۹۱۴ بر حسب ارتفاع [۴].

امیل و تارتاکوفسکی^۲ در سال ۲۰۱۶ با مدل‌سازی موتور روتکس ۹۱۴ در GT-Power به بررسی اثر چهار فاکتور ارتفاع، دمای ورودی، اکتان سوخت و رطوبت بر روی کوبش و توان خروجی پرداخته‌اند. سپس برای کنترل کوبش،

1- Intercooler
2- Amiel and Tartakovski

جدول (۱): مشخصات کلی موتور روتکس ۹۱۴ [۱۴].

ردیف	پارامتر	مقدار مشخصه (واحد)
۱	تعداد و آرایش سیلندرها	۴ سیلندر متقابل
۲	نسبت تراکم	۹
۳	تعداد سوپاپ	۸
۴	وزن خشک موتور	۷۱/۵ kg
۵	حجم موتور	۱۲۰۰ cc
۶	کورس سیلندر	۶۱ mm
۷	قطر سیلندر	۷۹/۵ mm
۸	حداکثر توان-دور موتور	۵۸۰۰ rpm - ۱۱۵ hp
۹	حداکثر گشتاور- دور موتور	۴۹۰۰ rpm - ۱۴۴ N-m
۱۰	مدل توربوشارژر	Garrett T-25

برای مدل‌سازی موتور روتکس ۹۱۴ در نرم‌افزار GT-Power ابتدا باید منیفلود هوای ورودی، سیلندرها، پیستون، منیفلود گازهای خروجی، سوپاپ‌ها، میل‌لنگ و توربوشارژر، هر یک به صورت جداگانه مدل‌سازی شده و مشخصات آنها به صورت جداگانه تعریف شود. سپس در ادامه با انطباق و اتصال مدل‌های تک تک اجزاء به یکدیگر، مدل نهایی موتور استخراج گردد.

باتوجه به کاربراتوری بودن موتور روتکس ۹۱۴ و عدم وجود ابزار یا قالبی مشخص جهت مدل‌سازی کاربراتور در نرم‌افزار GT-Power، در این تحقیق از سایر ابزارهای موجود به نحوی استفاده شده است که بیانگر رفتار و عملکرد کاربراتور باشند. به عبارت دیگر، برای مدل‌سازی کاربراتور، دبی پاشش سوخت در هر دور باید به گونه‌ای باشد که تقریباً در تمامی زوایای لنگ، سوخت در محفظه ایربکس پاشیده شود. علت این امر، عملکرد مداوم کاربراتور در اختلاط^۱ هوا و سوخت است. دبی پاشش سوخت به صورت جدولی برحسب سرعت موتور در نرم‌افزار تعریف می‌گردد. ویژگی‌های تعریف شده برای سوخت و کاربراتور موتور در جدول ۲ ارائه شده است. شایان ذکر است که در قسمت تعریف نوع سوخت، سوختی که حداکثر شباهت به بنزین اکتان ۹۵ را داشته باشد، انتخاب می‌شود که فرمول شیمیایی آن به صورت $C_{7.93}H_{14.8}$ و معرف سوخت ایندولین می‌باشد.

که در آن، با شبیه‌سازی عملکرد موتور در فرآیند سخت‌افزار در حلقه، امکان انجام مطالعات طراحی و بهینه‌سازی سیستم کنترل برای موتور بنزینی، فراهم گردید. مدل یک بعدی موتورهای پیستونی در نرم‌افزار GT-Power، یکی از بهترین مدل‌های شبیه‌سازی جهت طراحی و بهینه‌سازی الگوریتم‌های کنترلی موتور است که با افزایش دقت مدل‌ها با نتایج تجربی، این امر توسعه بیشتری پیدا کرده است.

در سال ۲۰۱۸ خدایپرست و همکارانش [۱۳] در ابتکاری جدید، به مدل‌سازی یک موتور پیستونی خودرویی جهت عملکرد در ارتفاعات بالا با استفاده از مدل GT-Power پرداختند. در این تحقیق با طراحی یک سامانه حفظ توان چند مرحله‌ای توربوشارژری، امکان حفظ توان موتور در ارتفاعات بالا فراهم گردید و به بررسی چگونگی رفتار خط عملکردی کمپرسور و پارامترهای عملکردی موتور پرداخته شد.

در این پژوهش هدف اصلی مطالعه و بررسی پارامترهای عملکرد موتور روتکس ۹۱۴ در ارتفاع و فاز اوج گیری در دور نامی می‌باشد. دور نامی موتور روتکس که دور حداکثر قدرت دائم آن است، برابر ۵۵۰۰ دور بر دقیقه می‌باشد که علاوه بر مطالعه و بررسی آن، به منظور تبیین هرچه بیشتر رفتار موتور، به بررسی عملکرد موتور در دورهای پایین‌تر نیز پرداخته می‌شود. برای این منظور، با ایجاد مدل یک بعدی موتور در نرم‌افزار GT-Power، اعتبارسنجی نتایج حاصل از مدل با داده‌های اعلام شده توسط شرکت سازنده، صورت می‌گیرد. پس از آن، به بررسی تغییرات پارامترهای عملکردی موتور همچون توان ترمزی، BSFC، دبی هوای ورودی، راندمان حجمی، راندمان اندیکاتوری و خط کاری کمپرسور تا ارتفاع ۳۰ هزارپایی پرداخته می‌شود. در ادامه اثر تغییرات دمای محیط در شرایط پروازی خارج از ISA در ۴ دمای محیط متفاوت، بر پارامترهای مذکور مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲- مدل سازی یک بعدی موتور

روتکس ۹۱۴ با یک مرحله توربوشارژر، حداکثر توان ۱۱۵ اسب بخار را در شرایط سطح دریا و با دور ۵۸۰۰ rpm برای مدت زمان ۵ دقیقه، تولید می‌کند. مشخصات اصلی این موتور در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول (۳): شرایط مرزی دمایی سیلندر

ردیف	مرز دمایی	دما (کلوین)
۱	سر سیلندر	۵۰۸
۲	بلوک سیلندر	۴۵۰
۳	پیستون	۵۹۰

همچنین به منظور تعریف مدل احتراق داخل سیلندر، از تابع ویب^۲ استفاده شده است. تابع ویب برای محاسبه نرخ آزاد شدن انرژی به ازای زاویه لنگ، مورد استفاده قرار می‌گیرد. این مدل برای توصیف احتراق سوخت و هوای پیش آمیخته، در چرخه موتورهای اشتعال جرقه‌ای مناسب است [۱۶]. رابطه تابع ویب به شکل زیر است [۱۷]:

$$Combustion(\theta) = (CE) \left[1 - e^{-(WC)(\theta - SOC)^{(E+1)}} \right] \quad (1)$$

که در آن، θ زاویه لنگ، CE راندمان احتراق، WC ثابت ویب، SOC زاویه شروع احتراق و E توان تابع ویب می‌باشد.

مقادیر پارامترهای WC و SOC با استفاده از معادلات (۲) تا (۶) محاسبه می‌گردند که در آن، D طول مدت احتراق، AA زاویه لنگ، BM درصد سوخت سوخته شده در زاویه لنگ، BS درصد سوخت سوخته شده در شروع احتراق، BE درصد سوخت سوخته شده در پایان احتراق، BMS ثابت نقطه میانی احتراق، BSC ثابت شروع احتراق و BEC ثابت پایان احتراق می‌باشد. مقدار D و AA با توجه به مقادیر توصیه شده توسط نرم‌افزار در نظر گرفته شده و مقادیر BM ، BS و BE به ترتیب ۵۰، ۱۰ و ۹۰ درصد بر اساس پیش‌فرض نرم‌افزار در نظر گرفته شده است. دو پارامتر ورودی توسط کاربر برای تابع ویب، زاویه لنگ رسیدن مخلوط به ۵۰ درصد اشتعال و زاویه صورت گرفتن اشتعال از ۱۰ تا ۹۰ درصد اشتعال است. از این‌رو، زمان جرقه‌زنی بر حسب دور ثابت است و مقادیر آن با استفاده از جدول ۴ بیان می‌گردد.

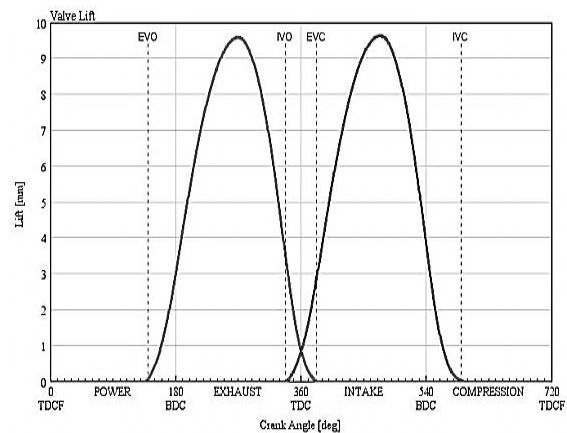
جدول (۴): ورودی‌های تابع ویب برای زمان جرقه زنی.

