

ارائه روش ساده‌سازی بستر آزمون برای بررسی رفتار تطابق موتور با توربوشارژر در موتور هوایی در ارتفاع بالا به کمک مدل‌سازی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱۰/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۱/۰۳

محسن آقا سید میرزا بزرگ^۱، سعید خردمند^۲، محمدرضا خدآپرست^۳

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر، mirzabozorg@mut-es.ac.ir

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر

۳- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر

چکیده

تغییرات ارتفاع از سطح دریا، تأثیر چشمگیری در عملکرد موتور احتراق داخلی دارد. به منظور حفظ توان موتور با تغییر ارتفاع می‌توان از توربوشارژرها استفاده کرد. برای آزمایش ترکیب توربوشارژرها در شرایط ارتفاع باید فشار و دمای موردنظر را ایجاد نمود، این مهم با قرار دادن همهٔ مجموعه مورد آزمایش در محفظه شبیه‌ساز ارتفاع امکان‌پذیر است یا حداقل شرایط ورود و خروجی‌ها را باید کنترل و فشار و دمای مربوط به آن ارتفاع را ایجاد کرد. ایجاد این شرایط هزینه‌بر و کنترل آن مشکل است. هدف از این مقاله ارائه روشی ساده‌تر و مقرون‌به‌صرفه برای ایجاد بستر آزمون مجموعه توربوشارژری روی موتور احتراق داخلی در شرایط ارتفاع است. در این مقاله موتور هدف شبیه‌سازی یک‌بعدی و با مقایسه نتایج آزمایش موتور، اعتبارسنجی شده است. با استفاده از اطلاعات نسبت فشار، دبی جرمی و دور تصحیح‌شده به‌دست‌آمده از شبیه‌سازی، روشی ساده برای آزمون نسبت فشار موردنیاز در ارتفاع موردنظر ارائه شده است. این طرح مقدماتی می‌تواند محدوده چیدمان کنترلی توربوشارژرها را مشخص کند و هزینه و زمان آزمایش‌های عملیاتی به‌وسیله پرنده را کاهش دهد. شبیه‌سازی موتور هدف در تحقیق و مقایسه آن با نتایج تجربی در دوره‌های مختلف خطای حداکثر ده درصد شبیه‌سازی را نشان می‌دهد. از جمله دستاوردهای این تحقیق قابلیت استفاده از این روش در محدوده وسیعی از ارتفاع است. به‌طوری‌که استفاده از این روش نشان می‌دهد، موتور با توربوشارژر قابلیت حفظ ۹۰ درصد توان تا ارتفاع بیش از ۱۲/۲ کیلومتر را دارد.

واژه‌های کلیدی: شبیه‌سازی، توربوشارژر، بستر آزمون، دبی جرمی، ارتفاع بالا

۵۵

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



ارائه روش ساده‌سازی بستر آزمون برای بررسی رفتار تطابق موتور با توربوشارژر در موتور هوایی در ارتفاع بالا به کمک مدل‌سازی

A simplified laboratory set up for testing the behavior of a turbocharged engine in a high-altitude air engine

Mohsen Agha Seyyed Mirzabozorg¹, Saeid Kheradmand², Mohammadreza Khodaparast³

1- Assistant Professor, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Shahin-Shahr, Mirzabozorg@mut-es.ac.ir

2- Associate Professor, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Shahin-Shahr

3- Ph.D Student, Mechanical Engineering Department, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Shahin-Shahr

Abstract

Changes in altitude from the sea level have a significant effect on the performance of the internal combustion engine. Turbochargers can be used to maintain engine power by changing the height. In order to test the combination of turbochargers under the conditions of high altitude, the pressure and temperature should be created, which is possible by placing all the test set in the altitude simulator chamber, or at least the conditions of inlet and outlet must be controlled and the pressure and temperature associated with it altitude made. Creating these conditions is difficult to control. The purpose of this paper is to provide a simpler and more cost-effective way to create a turbocharger test bed on an internal combustion engine in altitude conditions. In this paper, one-dimensional simulation engine is engineered and compared with the motor test results. Using a compression ratio, mass flow rate and corrected distances obtained from simulation, a simple method for testing the required pressure ratio at the desired height is presented. This preliminary design can specify the scope of turbocharger control overhead and reduce the cost and time of operational testing of the bird's device for extracting control overflow. One of the achievements of this research is the ability to use this method in a wide range of heights. So, using this method provides the closest control arrangement between turbochargers to maintain power at different heights.

Keywords: simulation, turbocharger, test bed, mass flow, high altitude

۱. مقدمه

با اختراع نخستین توربوشارژر توسط بوچی، مهندس سوئسی در سال ۱۹۰۶ میلادی، زمینه تحقیقات درازمدت در توسعه موتورهای احتراق داخلی فراهم شد. به طور کلی توربوشارژر کردن موتورهای پیستونی هوایی با اهداف حفظ توان، افزایش ارتفاع پروازی، ازدیاد بازده موتور و کاهش مصرف سوخت ویژه موتور از دهه ۱۹۴۰ آغاز شد [۱].

در بیشتر موارد، هواپیماهای سبک مانند هواپیماهای بدون سرنشین و هواپیماهای آموزشی از موتورهای هوایی پیستونی بنزینی استفاده می‌کنند. یکی از مسائل استفاده از یک موتور احتراق داخلی برای نیروی هوایی و کاهش عملکرد با افزایش ارتفاع است که به دلیل اثر منفی کاهش تراکم هوا در فرایند پر شدن سیلندر است. راه‌حل این مسئله با توجه به درخواست فزاینده سخت‌گیرانه برای عملکرد بالاتر و مصرف سوخت کم، تعریف سیستم سوپرشارژر و توربوشارژر در موتورهای پیستونی هوایی است [۲-۴]. هنگام انتخاب توربوشارژر برای یک کاربری موتور، اطلاعات مربوط به کمپرسور و توربین مورد استفاده قرار می‌گیرد تا توربو ماشین را به طور مناسب برای دبی جرمی و فشار مورد نیاز موتور مورد استفاده قرار دهد. اطمینان از کارکرد کمپرسور در نقطه مناسب عملکردی روی نقشه در هنگام کار بر موتور بسیار مهم است. انطباق کمپرسور با موتور برای رسیدن به حداکثر اثربخشی در نقطه عملکردی بسیار مهم است. با توجه به ماهیت موتورهای احتراق داخلی و توربو ماشین‌ها، شرایط عملکردی این دو نوع ماشین با یکدیگر تفاوت کلی دارد. توربوشارژر یک ماشین دوار و موتور احتراق داخلی یک ماشین رفت و برگشتی است. علاوه بر این، موتور

توربوشارژر شده باید در دوره‌های مختلف موتور (نقاط عملکردی مختلف)، توان خروجی مورد نظر را حاصل نموده و کمپرسور نیز در حاشیه امنیت کافی از محدوده سرچ و چوک عمل نماید. بنابراین یافتن توربوشارژر مناسب برای یک موتور، فرایندی پیچیده خواهد بود [۵]. از این رو تحلیل برهم‌کنش بین موتور و توربوشارژر نیازمند آگاهی کامل و درست از هر دو نوع ماشین است. انتخاب نامناسب توربوشارژر، موجب می‌شود تا در برخی از دوره‌های موتور دارای توربوشارژر، نرخ جرمی هوا یا نسبت فشار مورد نیاز (در نتیجه افزایش قدرت مورد نظر)، حاصل نشود [۵].

تغییرات ارتفاع از سطح دریا تأثیر چشمگیری در عملکرد توربوشارژرهای موتور احتراق داخلی دارند [۶]. با توجه به شرایط هوای ورودی، کمپرسور تغییرات زیادی از جمله بازدهی، نسبت فشار، جریان پایدار و سایر پارامترها را متحمل می‌شود که این شرایط بر خروجی موتور احتراق داخلی توربوشارژری مانند مصرف سوخت و دیگر عملکردها تأثیر می‌گذارد. با افزایش ارتفاع، عملکرد کمپرسور تغییر می‌کند. برای یافتن شیوه این تغییرات با ارتفاع برای طراحی نحوه به‌کارگیری توربوشارژر نیاز به داشتن داده‌های عملکردی آن و تحلیل این داده‌هاست. فراهم کردن شرایط واقعی مورد نیاز بسیار دشوار و پرهزینه است. با طراحی مناسب شرایط آزمایشگاهی می‌توان ضمن دستیابی به داده‌های مناسب از اتلاف هزینه و زمان برای ایجاد شرایط واقعی خودداری کرد [۷].

در مطالعات هواپیمای جت کلاسیک در ارتفاعات بالای پروازی مشکلات هزینه‌ای ساخت، تعمیر و نگهداری، مشکلات آیرودینامیکی گرما و امواج ضربه‌ای گزارش شده است [۸]. از این رو از دهه ۹۰ میلادی ناسا تحقیقات خود را بر



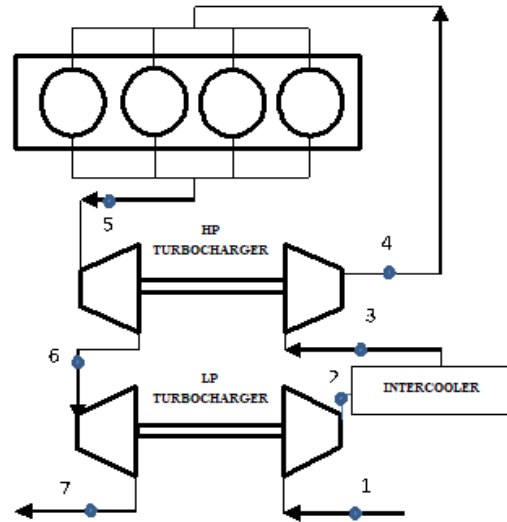
پیشران‌ش وسایل پرنده با ارتفاع و مداومت پروازی بالا که هزینه کمی دارند، متمرکز کرده است [۸]. ویلکینسون و بنوی [۹]، هارپ [۱۰]، تونس کاتر و شوابیتر [۱۱] به‌طور جداگانه دربارهٔ موتورهای بنزینی توربوشارژ شده و موتورهای توربوجت که قابلیت پرواز در ارتفاع بالای ۱۸.۳ کیلومتر را دارند، تحقیق کردند. پس از آن بنت و همکاران [۸، ۱۲] تصدیق نمودند که بهترین انتخاب موتور برای این ارتفاع پروازی از میان موتورهای بنزینی، گازوییلی، توربوجت، توربوفن، راکت و موتورهای سوخت خورشیدی، موتور پیستونی بنزینی با توربوشارژر چندمرحله‌ای است. لتوس و همکاران [۱۳] نشان دادند، قابلیت پروازی در ارتفاع بالا برای موتور روتکس ۹۱۲ با استراتژی کنترل سوپاپ سه مرحله‌ای^۱ وجود دارد. در سال ۱۹۹۷ با نصب موتور روتکس ۹۱۲ روی پهپاد آلتوس ۱ به ارتفاع پروازی ۱۳.۳ کیلومتر رسید. یک بار دیگر موتور روتکس ۹۱۲ با توربوشارژر دومرحله‌ای روی آلتوس ۲ نصب شد که به ارتفاع پروازی ۱۶.۸ کیلومتر با مداومت پرواز ۳ ساعت رسید. سپس راجر [۱۴] روند طراحی، عملکرد اجزا و آزمون سیستم موتور روتکس با توربوشارژر سه مرحله‌ای را که قابلیت رسیدن به ارتفاع بالای ۲۶ کیلومتری از سطح زمین را داشت گزارش کرد. کوراکیانیتیس و سادویی [۱۵] تأثیرات توربوشارژرهای مختلف بر موتورهای بنزینی و طراحی سیستم توربوشارژر چندمرحله‌ای و تطبیق آن با موتور را مورد بررسی قرار دادند. در تحقیقی جانگ و همکاران [۱۶] در سال ۲۰۱۲ ادغام مدل موتور تک سیلندر و مدل سیستم توربوشارژری برای ترسیم عددی بازده عملکردی موتور و مصرف سوخت را بررسی کردند. در این تحقیق مدلی برای ادغام یک موتور تک سیلندر و موتور توربوشارژر دیزلی به‌وسیله نرم‌افزارهای جی.

تی. پاور و سیمولینک مطلب توسعه داده شده بود. نتایج به‌دست‌آمده در این پژوهش با داده‌های تجربی یک موتور دیزل مقایسه شد. چن و همکاران [۴] تأثیر پارامترهای سیستم دومرحله‌ای توربوشارژر بر عملکرد موتور را مورد بررسی قرار دادند. مشخص شد که بازده عملکرد موتور به‌شدت تحت تأثیر بازده کمپرسورهای پرفشار (HP) و کم‌فشار (LP)، با بهره‌وری بین کولر و دمای آب خنک‌کننده قرار دارد. در عملیات خارج از نقطه طراحی، سیستم توربو شارژر باید طوری طراحی شود تا اطمینان حاصل شود که دو کمپرسور برای کار با مقدار مشابهی از بازده کمپرسور کار می‌کنند. تجزیه و تحلیل مشابهی با نتایج مشابه توسط لیو و همکاران ارائه شده است [۱۷] که در آن یک روش تطبیق برای سیستم توربوشارژر دومرحله‌ای ارائه شده است. تردیچ و همکاران [۱۸] نشان دادند که استفاده ترکیبی از توربوشارژرها مؤثرترین راه برای بازیابی پاسخ گذرای توربوشارژر است؛ علاوه‌براین، توربوشارژر هندسه متغیر (VGT) باعث کاهش در مصرف سوخت می‌شود. مامیس و همکاران [۱۹] نشان دادند که استفاده از توربوشارژر دومرحله‌ای، به بهترین دامنه عملیاتی در موتور احتراق داخلی جرقه‌ای (HCCI) منجر می‌شود، یعنی موتوری که در آن مخلوط سوخت و اکسیدکننده به‌خوبی تا نقطه اشتعال خودکار مخلوط می‌شوند.