ردیف	پارامتر	زاویه لنگ (درجه)
۱	۵۰٪ نقطه اشتعال (ATDC)	۵
۲	مدت اشتعال از ۱۰ تا ۹۰ درصد	۲۵

جدول (۲): مشخصات سوخت و کاربراتور

ردیف	پارامتر	واحد	مقدار
۱	نوع سوخت	-	Indolene-liq-NASA
۲	جرم مخصوص سوخت	kg/m ³	۷۵۰
۳	ارزش حرارتی سوخت	MJ/kg	۴۳/۶
۴	دمای سوخت	K	دمای محیط + ۱۵
۵	طول کاربراتور	mm	۱۳۰

در قسمت مدل‌سازی سوپاپ، مهمترین مسئله پروفیل برخاست سوپاپ ورودی و خروجی سیلندر است. زمان‌بندی باز و بست سوپاپ‌های ورودی و خروجی با توجه به جدول ارائه شده در مرجع [۱۴] برای موتور روتکس ۹۱۴، بصورت شکل (۵) استخراج می‌گردد. همچنین قطر سوپاپ ورودی و خروجی در نرم‌افزار به ترتیب برابر ۳۸ و ۳۲ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.



شکل (۴): پروفیل برخاست سوپاپ ورودی و خروجی.

به منظور مدل‌سازی سیلندر، می‌بایست مشخصات انتقال حرارت، دماهای سیلندر و مدل احتراق، به درستی تعریف گردند. در اینجا برای تعریف نوع انتقال حرارت در سیلندر، از مدل وشنی^۱ استفاده شده است که یک مدل استاندارد در اکثر کاربردهای صنعتی است [۱۵]. شرایط مرزی در نظر گرفته شده برای دمای سر و دیواره سیلندر به همراه دمای پیستون طبق اطلاعات ارائه شده توسط شرکت سازنده به صورت جدول ۳ در نظر گرفته شده است.

جدول (۵): مقادیر پارامترهای تابع اصطکاک موتور

مقدار	واحد	پارامتر	ردیف
۰/۴	bar	C_{FEMP}	۱
۰/۰۰۶	-	$F_{P.C.P}$	۲
۰/۰۸	bar/(m/s)	$F_{M.P.S}$	۳
۰/۰۰۰۶	bar/(m/s) ²	$F_{S.M.P2}$	۴

باتوجه به مطالعات مورد نیاز عملکرد در ارتفاع، به منظور مدل سازی دما و فشار محیط در ارتفاعات مختلف از روابط (۸) و (۹) استفاده می شود [۱۷].

$$T = T_0 - 0.0065 \times \Delta Z \quad (۸)$$

$$P = P_0 \left(\frac{T_0 - 0.0065 \times \Delta Z}{T_0} \right)^{\left(\frac{g}{0.005R} \right)} \quad (۹)$$

که در آن، P فشار محیط بر حسب Pa ، T دمای محیط بر حسب K ، P_0 فشار مرجع سطح دریا برابر ۱۰۱۳۲۵ پاسکال، T_0 دمای مرجع برابر ۲۸۸/۱۵ کلوین، ΔZ ارتفاع از سطح دریا بر حسب متر، g شتاب جاذبه زمین بر حسب m/s^2 و R ثابت گازها بر حسب $J/kg.K$ می باشد.

با مدل سازی یک بعدی اجزاء موتور به صورتی که در شکل ۵ نمایش داده شده است؛ مدل موتور روتکس در نرم افزار ایجاد شده و جهت اعتبارسنجی در سه پارامتر توان ترمزی، فشار شار منیفولد و سوخت مصرفی با ترائل لود (درصد گشودگی دریچه گاز) ۱۰۰٪ که توسط سازنده در کتابچه موتور ارائه شده است، مقایسه بین نتایج صورت می گیرد.

$$WC = \left[\frac{D}{BEC^{1/(E+1)} - BSC^{1/(E+1)}} \right]^{-(E+1)} \quad (۲)$$

$$SOC = AA - \frac{(D)(BMC)^{1/(E+1)}}{BEC^{1/(E+1)} - BSC^{1/(E+1)}} \quad (۳)$$

$$BMS = -\ln(1 - BM) \quad (۴)$$

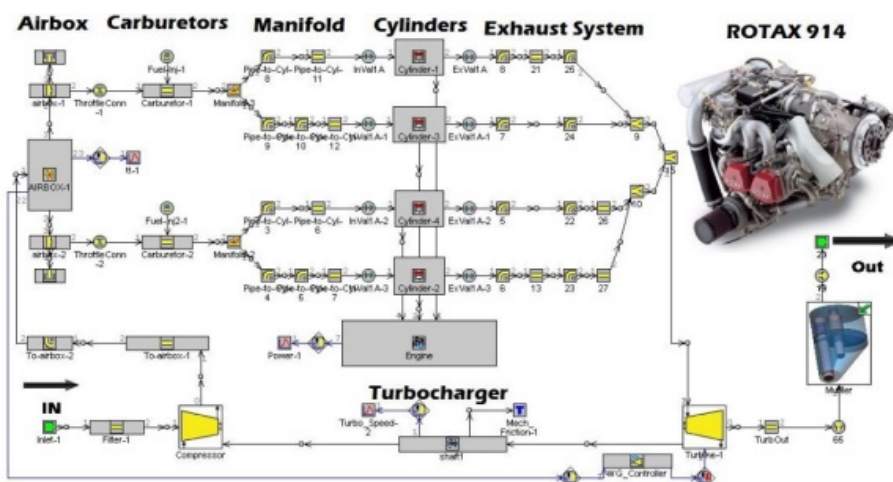
$$BSC = -\ln(1 - BS) \quad (۵)$$

$$BEC = -\ln(1 - BE) \quad (۶)$$

به دلیل مطالعه توان ترمزی در این پژوهش، میزان اصطکاک موتور یکی دیگر از پارامترهای مهم در شبیه سازی است. مدلی که توسط نرم افزار GT-Power برای این امر معرفی شده است، از رابطه (۷) تبعیت می کند [۱۷].

$$FMEP = C_{FEMP} + (F_{P.C.P} \times P_{P.C}) + (F_{M.P.S} \times S_{M.P}) + [F_{S.M.P2} \times S_{M.P}^2] \quad (۷)$$

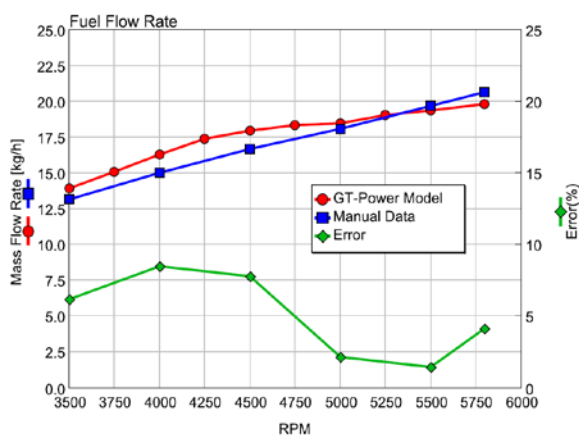
که در آن، $FMEP$ فشار میانگین موثر اصطکاک^۱ بر حسب بار، C_{FEMP} مقدار ثابت $FMEP$ ضریب فشار بیشینه سیلندر^۲، $P_{P.C}$ فشار بیشینه سیلندر بر حسب بار^۳، $F_{M.P.S}$ ضریب سرعت متوسط پیستون^۴، $S_{M.P}$ سرعت متوسط پیستون^۵ بر حسب m/s و $F_{S.M.P2}$ ضریب مجذور سرعت متوسط پیستون^۶ می باشد. مقادیر پارامترهای مربوط به محاسبه اصطکاک موتور در مدل موتور روتکس با استفاده از نتایج توصیه شده در مراجع [۱۶-۱۷] به صورت جدول ۵ انتخاب شده است. همچنین باتوجه به مستندات موتور، ترتیب احتراق در این قسمت به صورت ۱-۴-۲-۳ تعیین می گردد [۱۴].



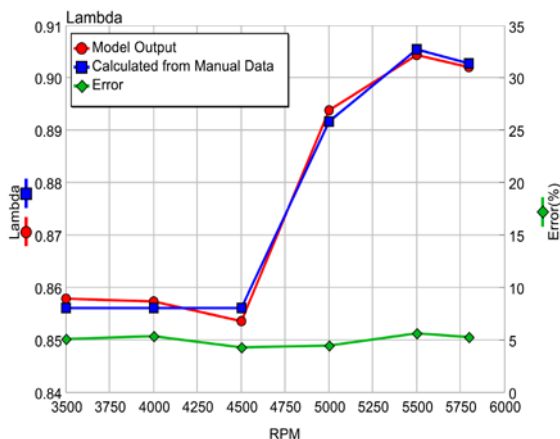
شکل (۵): شمای کلی مدل بعدی موتور روتکس ۹۱۴.

- 1- Friction Mean Effective Pressure
- 2- Maximum Cylinder Pressure Factor
- 3- Maximum Cylinder Pressure
- 4- Mean Piston Speed Factor
- 5- Mean Piston Speed
- 6- Mean Piston Speed Square Factor

سوخت استوکیومتری است، جهت مقایسه بین مدل و مقادیر محاسبه شده از داده‌های شرکت سازنده ارائه شده است. همان‌طور که در این نمودار مشاهده می‌شود، نسبت هم‌ارزی در دورهای پایین تقریباً ثابت بوده و در ناحیه مخلوط غنی از سوخت قرار دارد و از سرعت ۴۵۰۰ دور بر دقیقه شروع به افزایش نموده و به سمت ناحیه مخلوط رقیق نزدیک می‌گردد. با توجه به نمودار مشاهده می‌شود که موتور حتی در حداکثر دور و توان خود، همچنان در ناحیه غنی از سوخت قرار دارد.



شکل (۸): مقایسه دبی سوخت در مدل با داده‌های سازنده.