برای مدل‌سازی یک مجموعه توربوشارژر دومرحله‌ای سیستمی مشابه شکل ۱ در نظر گرفته می‌شود. در این مدل هوا وارد کمپرسور فشار پایین شده، متراکم شده و سپس وارد خنک‌کننده میانی می‌شود؛ پس از سرد شدن وارد کمپرسور فشار بالا شده و پس از تراکم مجدد وارد موتور می‌شود. پس از انجام واکنش‌های



شیمیایی و تولید توان در موتور گازهای خروجی وارد توربین فشار بالا و پس از آن وارد توربین فشار پایین شده؛ سپس از مدار خارج می‌شوند.



شکل ۱- شماتیک توربوشارژر دومرحله‌ای

در این تحقیق برای موتور هدف دو توربوشارژر GT20 و GT30 از شرکت گرت به صورت سری برای رسیدن به ارتفاع ۱۲ کیلومتری از سطح زمین بعد از مدل‌سازی توربوشارژرهای مختلف و در نسبت فشارهای کنترلی متفاوت انتخاب شد. با استفاده از نتایج شبیه‌سازی در نرم‌افزار شبیه‌ساز موتور اطلاعات موردنیاز در هر مرحله استخراج و بر اساس آن روشی ساده برای بستر آزمون طراحی و اطلاعات بستر آن استخراج شد تا اثرات افزایش ارتفاع روی مجموعه توربوشارژری در شرایط آزمایشگاه شبیه‌سازی شود.

در این روش برخلاف روش‌های دیگر که شرایط ارتفاعی را در آزمایشگاه شبیه‌سازی می‌کنند به کمک نقشه‌های عملکردی کمپرسورها که با نرم‌افزار مدل‌سازی موتور و مجموعه توربوشارژرها به دست آمده است، دبی جریان، نسبت‌های فشار و دوره‌های تصحیح‌شده استخراج می‌شود.

با استفاده از این اطلاعات و فشار و دمای

محیط آزمایشگاه، مدل‌سازی در نرم‌افزار ترمودینامیکی EES انجام می‌شود و دبی موردنیاز کمپرسور فشار پایین (LP) به دست می‌آید. در ادامه برای رسیدن به دبی تصحیح شده به دست آمده از نرم‌افزار جی. تی. پاور در ورودی کمپرسور فشار بالا (HP) دمای هوای ورودی به کمپرسور با استفاده از خنک‌کن کاهش داده می‌شود. برای کنترل مجموعه توربوشارژر نسبت فشار کل به وجود آمده در شرایط آزمایشگاه با مقدار مطلوب در ارتفاع مقایسه و اعتبارسنجی می‌شود. در انتها تحلیل پارامتری برای اطلاعات بستر آزمون در شرایط ارتفاعی و دمایی متفاوت آزمایشگاه انجام گرفته است.

۲. معادله‌های حاکم

معادله‌های به کار رفته در بخش‌های مختلف توربوشارژر در ادامه آورده شده است [۲۰]. فشار و دما در ورودی کمپرسور فشار پایین مشخص بوده، برابر با فشار و دمای محیط است. به منظور به دست آوردن دما و فشار در خروجی کمپرسور فشار پایین از رابطه (۱) و (۲) استفاده می‌شود.

$$T_2 = T_1 + \frac{T_1}{\eta_{LPC}} \left[\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right] \quad (1)$$

$$\pi_c = \frac{\text{Compressor Outlet Absolute Pre}}{\text{Compressor Inlet Absolute Pres}} \quad (2)$$

برای دما و فشار در خنک‌کن میانی از رابطه‌های (۳) و (۴) استفاده می‌شود.

$$T_3 = T_2(1 - \varepsilon) + \varepsilon T_1 \quad (3)$$

$$P_3 = P_2 - \Delta P_{loss} \quad (4)$$

با به دست آمدن مقدار P_3 از رابطه (۴) و داشتن نسبت فشارهای P_4/P_3 از رابطه (۲)، با توجه به دمای ورودی کمپرسور T_3 از رابطه (۳) دمای خروجی از کمپرسور T_4 از رابطه (۵) به دست می‌آید.

$$T_4 = T_3 + \frac{T_3}{\eta_{HPC}} \left[\left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right] \quad (5)$$

بنابراین برای نسبت فشار و دما در توربین فشار بالا رابطه‌های زیر حاصل می‌شود.

$$\pi_t = \frac{\text{Turbine Inlet Absolute Pressur}}{\text{Turbine Outlet Absolute Pressur}} \quad (13)$$

$$\frac{P_5}{P_6} = \left(1 - \frac{\left(\left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right) c_{pc} T_3}{(1+\dot{m}_f/\dot{m}_a) c_{pt} T_5 \eta_{HPC} \eta_{HPT} \eta_{mech}} \right)^{\gamma_t/(1-\gamma_t)} \quad (14)$$

$$T_6 = T_5 - T_5 \eta_{HPT} \left(1 - \left(\frac{P_6}{P_5} \right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} \right) \quad (15)$$

همچنین در توربین فشار پایین رابطه‌های زیر حاکم است:

$$\frac{P_6}{P_7} = \left(1 - \frac{\left(\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right) c_{pc} T_1}{(1+\dot{m}_f/\dot{m}_a) c_{pt} T_6 \eta_{LPC} \eta_{LPT} \eta_{mech}} \right)^{\gamma_t/(1-\gamma_t)} \quad (16)$$

$$T_7 = T_6 - T_6 \eta_{LPT} \left(1 - \left(\frac{P_7}{P_6} \right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} \right) \quad (17)$$

۳. فرضیه‌ها

شرایط اولیه متغیرها برای تحلیل نرم‌افزاری در جدول ۱ آورده شده است. همچنین منحنی‌های مشخصه توربین و کمپرسور در مدل‌سازی زنجیره توربوشارژرها از سایت شرکت سازنده آورده شده است [۲۱].

۴. شبیه‌سازی و اعتبارسنجی موتور

موتور مورد استفاده در این تحقیق، موتور پیستونی رفت و برگشتی چهارزمانه است که به صورت عمده تولید و در خودروهای سواری

نسبت انبساط توربین فشار بالا می‌تواند از معادله تعادل انرژی بین کمپرسور و توربین محاسبه شود. درجه حرارت ورودی به توربین با استفاده از شبیه‌سازی موتور با نرم‌افزار به دست می‌آید. همچنین لازم است بازده کمپرسور، توربین و بازده مکانیکی توربوشارژر از نمودارهای توربوشارژر انتخابی استخراج شود. قدرت مورد نیاز برای به چرخش درآوردن کمپرسور فشار بالا با اطلاعات توربین فشار بالا و رابطه‌های (۶) تا (۱۵) به دست می‌آید.

$$\dot{W}_{HPC} = \frac{1}{\eta_{HPC}} \dot{m}_a c_{pc} T_3 \left(\frac{T_{4s}}{T_3} - 1 \right) \quad (6)$$

با در نظر گرفتن شرایط ایزنتروپیک نسبت دما بر حسب نسبت فشار محاسبه می‌شود:

$$\frac{T_{4s}}{T_3} = \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} \quad (7)$$

با جایگزینی معادله (۷) در معادله (۶) رابطه زیر حاصل می‌شود که برای محاسبه کار خروجی کمپرسور فشار بالا استفاده می‌شود.

$$\dot{W}_{HPC} = \frac{1}{\eta_{HPC}} \dot{m}_a c_{pc} T_3 \left(\left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right) \quad (8)$$

برای به دست آوردن توان تولیدی توربین و کمپرسور فشار بالا از رابطه‌های زیر استفاده می‌شود.

$$\dot{W}_{HPT} = \eta_{HPT} (\dot{m}_a + \dot{m}_f) c_{pt} (T_5 - T_{6s}) \quad (9)$$

$$\dot{W}_{HPT} = \eta_{HPT} \dot{m}_a \left(1 + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \right) c_{pt} T_5 \left(1 - \left(\frac{P_6}{P_5} \right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} \right) \quad (10)$$

$$\dot{W}_{HPC} = \eta_{mech} \dot{W}_{HPT} \quad (11)$$

با جایگذاری در معادله‌های بالا خواهیم داشت:

$$\frac{1}{\eta_{HPC}} \dot{m}_a c_{pc} T_3 \left(\left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right) = \eta_{mech} \eta_{HPT} \left(\dot{m}_a + \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \right) c_{pt} T_5 \left(1 - \left(\frac{P_6}{P_5} \right)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} \right) \quad (12)$$



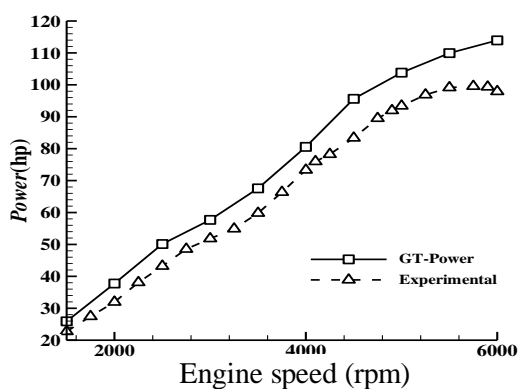
کلاس کوچک و متوسط داخلی استفاده می‌شود؛ دلیل استفاده از این موتور وجود اطلاعات به‌منظور مدل‌سازی آن در نرم‌افزار مورد اشاره است. مشخصات این موتور در جدول ۲ بیان شده است.

جدول ۱- شرایط اولیه در نرم‌افزار جی.تی.پاور

نام استفاده‌شده در نرم‌افزار	توضیحات	واحد	مقدار
Rpm	سرعت موتور	دور در دقیقه	5500
Ambient-Temp	دمای محیط	کلوین	298
T.angle	زاویه دریچه گاز	درجه	90
Air-pressure	فشار مطلق محیط	بار	1.013
Alt	ارتفاع	فوت	0
Time	بیشینه طول شبیه‌سازی	ثانیه	200

انژکتور، سوپاپ‌ها و منحنی گشودگی آن‌ها و موارد فراوان دیگری باید مشخص شوند تا شبیه‌سازی مجموعه دقیق، کارآمد و قابل‌استفاده باشد.

پس از مدل‌سازی موتور در نرم‌افزار مربوطه نمودار قدرت خروجی موتور در دورهای مختلف ترسیم و با نمودار ارائه‌شده از آزمون تجربی توسط شرکت FEV آلمان که برای موتور ساخت ایران انجام گرفته مقایسه شد [۲۳] که در شکل ۲ ارائه شده است.



شکل ۲- قدرت خروجی موتور [۲۳ و ۲۲]

با توجه به شکل در دور گفته شده حداکثری موتور (5800 rpm) خطا 10.90 است. در این دور قدرت تولیدی توسط کارخانه سازنده 110 اسب بخار بیان شده که در مدل‌سازی این مقدار 109.93 اسب بخار است که در مقایسه با یکدیگر خطا کمتر از یک درصد را نشان می‌دهد. این اختلاف بین آزمون شرکت سازنده و آزمایشگاه موتور FEV آلمان می‌تواند به تolerانس‌های به‌کار رفته در نوع موتور ساخت ایران و فرانسه، شرایط آزمون، نوع سوخت و حتی خطاهای وارد شده در آزمایش‌ها مرتبط باشد.

۵. شبیه‌سازی مجموعه موتور و توربوشاژرها

پس از شبیه‌سازی موتور و اعتبارسنجی تحلیل یک‌بعدی مجموعه موتور و ترکیب

جدول ۲- مشخصات موتور هدف

عنوان مشخصه	TU5JP4
نوع	چهارسیلندر خطی
سیستم سوخت	Fuel Gasoline MPI / RON 95
کورس/قطر داخلی سیلندر (mm)	82/78.5
حجم موتور	1587 (cm ³)
نسبت تراکم	10.8 به 1
واحد کنترل الکترونیکی	Bosch ME 7.4.4