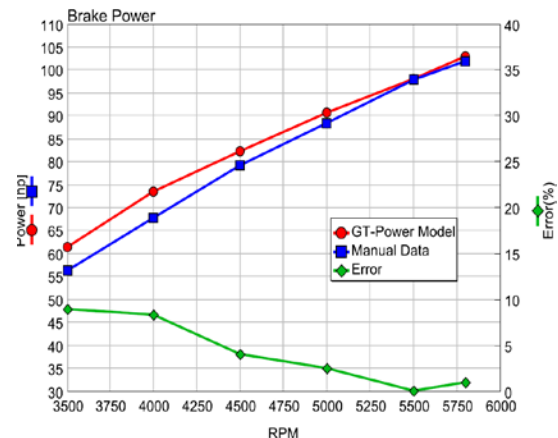


شکل (۹): مقایسه نسبت توازن مدل با مقدار محاسبه شده.

شرکت سازنده به صورت مستقیم مقادیر BSFC را در دورهای مختلف منتشر نکرده است؛ اما با توجه به اینکه مقدار BSFC به صورت نسبت دبی جرمی سوخت مصرفی به توان ترمزی تعریف می‌شود و مقادیر این دو پارامتر نیز موجود هستند در شکل ۱۰ مقدار BSFC مدل با نتایج تجربی مورد مقایسه قرار گرفته است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، توان خروجی در مدل از توان گزارش شده اندکی

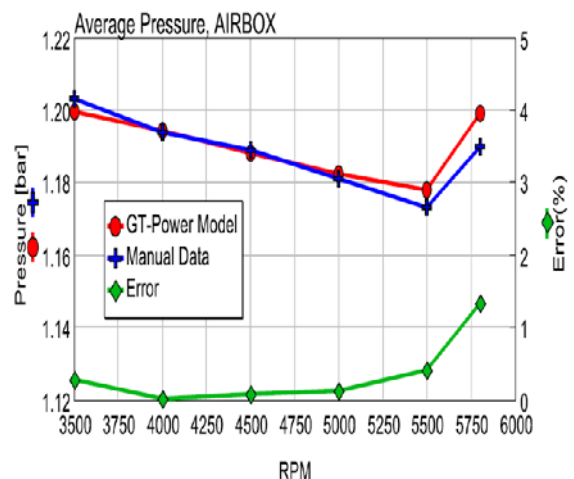
۳- اعتبارسنجی مدل یک بعدی

با توجه به شکل ۶، مشاهده می‌شود که شبیه‌سازی صورت گرفته در پارامتر توان خروجی در دور نامی موتور بسیار مناسب است و حتی در کمترین میزان دور موتور که مقدار خطا بیشینه است، همچنان قابل قبول است.



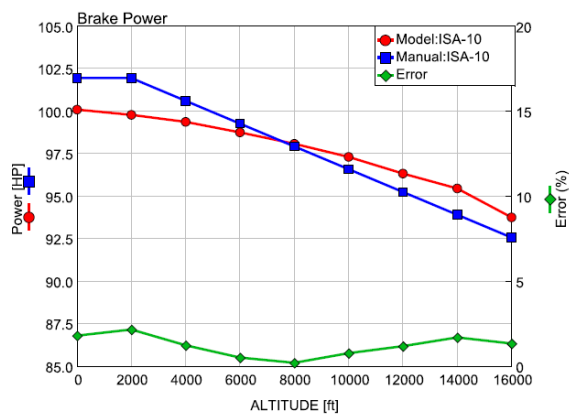
شکل (۶): مقایسه توان ترمزی در مدل با داده‌های سازنده.

تغییرات فشار منیفولد بر حسب دور موتور جزء پارامترهایی است که توسط سازنده مشخص شده است. با توجه به قابل تنظیم بودن فشار بوست توربوشارژر، انتظار خطای اندکی این بخش می‌رود که در شکل ۷ مشهود است.

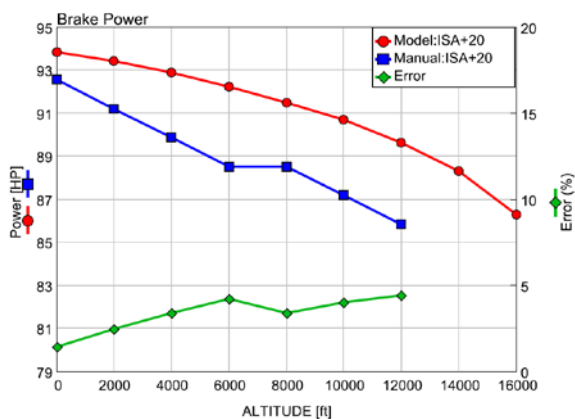


شکل (۷): مقایسه فشار منیفولد ورودی در مدل با داده‌های سازنده.

شکل ۸ بیانگر روند صعودی مورد انتظار دبی جرمی سوخت با توجه به افزایش دور موتور است که نشان از دقت مناسب مدل در پیش‌بینی رفتار آن دارد. در شکل ۹ پارامتر لمبدا که بیانگر نسبت هوا به سوخت واقعی به نسبت هوا به



شکل (۱۲): مقایسه توان بر حسب ارتفاع در مدل و داده‌های سازنده در شرایط ISA-10.



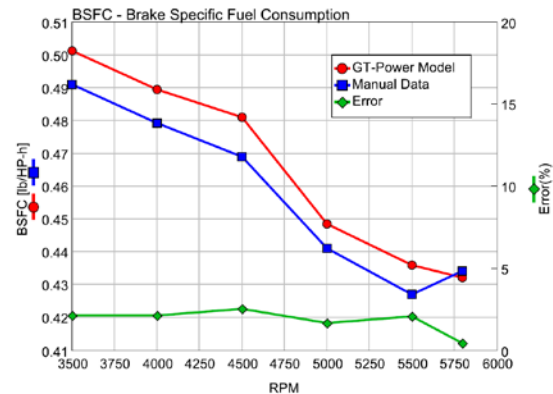
شکل (۱۳): مقایسه توان بر حسب ارتفاع در مدل و داده‌های سازنده در شرایط ISA+20.

با توجه به شکل‌های ۱۲ و ۱۳ در مقایسه با شکل ۱۱ می‌توان دریافت نتایج مدل اندکی نسبت به نتایج ارائه‌شده توسط سازنده، حساسیت کمتری نسبت به تغییرات دمای محیطی از خود نشان می‌دهند.

۴- خروجی‌های مدل در سطح دریا و دوره‌های مختلف

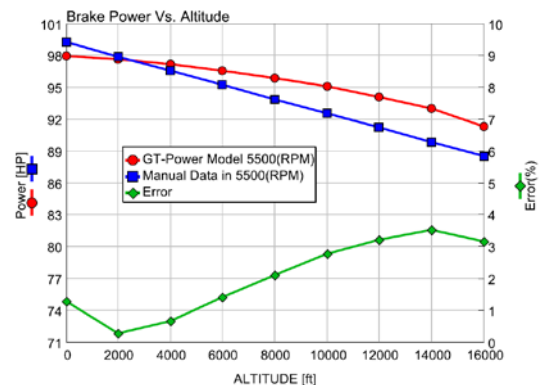
علاوه بر پارامترهای توان، دبی سوخت و BSFC موتور، پارامترهای مهم دیگری نیز با توجه به مدل نرم‌افزاری توسعه داده‌شده، قابل استخراج هستند. در شکل ۱۴ نمودار تغییرات دبی هوای مصرفی موتور و گشتاور ترمزی ارائه گردیده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، گشتاور خروجی موتور دارای تغییراتی اندک در دوره‌های مختلف است. در مقابل روند تغییرات دبی هوای ورودی موتور با افزایش دور موتور صعودی است و این درحالی است که با توجه به شکل ۷ فشار منیفولد روندی کاهشی دارد.

بیشتر است؛ اما در طرف دیگر مقادیر سوخت پاشیده شده نیز بیشتر بوده که در نهایت منجر به ایجاد خطایی اندک در BSFC شده است.



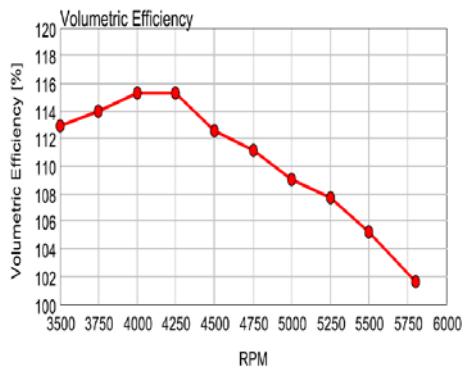
شکل (۱۰): مقایسه BSFC در مدل با داده‌های سازنده.

باتوجه به نمودارهای ارائه‌شده، مشخص می‌شود که حداکثر خطای شبیه‌سازی در پارامترهای توان، فشار منیفولد و BSFC موتور به ترتیب ۸، ۲/۵ و ۱/۳ درصد می‌باشد. یکی دیگر از داده‌های مهم ارائه‌شده توسط سازنده موتور، چگونگی افت توان موتور بر حسب ارتفاع تا ارتفاع ۱۶ هزارپایی است که علت اصلی این امر، کاهش راندمان حجمی در اثر افت چگالی هوای محیط و افزایش دمای هوای فشرده شده در ارتفاعات بالا می‌باشد [۱۸]. مدل ایجاد شده توانسته با دقت خوبی توان ترمزی در ارتفاعات مورد نظر را به‌دست آورد؛ اگر چه شیب تغییرات نتایج سازنده بیشتر است. همان‌طور که در شکل‌های ۱۱، ۱۲ و ۱۳ مشاهده می‌شود، فاصله نتایج مدل در مقایسه با داده‌های شرکت سازنده برای توان ترمزی در ارتفاع و دمای محیطی متفاوت، قابل قبول بوده و در بیشترین مقدار در حدود ۰/۵٪ خطا را به خود می‌بیند.

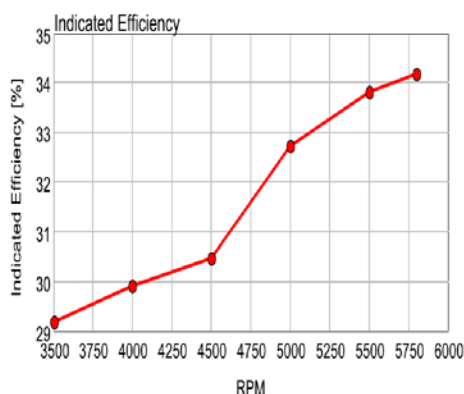


شکل (۱۱): مقایسه توان بر حسب ارتفاع در مدل و داده‌های سازنده در شرایط ISA.

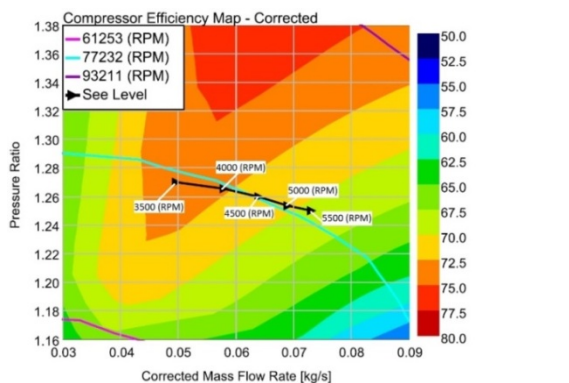
گذر^۱ برابر ۲۶ میلی‌متر است و این به معنای باز بودن ۸۶ درصدی دریچه کنار گذر می‌باشد. علاوه بر این، در شکل ملاحظه می‌گردد که با افزایش دور موتور، دبی تصحیح شده کمپرسور توربوشارژر در دور حدود ۸۰ هزار دور بر دقیقه، افزایش یافته و به سمت ناحیه خفگی^۲ حرکت می‌کند.



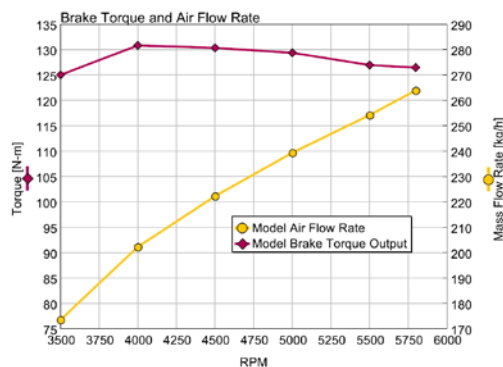
شکل (۱۵): راندمان حجمی بر حسب دور موتور در شرایط سطح دریا.



شکل (۱۶): راندمان اندیکاتوری بر حسب دور موتور در شرایط سطح دریا.



شکل (۱۷): نقاط کاری کمپرسور به تفکیک دور در ارتفاع سطح دریا.



شکل (۱۴): گشتاور خروجی و دبی هوای موتور حاصل از مدل در شرایط سطح دریا.

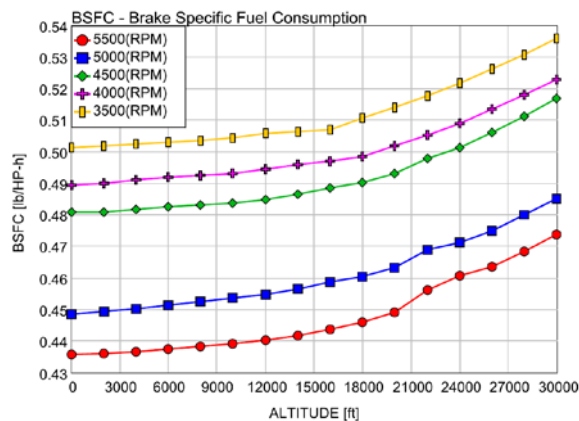
همان‌گونه که در شکل ۱۵ نشان داده شده است، با افزایش دور موتور از ۴۰۰۰ تا ۵۸۰۰ دور بر دقیقه، راندمان حجمی و در نتیجه آن تنفس موتور دچار افتی در حدود ۱۲٪ می‌شود. این پدیده تنها متأثر از شرایط عملکرد در دورهای بالا (برخاست سوپاپ در زمان کوتاه‌تر) نبوده و کاهش فشار منیفولد ورودی نیز در آن تاثیرگذار است [۱۹]. راندمان حجمی به دو دلیل با افزایش دور کاهش می‌یابد. دلیل اول افزایش دور موتور و کوتاه‌تر شدن زمان برخاست سوپاپ و در نتیجه عدم ورود دبی هوای مناسب و دلیل دوم کاهش فشار منیفولد ورودی که در شکل ۷ مشهود است. همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود تا دور ۵۵۰۰ موتور، فشار منیفولد کاهش می‌یابد و تنها در دور ۵۸۰۰ مقدار آن افزایش پیدا می‌کند که در این حالت هم به دلیل زمان برخاست بسیار کوتاه سوپاپ ورودی، راندمان حجمی دچار افت می‌گردد.

همچنین در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود که راندمان حجمی موتور به دلیل وجود توربوشارژر و بالاتر بودن فشار ورودی موتور نسبت به فشار مرجع، دارای مقادیر بالاتر از ۱۰۰٪ می‌باشد. در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود که راندمان اندیکاتوری موتور در دور نامی خود، حدود ۳۴٪ است که نسبت به سایر موتورهای بنزینی با توان مشابه، مقدار مناسبی است.

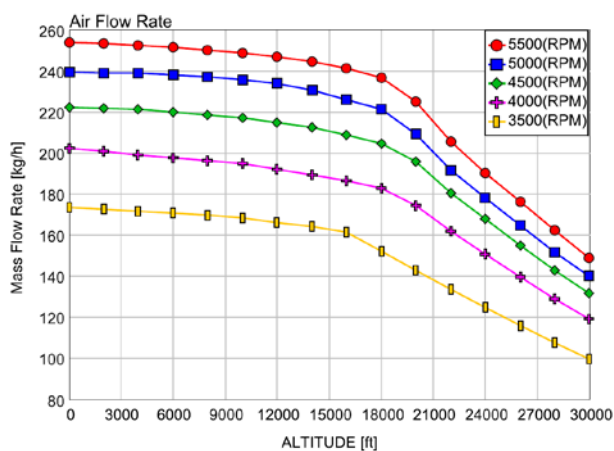
شکل ۱۷ نمایان‌گر نقاط کاری کمپرسور توربوشارژر در شرایط سطح دریا است. نسبت فشار کمپرسور در شرایط سطح دریا تقریباً ثابت بوده و مقدار آن در دور نامی موتور حدود ۱/۲۵ می‌باشد که در این شرایط قطر دریچه کنار

1- wastegate
2- chock

دارد. همانطور که در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود در ارتفاع ۳۰ هزارپایی، دبی هوای ورودی موتور در دور نامی، حدود ۴۱ درصد نسبت به شرایط سطح دریا کاهش یافته و این در حالیست که چگالی هوای محیط در این شرایط به میزان ۶۳ درصد کاهش یافته است.



شکل (۱۹): تغییرات BSFC بر حسب ارتفاع در ۵ دور مختلف.



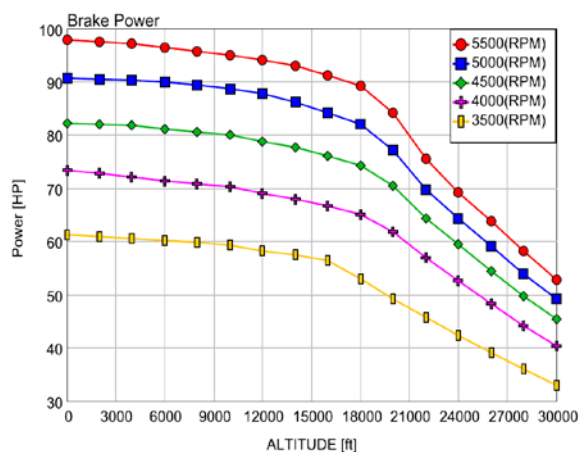
شکل (۲۰): تغییرات دبی هوای ورودی بر حسب ارتفاع در ۵ دور مختلف.

در شکل ۲۱ به منظور نمایش مناسب، نمودارهای تغییرات راندمان حجمی به ۳ دور کاری تقلیل یافته است تا رفتار سیالاتی و تنفسی موتور مشخص گردد. با نزدیک شدن به دورهای پایین و در نتیجه ناحیه استال کمپرسور و کم شدن محسوس مومنتم گاز خروجی، توربین نمی‌تواند انرژی کافی برای تامین نسبت فشار لازم را بگیرد و در نتیجه افت راندمان حجمی در دورهای پایین نسبت به دور بیشینه زودتر اتفاق می‌افتد. این افت راندمان به قدری است

۵- مطالعه اثر تغییر ارتفاع بر عملکرد موتور

از جمله مهمترین پارامترهای عملکردی مورد نظر در ارتفاع عبارتند از: توان، BSFC، دبی هوای مصرفی، بازده حجمی و خط عملکردی توربوشارژر [۲۰]. برای استخراج و تحلیل این نمودارها در این تحقیق، موتور در حالت حداکثر قدرت دائم که در آن دریچه هوای ورودی در حالت کاملاً باز قرار دارد، در نظر گرفته شده و نمودار تغییرات پارامترهای مذکور از ارتفاع سطح دریا تا ارتفاع ۳۰۰۰۰ پایی ارائه می‌گردد.