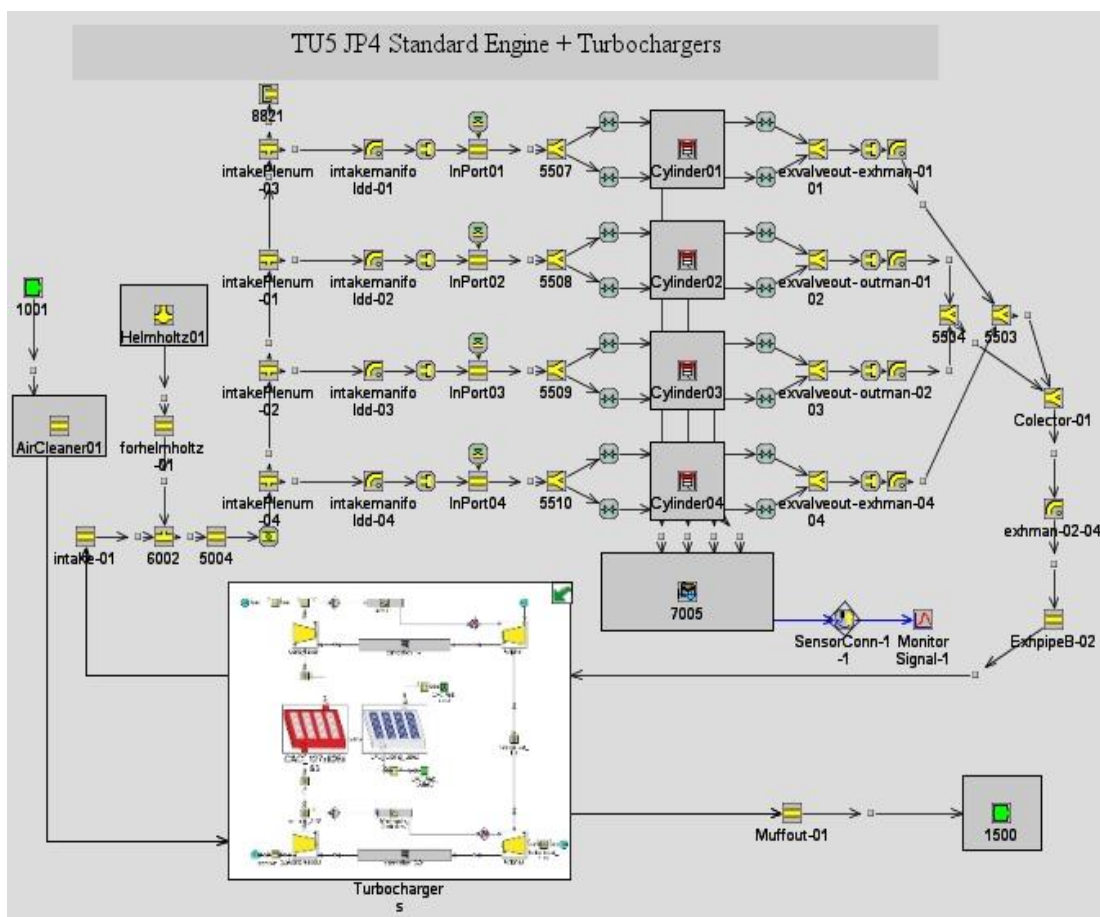
شبیه‌سازی مجموعه موتور با استفاده از نرم‌افزار تجزیه و تحلیل موتور و متعلقات آن به نام جی. تی. پاور محصول شرکت گاما تکنولوژی به‌صورت یک‌بعدی انجام شده است [۲۲]. مجموعه موتور به همراه سایر متعلقات از فیلتر ورودی تا اگزوز به‌طور دقیق مدل‌سازی شده‌اند. مقادیری مانند هندسه اتصالات، ضرایب افت، مشخصات هندسی و عملکردی موتور، مشخصات



می‌نماید. شبیه‌سازی برای ارتفاعات مختلف در حالت تمام بار انجام شده است. برای رسیدن به هدف حفظ توان موتور با افزایش ارتفاع تا 12.2 km از دو توربوشارژر برای افزایش فشار و رساندن فشار هوای ورودی موتور به فشار 1 bar استفاده شده است. هر توربوشارژر فشار ورودی به خود را بین 2 و 2.5 برابر می‌کند. در ارتفاع 12.2 km که فشار محیط 0.18 bar است با یک توربوشارژر فشار نهایت به 0.45 bar می‌رسد، پس نیاز به توربوشارژر دومی است که فشار را 1 bar برساند، پس با ترکیب مناسب ۲ توربوشارژر به صورت سری می‌توان به هدف طراحی رسید.

توربوشارژر می‌تواند تصویر کلی از رفتار مؤثر توربوشارژرها در ارتفاعات مختلف و بارهای گوناگون ارائه نماید. در چنین شرایطی علاوه بر اطلاعات هندسه موتور، اطلاعات کاملی از منحنی مشخصه‌های دقیق کمپرسور و توربین نیز لازم است.

شکل ۳ شماتیک شبیه‌سازی یک‌بعدی مجموعه موتور و توربوشارژرها را در محیط نرم‌افزار جی. تی. پاور^۲ نشان می‌دهد و شکل ۴ شماتیک شبیه‌سازی یک‌بعدی مجموعه توربوشارژرها و نحوه قرارگیری آن‌ها در ترکیب با خنک‌کن میانی در محیط نرم‌افزار را ارائه



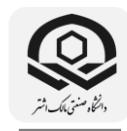
شکل ۳- شماتیک شبیه‌سازی یک‌بعدی موتور و مجموعه توربوشارژرها

۶. روش آزمون

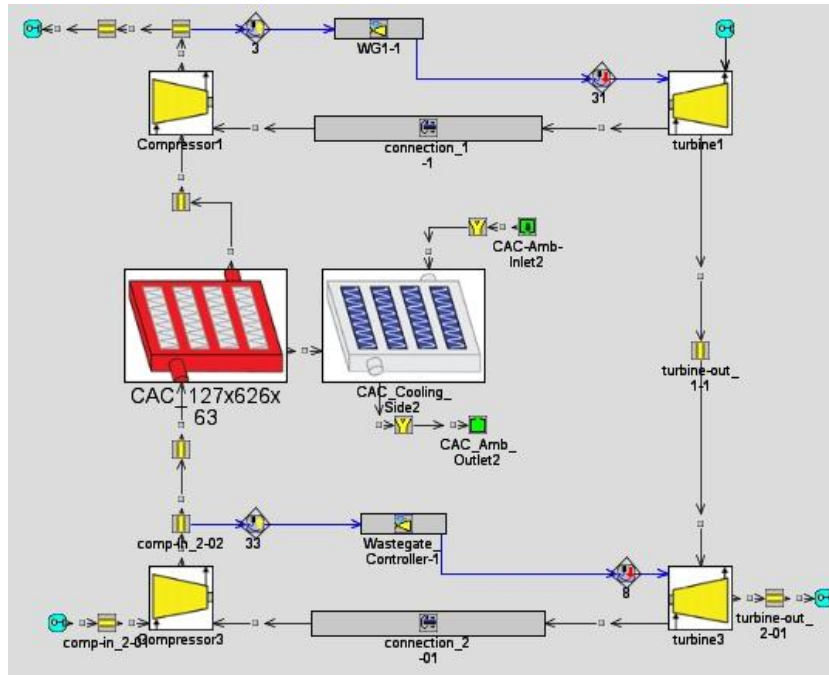
مشخص می‌شود. نقشه عملکردی کمپرسور و توربین شامل پارامترهای اساسی توربوماشین‌ها

نحوه عملکرد کمپرسور و توربین توربوشارژر با استفاده از نمودار عملکردی آن‌ها تعریف و

۶۱
سال ۱۰- شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۰
نشریه علمی دانش و
فناوری هوا فضا



باتوربوشارژر در موتور هوایی در ارتفاع بالا به کمک مدل‌سازی
ارائه روش سلامسازی بستر آزمون برای بررسی رفتار تطابق موتور



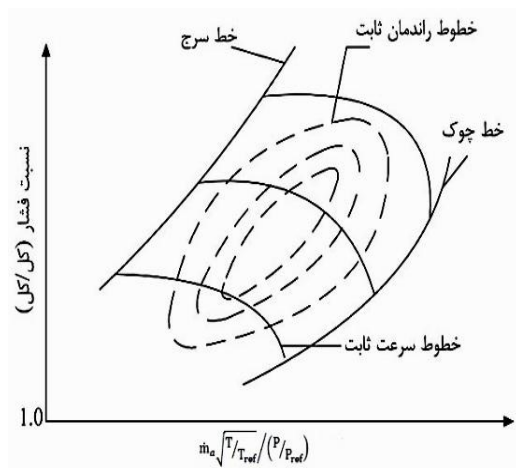
شکل ۴- شماتیک شبیه‌سازی مجموعه توربوشارژرها

است.

منحنی‌های پارامتر سرعت تصحیح‌شده طبق تعریف رابطه (۲۰)، خط سرج و خط چوک نیز در شکل ۵ مشخص شده‌اند.

$$\eta_{iscom} = \frac{h_{02is} - h_{01}}{h_{02} - h_{01}} \quad (19)$$

$$N_c = N / \sqrt{T/T_{ref}} \quad (20)$$



شکل ۵- نمودار عملکردی کمپرسور [۲۴]

در این روش به کمک نمودارهای عملکردی کمپرسورها که از طریق نرم‌افزار مدل‌سازی موتور و مجموعه توربوشارژرها به دست آمده است دبی

می‌شود. این نقشه شامل نموداری است که روی آن پارامترهای نسبت فشار کمپرسور، دبی جرمی کمپرسور، دور کمپرسور و بازده کمپرسور قرار دارند. عملکرد یک کمپرسور در این نقشه خلاصه می‌شود. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، نقشه عملکردی کمپرسور شامل بخش‌های مختلفی است که برای پارامترهای مختلف تصحیح شده است. این کار به منظور از بین بردن وابستگی عملکرد کمپرسور نسبت به شرایط ورودی به آن نظیر دما و فشار ورودی به کمپرسور است.

همان‌طور که در شکل ۵ مشخص است محور افقی نمودار عملکردی کمپرسور، مشخص‌کننده دبی جرمی ورودی به کمپرسور است؛ اما این دبی جرمی باید بر اساس شرایط ورودی هوا تصحیح شود. رابطه تصحیح دبی جرمی به صورت زیر است:

$$\dot{m}_c = \dot{m}_a \sqrt{T/T_{ref}} / (P/P_{ref}) \quad (18)$$

محور عمودی در شکل ۵، بیانگر نسبت فشار سکون (توتال) و منحنی خط‌چین بیانگر راندمان آیزنتروپیک کمپرسور طبق تعریف رابطه (۱۹)



جریان، نسبت‌های فشار و دورهای تصحیح‌شده استخراج می‌شود. با استفاده از این اطلاعات و مدل‌سازی در نرم‌افزار ترمودینامیکی، اطلاعات بسترازمون (دبی جرمی واقعی و دمای هوای ورودی توربوشارژر فشار بالا) در آزمایشگاه برای آزمایش توربوشارژرها به دست می‌آید. این روش را می‌توان به‌عنوان روشی مقدماتی قبل از استفاده مجموعه توربوشارژری بر روی

موتور به‌کار گرفت. این روش توانایی به نسبت سریعی در به‌کارگیری توربو شارژرهای مختلف بدون نیاز به استفاده از موتور را دارد که این امر از لحاظ زمان بسیار باارزش است. برای به دست آوردن دبی مناسب در شرایط آزمایشگاهی، نسبت فشار تولیدشده در هر یک از کمپرسورها و دبی تصحیح‌شده و دورهای تصحیح‌شده از خروجی نرم‌افزار استخراج و در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳ مشخصات کمپرسورها در ارتفاعات

ALT(m)	0	1524	3048	4572	6096	6096	9144	10668	12192
HP- Averaged Map Pressure Ratio	1.06	1.14	1.36	1.62	1.81	1.81	1.92	1.99	2.24
HP- Average Corrected Mass Flow [kg/s]	0.087	0.092	0.106	0.122	0.133	0.133	0.14	0.143	0.156
LP- Averaged Map Pressure Ratio	1.1	1.12	1.16	1.21	1.31	1.31	2.03	2.57	2.83
LP- Average Corrected Mass Flow [kg/s]	0.091	0.098	0.115	0.135	0.157	0.157	0.25	0.319	0.371
HP- Average Shaft Speed [1000RPM]	59.6	68.2	86.4	103	111	111	113	115	124
LP- Average Shaft Speed [1000RPM]	32.8	34.8	39.9	45.3	52.8	52.8	82.2	96.5	108

۷. استخراج نتایج بستر آزمون

برای ساده‌سازی بستر آزمون توربوشارژرها در شرایط آزمایشگاهی در روش ارائه‌شده نیاز است که دبی ورودی به توربوشارژرها با شرایط فشار و دمای محیط آزمایشگاه مدل شود به همین منظور با وارد کردن اطلاعات به‌دست‌آمده در کد نوشته شده با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌ساز ترمودینامیکی مقادیر دبی واقعی در آزمایشگاه کمپرسور کم‌فشار (LP) به‌دست می‌آید. برای رسیدن به دبی موردنیاز در توربوشارژر فشار بالا سه راهکار کاهش دبی هوای خروجی از کمپرسور فشار پایین با استفاده از یک دریچه یا شیر هدر، کاهش فشار و کاهش دما وجود دارد. کاهش دبی و فشار مشکل و کنترل آن سخت است؛ بنابراین

در این روش از کنترل دما برای تصحیح دبی موردنیاز کمپرسور فشار بالا استفاده شده است. با قرار دادن خنک‌کن قبل از کمپرسور فشار بالا HP دمای موردنیاز برای رسیدن به دبی مطلوب در هوای ورودی به کمپرسور ایجاد می‌شود. همان‌طور که در طرح‌واره مدل در شکل ۶ مشاهده می‌شود، با وارد کردن ارتفاع آزمایشگاه از سطح دریا در رابطه ۲۱ فشار محیط آزمایشگاه به‌دست می‌آید [۲۵].

$$P_0 = 100 \left(\frac{44331.5 - z}{11880.5} \right)^{5.26} \quad (21)$$

با وارد کردن دبی تصحیح‌شده از جدول ۳ در کد نوشته شده همان‌طور که در شکل ۶ مشخص





شده با استفاده از رابطه ۱۸ مقدار دبی واقعی در آزمایشگاه برای کمپرسور فشار پایین به دست می‌آید. با استفاده از نسبت فشار از جدول ۳، رابطه‌های ۱، ۲، ۱۸، فشار، دما و دبی تصحیح‌شده در خروجی کمپرسور فشار پایین به دست می‌آید.

با توجه به اینکه دبی تصحیح‌شده برای کمپرسور فشار بالا تفاوت داشته، در جدول ۳ مشخص شده، سیستم خنک‌کن باید طوری دما را کم کند تا دبی تصحیح‌شده موردنظر تأمین شود. با استفاده از رابطه‌های ۳ و ۴ دما و فشار خروجی از سیستم خنک‌کن به دست می‌آید. در رابطه ۳ مقدار افت فشار ۱ psi در نظر گرفته شده است [۲۶].