با توجه به شکل ۱۸ مشاهده می‌شود که در حدود ارتفاع ۱۸ هزارپایی، توان موتور در دور نامی، افت محسوسی پیدا کرده و در دورهای پایین‌تر، این افت از ارتفاع ۱۶ هزارپایی شروع می‌شود. علاوه بر این، مشاهده می‌شود که در ارتفاع ۳۰ هزار پای، افت توان موتور نسبت به شرایط سطح دریا برابر ۴۸ درصد است.

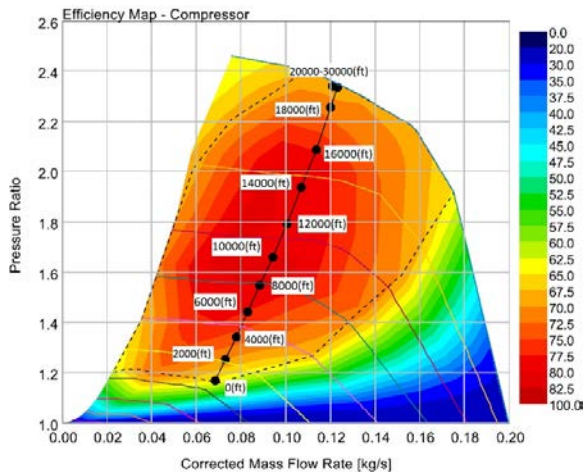


شکل (۱۸): تغییرات توان بر حسب ارتفاع در ۵ دور مختلف.

در شکل ۱۹ ملاحظه می‌گردد که با افزایش ارتفاع بدلیل کاهش توان موتور، مقدار BSFC افزایش می‌یابد که در دور نامی این افزایش در ارتفاع ۳۰ هزارپایی حدود ۹ درصد است. همچنین مشاهده می‌شود که در یک ارتفاع معین با افزایش دور موتور، مقدار BSFC کاهش می‌یابد که از دور ۳۵۰۰ تا ۵۵۰۰، این کاهش حدود ۱۵ درصد است. بعبارت دیگر هرچه شرایط عملکردی موتور به دور نامی خود نزدیکتر شود، BSFC موتور در وضعیت مناسب‌تری قرار خواهد گرفت [۲۱].

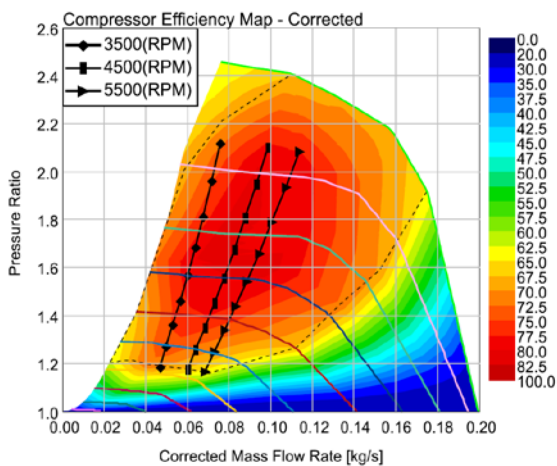
روند تغییرات دبی هوای ورودی موتور بر حسب ارتفاع، تشابه زیادی با تغییرات توان بر حسب ارتفاع در شکل ۱۸

نظر گرفته است. با این وجود در هنگام اوج‌گیری در ارتفاعات بالاتر از ۲۰ هزار پا توجه به این نکته از سوی خلبان، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.



شکل (۲۲): خط کاری کمپرسور در سرعت ۵۵۰۰ دور بر دقیقه موتور در ارتفاعات مختلف.

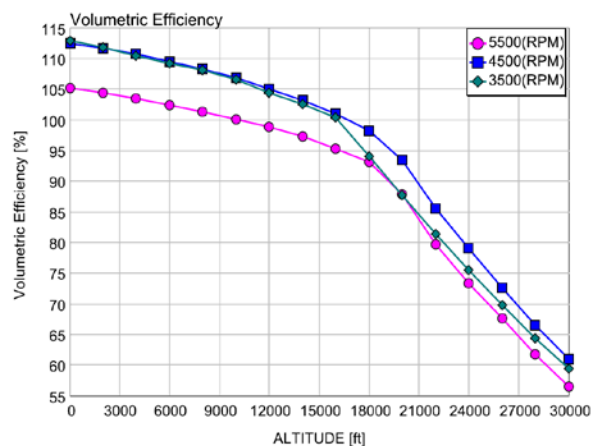
باتوجه به شکل ۲۳، مشاهده می‌شود که هرچه دور موتور از دور نامی آن کمتر باشد، خط عملکردی کمپرسور به سمت ناحیه سرچ و ناپایداری حرکت خواهد کرد و از محدوده عملکرد بهینه فاصله خواهد گرفت.



شکل (۲۳): خطوط عملکردی کمپرسور با تغییر ارتفاع در دورهای متفاوت.

در این تحقیق میزان گشودگی دریچه کنار گذر^۱ به نحوی تنظیم گردیده که در هر دور موتور، مقدار فشار منیفولد مدل به فشار منیفولد ارائه‌شده توسط شرکت

که نمودار ۳۵۰۰ دور بر دقیقه را به نمودار ۵۵۰۰ دور بر دقیقه که در فشار تنظیم شده ورودی کمتری کار می‌کند، از ارتفاع ۱۸ هزار پا تا ۲۲ هزار پا، نزدیک و مشابه می‌کند. بعد از ۲۲ هزار پا که ناتوانی توربین و به دنبال آن کمپرسور برای همه دورها شرایط مشابهی پیدا می‌کند، نمودار ۳۵۰۰ دور بر دقیقه به جای خود بر می‌گردد. مقایسه نمودار ۳۵۰۰ دور بر دقیقه با ۴۵۰۰ دور بر دقیقه به وضوح اثر دبی جرمی واقعی و دبی جرمی تصحیح شده بالاتر را در پایداری راندمان حجمی نشان می‌دهد.

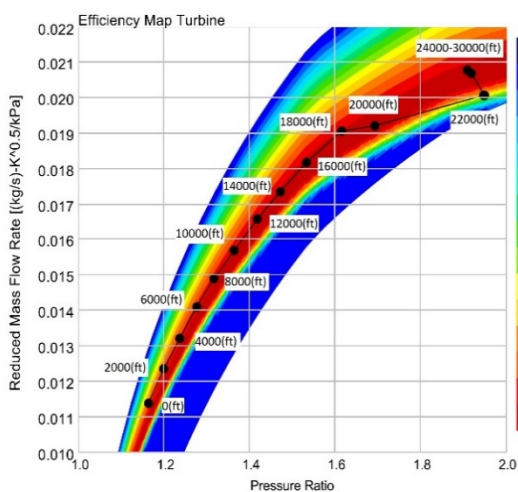


شکل (۲۱): تغییرات راندمان حجمی موتور بر حسب ارتفاع در ۳ دور مختلف.

خط عملکردی کمپرسور در دور نامی موتور (سرعت ۵۵۰۰ دور بر دقیقه) از ارتفاع سطح دریا تا ارتفاع ۳۰ هزارپایی، روند مناسبی را از خود نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل ۲۲ مشاهده می‌شود، در شرایط نامی عملکرد تا ارتفاع ۲۰ هزارپایی، کمپرسور همواره در ناحیه بهینه خود قرار داشته و فاصله مناسبی از ناحیه سرچ و خفگی کمپرسور دارد. از ارتفاع ۲۰ تا ۳۰ هزارپایی، نقاط عملکردی کمپرسور بر روی یکدیگر و در ناحیه سرعت بیشینه قرار گرفته و امکان افزایش دور، دبی و نسبت فشار وجود نخواهد داشت. عملکرد در دور بیشینه موجب ایجاد تنش زیاد و ارتعاشات غیر قابل کنترل است که این امر در هنگام اوج‌گیری باید مورد توجه قرار گیرد. معمولاً در منحنی‌های ارائه شده توسط شرکت گرت، عملکرد در حداکثر دور منحنی کمپرسور به معنای حداکثر ظرفیت دور کمپرسور یا توربوشارژر نیست و معمولاً شرکت سازنده حاشیه امنی تا نقطه حداکثر دور مجاز اعلام شده در منحنی توربوشارژر در

1- Waste gate

پس از آن، نسبت فشار افزایش می‌یابد تا جایی که نقاط کاری از ارتفاع ۲۲ هزار پایی به بعد در یک محدوده متوقف می‌شوند. با توجه به شکل ۲۲ و شکل ۲۴، رسیدن به محدوده سرعت بیشینه از افزایش دبی تصحیح شده ممانعت کرده در حالی که دبی جرمی با افزایش ارتفاع در حال کاهش است؛ اما با توجه به کاهش فشار محیط، مقدار دبی تصحیح شده ثابت می‌ماند.