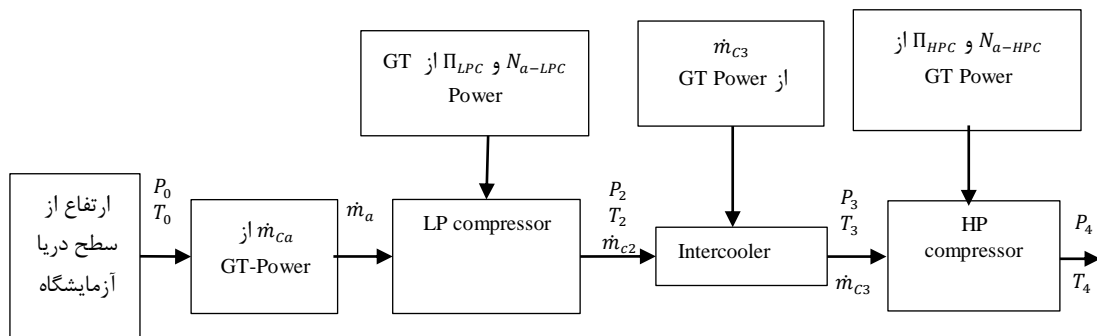
در انتها نیز با به‌کارگیری رابطه‌های ۲ و ۵ دما و فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا به دست می‌آید. با مقایسه نسبت فشار به دست آمده در خروجی کمپرسورها با نسبت فشار به دست آمده در مدل‌سازی می‌توان به صحت عملکرد توربوشارژرها در شرایط ارتفاعی اطمینان حاصل کرد.

۸. بررسی فشار و دبی موردنیاز توربین‌ها

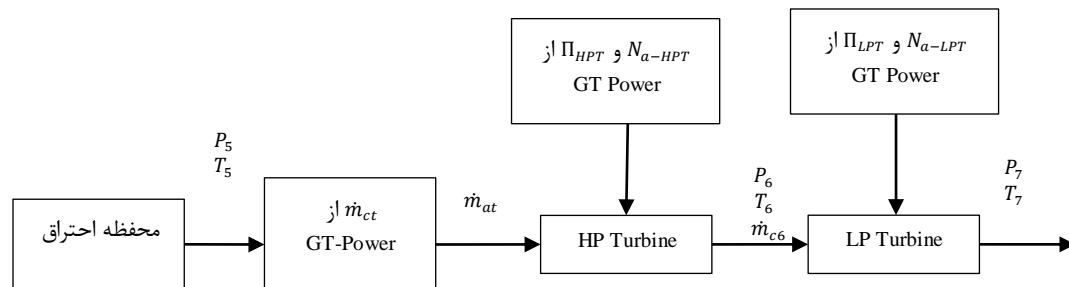
از آنجاکه توربین‌ها بایستی توانایی به گردش درآوردن کمپرسورها را داشته باشند، در این قسمت دبی و نسبت فشار مناسب در توربین‌ها به‌منظور شبیه‌سازی آن‌ها با استفاده از هوای گرم بررسی می‌شود. طرح‌واره مدل‌سازی ترمودینامیکی بخش توربین‌ها در شکل ۷ آورده شده است.

با داشتن اطلاعات دما و فشار هوای گرم ورودی به توربین‌ها و دبی تصحیح‌شده توربین فشار بالا که از نرم‌افزار شبیه‌ساز موتور و مجموعه توربوشارژرها استخراج می‌شود، به کمک رابطه ۱۸ دبی واقعی برای میز آزمون در بخش توربین‌ها به دست می‌آید.

با استفاده از نسبت فشار خروجی توربین فشار بالا که از نرم‌افزار مدل‌سازی موتور و توربوشارژرها استخراج شده و رابطه‌های ۱۳ و ۱۵، دما و فشار خروجی توربین فشار بالا که دما و فشار ورودی توربین فشار پایین است، به دست می‌آید.



شکل ۶- طرح‌واره مدل‌سازی ترمودینامیکی بستر آزمون کمپرسورها



شکل ۷- طرح‌واره مدل‌سازی ترمودینامیکی بستر آزمون توربین‌ها

با داشتن شرایط ورودی توربین فشار پایین و دبی واقعی، دبی تصحیح شده در ورودی توربین را با استفاده از رابطه ۳ به دست می‌آوریم. این مقدار باید برابر با مقدار استخراج شده از نرم افزار مدل سازی باشد. در صورت معادل نبودن با تغییر در فشار و دمای هوای گرم ورودی مقدار مطلوب حاصل می‌شود. در ادامه با استفاده از رابطه‌های ۱۳ و ۱۷ دما و فشار خروجی از توربین فشار پایین به دست می‌آید.

۹. نتایج به دست آمده از شبیه سازی

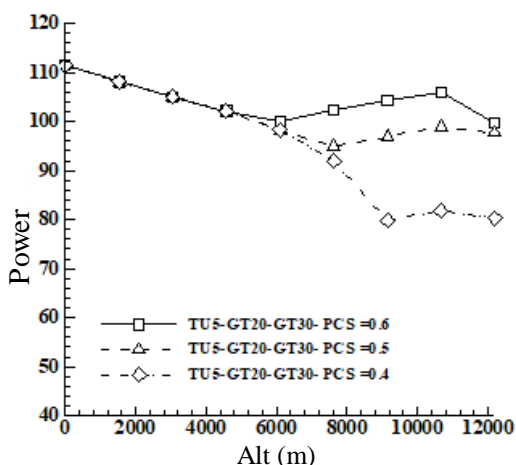
با توجه به اینکه هدف از این تحقیق حفظ توان موتور در ارتفاع است. بنابراین افزایش فشار پوست ۳ و افزایش توان مدنظر نبود، کنترلر دریچه هدررو^۴ توربوشارژر فشار بالا روی ۱.۱ بار تنظیم شده تا فشار در حد فشار ورودی به موتور در سطح دریا باشد.

همچنین برای کنترل و جلوگیری از افزایش فشار در ارتفاعات پایین، دریچه هدررو در توربوشارژر فشار پایین با نسبت فشارهای مختلف (۰.۴، ۰.۵، ۰.۶) تنظیم شده است. بعد از مدل سازی توربوشارژرها با موتور، ترکیب دو توربوشارژر GT20 و GT30 همان طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود روند حفظ توان تا ارتفاع ۱۲.۲ کیلومتر به صورت مناسب در نسبت فشار کنترل ۰.۶ توربوشارژر فشار پایین در مقایسه با نسبت فشارهای کنترلی دیگر بهتر است.

برای بررسی عملکرد کمپرسور فشار بالا در ارتفاعات مختلف با استفاده از دبی تصحیح شده، نسبت فشار در دور و راندمان‌های مختلف در شکل ۹ ارائه شده است. در شکل ۹ نسبت فشار ایجاد شده توسط کمپرسور فشار بالا در ارتفاعات مختلف برحسب دبی جرمی تصحیح شده دیده می‌شود.