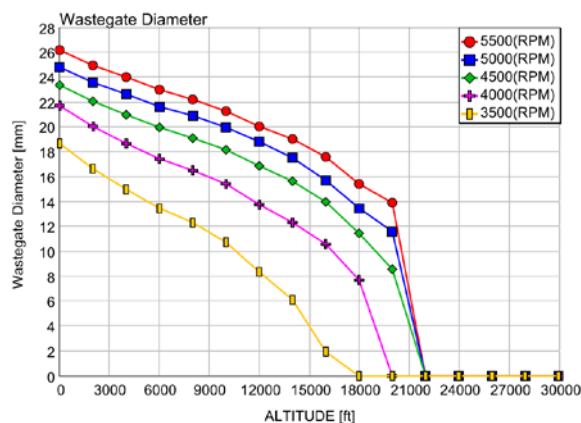
شکل (۲۵): خط کاری توربین در سرعت ۵۵۰۰ دور بر دقیقه در ارتفاعات مختلف.

۶- مطالعه اثر تغییر دمای محیط بر عملکرد موتور

باتوجه به مدل نرم‌افزاری توسعه داده‌شده، می‌توان اثرات ناشی از پرواز در شرایط دمایی خارج از ISA را نیز مورد بررسی قرار داد. این تحلیل به این دلیل حائز اهمیت است که امکان پرواز وسیله پرنده^۲ در شرایط خارج از دمای استاندارد وجود دارد؛ بنابراین، در این قسمت به مطالعه اثر تغییرات دمای محیط بر پارامترهای عملکردی در دور نامی موتور تا ارتفاع ۳۰ هزارپا پرداخته می‌شود.

در شکل‌های ۲۶ و ۲۷ مشاهده می‌شود که روند تغییرات توان و دبی هوای ورودی موتور در دماهای مختلف محیط یکسان است. همچنین مشاهده می‌شود که اختلاف ۴۰ درجه‌ای دمای محیط سبب افت محسوس‌تر توان و دبی هوای ورودی در ارتفاعات کمتر از ۲۰ هزارپا شده که میزان آن به ترتیب برابر ۹ و ۸ درصد است.

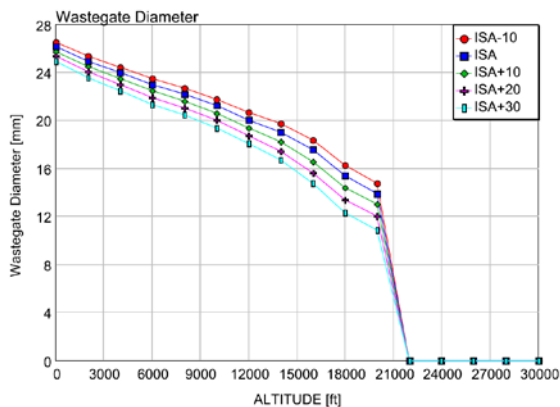
سازنده نزدیک گردد. از این روی با مدل کردن کنار گذر و استفاده از المان کنترلی داخل نرم‌افزار، این حلقه کنترلی کامل می‌گردد. بنابراین، منطق تنظیم دریچه کنار گذر بر اساس فشار تنظیم شده در هر دور برای مدل می‌باشد. در شکل ۲۴ مشاهده می‌شود که در ارتفاع سطح دریا دریچه کنار گذر از ۲۶ تا ۱۹ میلی‌متر برای دورهای بیشینه و کمینه تغییر می‌کند. این خود بیان‌کننده انتقال سهم بیشتر جریان به روی توربین در دورهای پایین است. با افزایش ارتفاع، شیب بسته شدن دریچه کنار گذر برای دورهای پایین، تندتر بوده و تا ۱۸ هزار پایی به‌طور کامل بسته شده و تمامی جریان به روی توربین هدایت می‌شود. این در حالی است که بسته شدن دریچه کنار گذر برای دور بیشینه در ارتفاع ۲۲ هزار پایی صورت می‌گیرد، به‌عبارت دیگر مومنتم گازهای خروجی برای دور ۵۵۰۰، تا ارتفاع ۲۰ هزار پایی به قدری هست که دریچه کنار گذر به میزان ۱۴ میلی‌متر یا ۴۶٪ باز باشد و نیاز به کل جریان گاز خروجی برای عبور از توربین نباشد. با توجه به آن‌که در ارتفاع ۲۲ هزارپایی، دریچه کنار گذر به‌طور کامل بسته می‌شود، می‌توان دریافت که برعکس دورهای پایین‌تر، نبود مومنتم گازهای خروجی دلیل افت توان نیست و رسیدن به ناحیه سرعت بیشینه کمپرسور محدود کننده شرایط است.



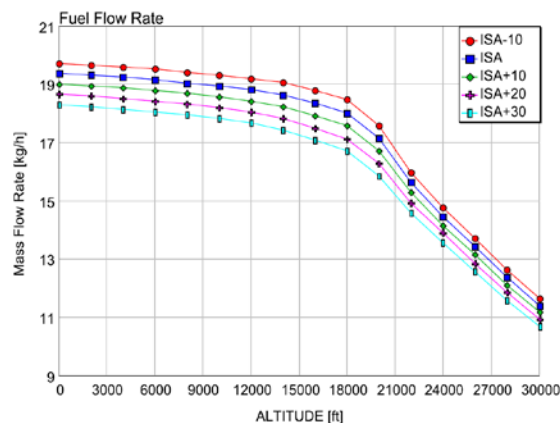
شکل (۲۴): میزان گشودگی دریچه کنار گذر در ارتفاعات مختلف.

در شکل ۲۵ با افزایش ارتفاع و کاهش فشار محیط، دبی جرمی کاهش یافته^۱ شروع به افزایش می‌کند و به دنبال آن با ثابت ماندن نسبی فشار ورودی توربین و کاهش فشار

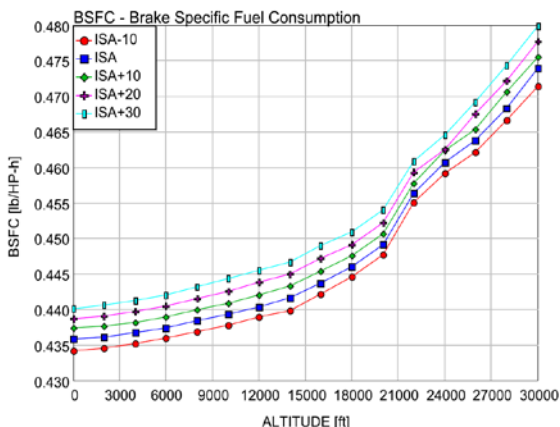
با افزایش ۴۰ درجه سانتی‌گراد دمای محیط، مقدار BSFC تنها حدود ۱/۵٪ افزایش خواهد یافت.



شکل (۲۸): میزان باز بودن دریچه کنار گذر بر حسب ارتفاع و دمای محیط.

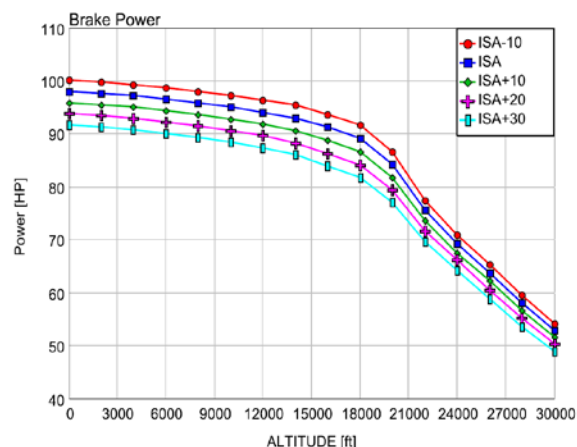


شکل (۲۹): تغییرات دبی سوخت بر حسب ارتفاع و دمای محیط.

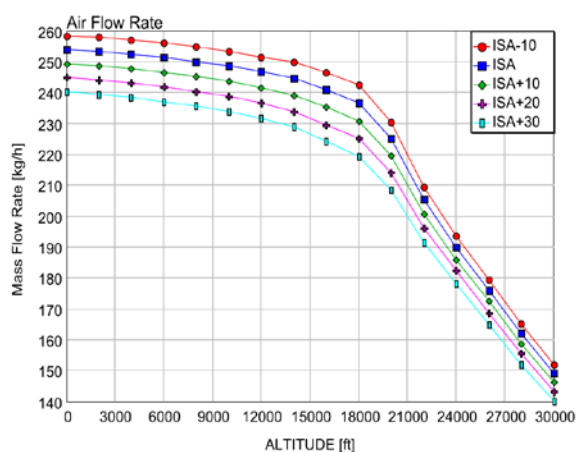


شکل (۳۰): تغییرات BSFC بر حسب ارتفاع و دمای محیط.

با توجه به کاهش دبی هوای ورودی موتور با افزایش دمای هوای محیط، خط کاری کمپرسور در محیط گرمتر در



شکل (۲۶): تغییرات توان بر حسب ارتفاع و دمای محیط.

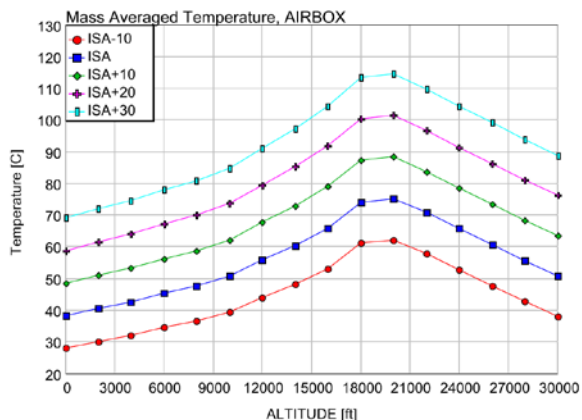


شکل (۲۷): تغییرات دبی هوای ورودی بر حسب ارتفاع و دمای محیط.

در توصیف شکل ۲۴ مطرح شد که در دور ۵۵۰۰، بسته شدن ناگهانی دریچه کنار گذر توربین به دلیل رسیدن به مرز سرعت بیشینه توربوشارژر است. نقطه کاری کمپرسور در ارتفاع ۲۲ هزار پا طبق شکل ۲۲ به ناحیه سرعت بیشینه رسیده است. با توجه به شکل ۲۸، در ارتفاع پایین‌تر از ۲۲ هزار پا و دمای محیط بالاتر، رسیدن به خفگی صورت نمی‌گیرد و دریچه کنار گذر همچنان باز است. همچنین مشاهده می‌شود که افزایش ۴۰ درجه‌ای دمای محیط سبب کاهش ۲۶ درصدی دریچه کنار گذر و بسته‌تر شدن آن می‌گردد؛ اما کاملاً بسته نخواهد شد.

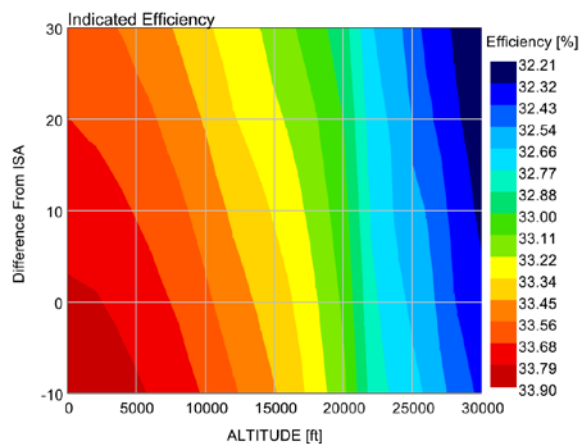
برای مصرف سوخت، به دلیل ثابت بودن نسبت هم‌ارزی برای هر دور موتور، نمودار دبی جرمی سوخت متشابه با دبی جرمی هوای ورودی می‌باشد که در شکل ۲۹ رفتار آن ارائه شده است. همچنین در شکل ۳۰ مشاهده می‌شود که

این امر سبب ایجاد محدودیت در هنگام اوج گیری با دور ۵۵۰۰ موتور می گردد.



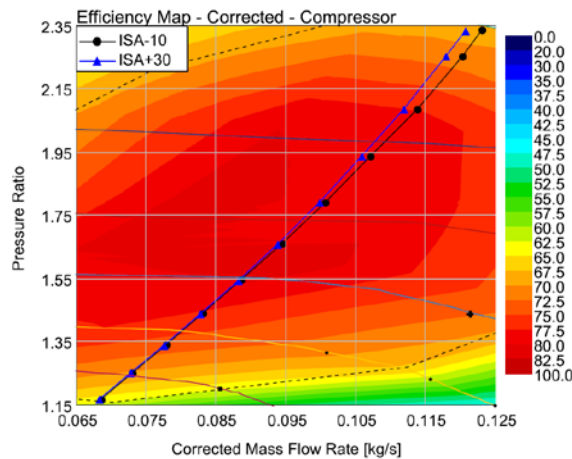
شکل (۳۲): تغییرات دمای هوای مینیفولد ورودی بر حسب ارتفاع و دمای محیط.

در شکل ۳۳ مشاهده می شود که راندمان اندیکاتور از حدود ۳۲ تا ۳۴ درصد در دور ۵۵۰۰ بسته به ارتفاع و دمای محیط تغییر می کند. همچنین مشاهده می شود که از ارتفاع ۲۰ هزارپا به بعد، دمای محیط اثر کمتری نسبت به تغییر ارتفاع بر میزان راندمان اندیکاتور دارد. در شکل ۳۴ حساسیت راندمان حجمی موتور نسبت به دو فاکتور ارتفاع و اختلاف دمای محیط با شرایط استاندارد، مشخص می شود. تاثیر تغییر دمای محیط بر راندمان حجمی تا ارتفاع ۱۵ هزارپایی، بیش از تغییر ارتفاع است. این درحالی است که پس از رسیدن کمپرسور به نزدیک ناحیه سرعت بیشینه در ارتفاع حدود ۱۸ هزارپا، حساسیت راندمان حجمی نسبت به تغییر ارتفاع کاملاً بیشتر خواهد بود.



شکل (۳۳): کانتور راندمان اندیکاتور بر حسب ارتفاع و دمای محیط

دبی های تصحیح شده کمتر با همان نسبت فشار قرار می گیرد. به تعبیر دیگر، خط کاری کمپرسور در محیط گرمتر، هر چند که این تفاوت اندک است، دارای شیب بیشتر خواهد بود که این روند در شکل ۳۱ قابل ملاحظه است.



شکل (۳۱): خط کاری کمپرسور در دو دمای محیط مختلف در ۵۵۰۰ دور بر دقیقه.

باتوجه به شکل ۳۲ مشاهده می شود که دمای هوای مینیفولد ورودی موتور یا ایرباکس^۱ که پس از توربوشارژر قرار دارد، با توجه به نسبت فشار تولیدی کمپرسور در ارتفاع حدود ۱۹ هزار پایی به نقطه بیشینه خود می رسد. این در حالی است که دمای محیط برحسب ارتفاع روندی نزولی دارد. به عبارت دیگر تاثیر نسبت فشار کمپرسور با تغییر ارتفاع نسبت به سیر نزولی دمای محیط، بیشتر است. از آنجایی که در ارتفاع حدود ۱۹ هزارپایی نسبت فشار کمپرسور به حداکثر میزان خود می رسد، با توقف روند صعودی نسبت فشار، نسبت دمای گاز خروجی از کمپرسور به ورودی آن نیز ثابت خواهد ماند که با کاهش دمای محیطی برحسب ارتفاع، نمودار دمای پس از کمپرسور روند نزولی پیدا می کند. باتوجه به این که در موتور روتکس ۹۱۴، حداکثر دمای مجاز ایرباکس به منظور جلوگیری از احتراق زودرس و کوبش موتور، برابر ۸۸ درجه سانتی گراد تعیین گردیده است؛ لذا مشاهده می شود در شرایط ISA+20 و ISA+30، عملکرد موتور در برخی ارتفاعات در ناحیه غیرمجاز تعریف شده از سوی شرکت سازنده قرار دارد که

همچنین مشاهده شد که افت چشم گیر عملکرد موتور در دوره‌های کمتر از دور نامی موتور، در ارتفاعات پایین‌تر از ۱۸ هزارپا رخ خواهد داد.

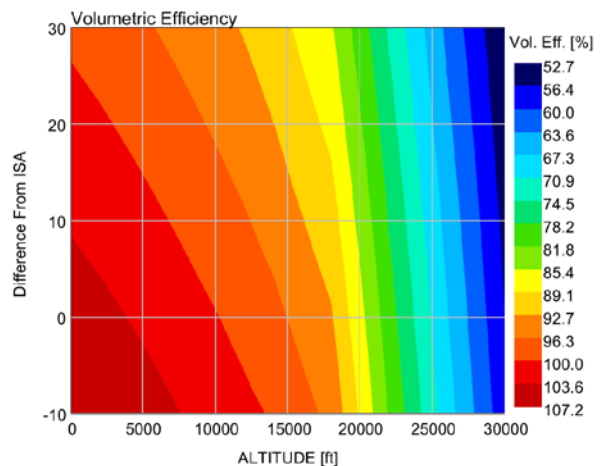
۲- باتوجه به اینکه علت اصلی افت عملکردی و شکست توان، رسیدن به ناحیه سرعت بیشینه کمپرسور توربوشارژر و کمبود مومنتم گازهای خروجی در دوره‌های پایین است، با انتخاب توربوشارژری با نسبت فشار بالاتر و دبی مناسب برای موتور، افزایش پایداری توان در ارتفاعات بالاتر از ۱۸ هزارپا کاملاً امکان پذیر است.

۳- مقدار BSFC بیشتر متأثر از دور موتور بوده و تغییرات ارتفاع اثر کمتری بر روی آن دارد. این امر سبب ایجاد حساسیت بیشتر در هنگام انتخاب دور موتور مناسب برای فاز اوج گیری یک وسیله پرنده می‌گردد.

۴- افزایش ۴۰ درجه سانتی‌گراد دمای محیط نسبت به شرایط ISA می‌تواند سبب بروز افت توان حدود ۱۰٪ در دور نامی موتور گردد. این امر ضرورت توجه بیشتر به ملاحظات مورد نیاز پرواز در روزهای گرم سال را بیشتر نمایان می‌کند. علاوه بر این مشخص گردید که تغییرات دمای محیط، اثر چندانی بر میزان BSFC موتور ندارد.

۵- با افزایش ارتفاع و کاهش دمای محیط، دمای هوای ایربکس موتور، ابتدا روند صعودی داشته و از ارتفاع حدود ۱۹ هزارپا به بعد روند نزولی پیدا کرده و به میزان حدود ۳۸ درجه سانتی‌گراد در ارتفاع ۳۰ هزارپایی با شرایط محیطی ISA-10 می‌رسد. باتوجه به کاربراتوری بودن موتور، این امر ضرورت توجه هرچه بیشتر به موضوع یخ‌زدگی کاربراتور در ارتفاعات بالا را نمایان می‌سازد. همچنین باتوجه به محدودیت دمای ۸۸ درجه سانتی‌گراد در ایربکس، مشخص می‌گردد که بمنظور اوج گیری در روزهای گرم سال، استفاده از اینترکولر یا افترکولر^۱ جهت خنک‌کاری هوای ایربکس، الزامی است.

۶- راندمان اندیکاتوری موتور در ارتفاعات بالاتر از ۱۸ هزارپایی، بیشتر متأثر از تغییر ارتفاع بوده و کمتر به تغییرات دمای محیطی حساسیت نشان می‌دهد و به صورت کلی، در نهایت تفاوت ۵ درصدی در کمترین و بیشترین راندمان اندیکاتوری وجود دارد. این درحالیست که راندمان حجمی موتور تفاوتی ۵۰ درصدی را در بیشینه و کمینه



شکل (۳۴): کانور راندمان حجمی بر حسب ارتفاع و دمای محیط

۷- نتیجه‌گیری

پس از اعتبارسنجی مدل نرم‌افزاری با نتایج ارائه‌شده توسط شرکت سازنده موتور و حصول اطمینان از دقت مناسب مدل نرم‌افزاری در پیش‌بینی رفتار موتور تا ارتفاع ۱۶ هزارپا، عملکرد موتور تا ارتفاع ۳۰ هزارپایی در شرایط دمایی مختلف مورد ارزیابی قرار گرفت. در این ارزیابی، چگونگی تغییرات پارامترهایی همچون؛ توان ترمزی، دبی هوای ورودی، BSFC، خطوط عملکردی کمپرسور و توربین توربوشارژر، راندمان حجمی و راندمان اندیکاتوری بررسی شد. این کار علاوه بر آن‌که شرایط کاری در ارتفاعات بالاتر از ۱۶ هزارپا را برای موتور مشخص می‌کند، از طرفی می‌تواند برای بهبود عملکرد آن با تغییرات در توربوشارژر یا شرایط هوای ورودی، راهگشا باشد. در ادامه به صورت اجمالی به بیان برخی از مشاهدات حاصل از این تحقیق از جنبه‌های مختلف پروازی پرداخته می‌شود:

۱- توان ترمزی موتور در دور نامی تا ارتفاع ۱۸ هزارپا علی‌رغم افت ۴۳ درصدی چگالی هوای محیط، تنها حدود ۸٪ افت می‌کند و از ارتفاع ۱۸ هزارپا تا ۳۰ هزارپا با افت ۳۴ درصدی چگالی هوای محیط به مقدار ۴۰٪ افت پیدا می‌کند. این امر نشان از عدم توانایی توربوشارژر در تامین دبی هوای مورد نیاز موتور در ارتفاعات بالاتر از ۱۸ هزارپا دارد. به عبارت دیگر در ارتفاع حدود ۱۸ هزارپا با رسیدن کمپرسور توربوشارژر به نزدیکی ناحیه سرعت بیشینه و نیز بسته شدن دریچه کنار گذر توربین، عملاً ظرفیت شارژر هوای بیشتر به داخل موتور متوقف شده و با افزایش ارتفاع، افت دبی هوای ورودی با تغییرات زیادی مواجه خواهد شد.

1- Aftercooler

- Spark-Ignition Engine for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) by Numerical Simulation”, *Therm. Sci. Eng. Prog. Vol. 9*, pp.1-10, 2019.
7. A.P. Carlucci, A. Ficarella, D. Laforgia and A. Renna, “Supercharging system behavior for high altitude operation of an aircraft 2-stroke Diesel engine”, *Energ. Convers. Manage. Vol. 101*, pp.470-480, 2015.
 8. S. Lebedevas, S. Dailydka, V. Jastremskas and P. Rapalis, “The influence of locomotive diesel engine transient operating modes on energy usage”, *Transp. Res. Part D Vol. 34*, pp.219-229, 2015.
 9. H. Li, L. Shi and K. Deng, “Development of turbocharging system for diesel engines of power generation application at different altitudes”, *J. Energy Inst. Vol. 89*, pp.755-765, 2016.
 10. W. Seldon, J. Hamilton, J. Cromas, and D. Schimmel, “Experimental GT-POWER Correlation Techniques and Best Practices Low Frequency Acoustic Modeling of the Intake System of a Turbocharged Engine”, *SAE Paper No. 1794*, 2017.
 11. W. Seldon, A. Shoeb, D. Schimmel, and J. Cromas, “Experimental GT-POWER Correlation Techniques and Best Practices Low Frequency Acoustic Modeling of the Exhaust System of a Naturally Aspirated Engine”, *SAE Paper No. 1793*, 2017.
 12. H. Wu and M.F. Li, “A hardware-in-the-loop (HIL) bench test of a GT-power fast running model for rapid control prototyping (RCP) verification”, *SAE Paper No. 0549*, 2016.
 13. M.R. Khodaparast, M.A.S. Mirza Bozorg, and S. Kheradmand, “Keeping twin turbocharged engine power at flight altitudes”, *Aircr. Eng. Aerosp. Tec. Vol. 90*, pp.906-913, 2018.
 14. BRP-Powertrain, “Operator’s Manual for Rotax Engine Type 914 Series”, *OM-914*, 2010.
 15. J.B. Heywood, “Internal combustion engine fundamentals”, *Mcgraw-hill*, 1988.
 16. A.K.M. Shojaefard, H. Danamanesh, “Comparison of application models friction and combustion in spark ignition engine”, *J. Auto. Eng. Rel. Indust. Vol. 123*, pp.30-34, 2012.
 17. I. Gamma Technologies, “GT-Power Engine Simulation Software Manual”, 2013.
 18. M. Yang, Y. Gu, K. Deng, Z. Yang and S. Liu, “Influence of altitude on two-stage turbocharging system in a heavy-duty diesel engine based on analysis of available flow energy”, *Appl. Therm. Eng. Vol. 129*, pp.12-21, 2018.
 19. X. Wang, Y. Ge, L. Yu and X. Feng, “Effects of altitude on the thermal efficiency of a heavy-duty diesel engine”, *Energy Vol. 59*, pp.543-548, 2013.
 20. P.L. Perez and A.L. Boehman, “Performance of a single-cylinder diesel engine using oxygen-enriched intake air at simulated high-altitude conditions”, *Aerosp. Sci. Tec. Vol. 14*, pp.83-94, 2010.
 21. M. Yang, Y. Gu, K. Deng, Z. Yang and Y. Zhang, “Analysis on altitude adaptability of turbocharging systems for a heavy-duty diesel engine”, *Appl. Therm. Eng. Vol. 128*, pp.1196-1207, 2018.

تجربه می‌کند. اگر چه تا زمان جبران افت فشار محیط توسط توربوشارژر تا ارتفاع ۱۸ هزارپا افت چندانی ندارد؛ اما از آن به بعد با افزایش ارتفاع، افت شدیدی پیدا خواهد کرد. همچنین مشاهده می‌شود که تغییرات دمای محیط تا ارتفاع ۱۸ هزارپایی اثر مشهود دارند و موجب افزایش راندمان حجمی می‌گردند.

۷- باتوجه به نتایج حاصل از این تحقیق، مشاهده می‌گردد که مناسب ترین دور جهت اوج گیری پرنده با موتور روتکس ۹۱۴، دور ۵۵۰۰ دور بر دقیقه می‌باشد؛ چراکه نه تنها با دور اختیار قرار دادن بیشترین مقدار توان در ارتفاعات مختلف سبب افزایش نرخ اوج‌گیری پرنده می‌گردد، بلکه سبب بروز حداقل مقدار BSFC در فرآیند اوج‌گیری خواهد شد. این در حالی است که عملکرد در دور ۵۵۰۰ در مرحله اوج‌گیری، موجب قرار گرفتن نقطه کاری کمپرسور در بهینه‌ترین حالت خود، می‌گردد.

در این تحقیق، باتوجه به مدل‌سازی انجام‌شده، امکان تحلیل پارامترهای عملکردی موتور پیستونی هوایی با دقت مناسبی فراهم گردید. به‌منظور توسعه و بهبود مدل ایجادشده، می‌توان از مدل‌های دقیق‌تر در پیش‌بینی رفتار احتراق داخل سیلندر و نیز مدل‌های اصطکاکی پیشرفته‌تر استفاده نمود. همچنین به‌منظور تحلیل کامل سناریوی پرواز و اوج‌گیری موتور در حالت نصب بر روی وسیله پرنده، می‌توان با ایجاد مدل عملکرد ملخ در GT-Power و همگیری (کوپل) آن با مدل موتور، امکان تحلیل جامع کل سیستم پیشرانش موتور و ملخ را فراهم نمود.

۸- مراجع

1. Luongo, A., Nuccio, P., and Vignoli, M. “Optimization of a Light Aircraft Spark-Ignition Engine”, *SAE Technical Paper*, Vol. 1, No. 3, pp.2420, 2016.
2. E.K. Anderson, W.P. Attard, A. Brown, P. Litke, K. Grinstead, and J. Hoke, “Experimental study of a pre-chamber jet igniter in a turbocharged Rotax 914 aircraft engine”, *SAE Paper No. 1629*, 2013.
3. J. Miller, J. Hoke, and F. Schauer, “Effect of Unsteady Flow on Intercooler Performance”, *SAE Paper No. 2220*, 2014.
4. K. Hashmi and D. Radhakrishna, “Prediction of High-Altitude Performance for UAV Engine”, *SAE Paper No. 0207*, 2015.
5. R. Amiel and L. Tartakovsky, “Effect of Flight Altitude on the Knock Tendency of SI Reciprocating Turbocharged Engines”, *SAE Paper No. 0006*, 2016.
6. J. Li, L. Zhou, Z. Zhao, X. Wang, and F. Zhang, “Research on Knocking Characteristics of Kerosene