همان طور که مشاهده می‌شود، کمپرسور مربوطه در ارتفاع ۱۵۲۴ متری نسبت فشاری

ایجاد نکرده است. در ۳۰۴۸ متری نسبت فشاری در حدود ۱.۱ ایجاد کرده است، این روند افزایشی ادامه پیدا کرده و در ارتفاع ۷۶۲۰ تا ۱۰۶۶۸ متری مقدار نسبت فشار تقریباً ثابت و در حدود ۲ است و این مقدار در ۱۲.۲ کیلومتر به نزدیک ۲.۴ رسیده است این کمپرسور تا ارتفاع ۷۶۲۰ متری با راندمان حدودی ۷۰٪ و در مابقی ارتفاعات با راندمان بیشتر از ۸۰٪ کار کرده است.



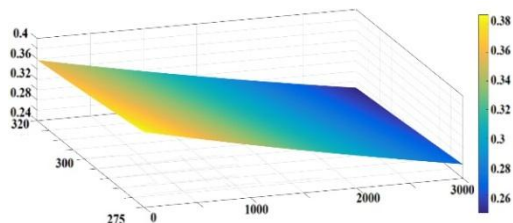
شکل ۸- توان موتور با ترکیب توربوشارژرهای GT30 و GT20 در فشارهای کنترلی مختلف توربوشارژر فشار پایین

روند افزایشی نسبت فشار در ارتفاعات پایین به علت جبران کاهش فشار در این ارتفاعات که بیشتر بر عهده کمپرسور فشار بالا است و ثابت ماندن فشار تا ارتفاع ۱۰۶۶۸ متری است که به علت وارد شدن کمپرسور فشار پایین با توجه به استراتژی کنترلی به کار رفته است. در ارتفاع ۱۲.۲ کیلومتر با توجه به کاهش راندمان عملکردی کمپرسور فشار پایین که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، نسبت فشار در کمپرسور فشار بالا افزایش پیدا کرده است.

در شکل ۱۰ نسبت فشار ایجاد شده در ارتفاعات مختلف در کمپرسور فشار پایین مشاهده می‌شود. روند تغییرات نسبت فشار در ارتفاعات کمتر از ۱۲.۲ کیلومتر با شبیه کند افزایشی است

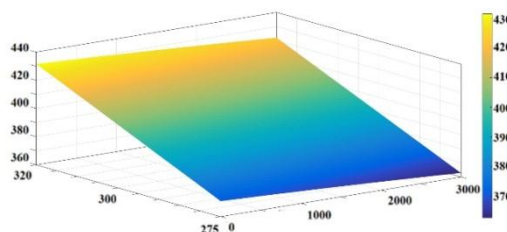


بالا، تغییر در دبی و فشار هوای ورودی به کمپرسور بالا و کنترل آن به مراتب مشکل تر است، بنابراین تغییر در دمای هوای ورودی در این تحقیق مورد نظر قرار گرفته است.



شکل ۱۱- تغییرات دبی ورودی به کمپرسور فشار پایین با تغییرات شرایط محیطی آزمایشگاه

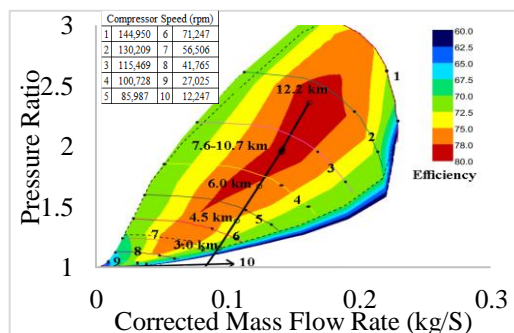
همان طور که در شکل ۱۲ مشاهده می شود در یک ارتفاع ثابت برای محیط آزمایشگاه با کاهش دمای محیط آزمایشگاه دمای هوای ورودی به کمپرسور فشار بالا باید کاهش یابد تا دبی تصحیح شده در ورودی کمپرسور فشار بالا تغییر نکند. ولی این روند تغییر با ارتفاع در یک دمای ثابت محیط آزمایشگاه معکوس است. بدین معنی که با افزایش ارتفاع محل آزمایشگاه در یک دمای مشخص دمای هوای ورودی به کمپرسور فشار بالا را باید خنک تر کنیم تا دبی تصحیح شده مورد نظر را تأمین نماییم.



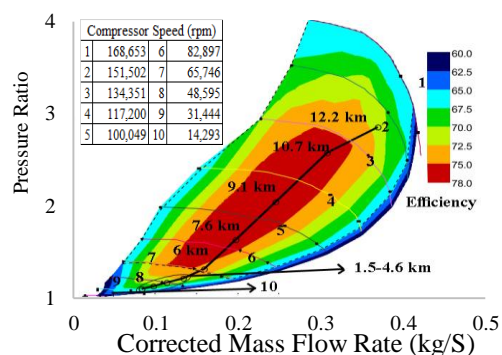
شکل ۱۲- تغییرات دمای ورودی به کمپرسور فشار بالا با تغییرات شرایط محیطی آزمایشگاه

در بخش توربین ها با افزایش دمای گازهای ورودی به سیکل توربین ها برای چرخش آنها فشار بایستی افزایش یابد تا دبی تصحیح شده مورد نیاز در ورودی های توربین ها تأمین شود. با تنظیم فشار و دمای گازهای ورودی به توربین ها

که در ارتفاعات بالا شیب آن تندتر می شود. همان طور که گفته شد این افزایش به علت کاهش چگالی هوا و نحوه عملکرد سیستم کنترلی است تا از حداکثر راندمان کمپرسورها در جبران کاهش فشار استفاده شود. در مجموع کمپرسورها در محدوده مناسب بازدهی بوده و عملکرد مطلوبی داشته اند.



شکل ۹- نمودار عملکردی کمپرسور فشار بالا



شکل ۱۰- نمودار عملکردی کمپرسور فشار پایین

همان طور که در شکل ۱۱ مشاهده می شود در یک محل آزمایشگاه با ارتفاع مشخص با کاهش دمای محیط آزمایشگاه دبی ورودی به چرخه با شیب کمی افزایش می یابد و در دمای ثابت محیط آزمایشگاه با افزایش ارتفاع محل آزمایشگاه دبی ورودی با شیب بیشتری کاهش می یابد.

برای رسیدن به دبی تصحیح شده به دست آمده از نرم افزار برای کمپرسور فشار بالا سه روش در آزمایشگاه می توان استفاده کرد. تغییر دبی خروجی از کمپرسور فشار پایین، تغییر فشار هوا و تغییر در دمای هوای ورودی به کمپرسور فشار

می‌توان به شرایط مطلوب رسید.

۱۰. نتیجه‌گیری

در این مقاله به منظور تست ترکیب توربوشارژرها در شرایط ارتفاع برای کاربرد در وسایل پرنده با استفاده از نتایج مدل‌سازی مجموعه موتور و توربوشارژرها و به‌کارگیری روابط ترمودینامیکی روشی مقدماتی پیشنهاد شده است که با هزینه کم در مدتی کوتاه شرایط اولیه مدل‌سازی‌ها را موردسنجش قرار می‌دهد. با این روش صرفه‌جویی زیادی در هزینه و زمان صورت خواهد گرفت. با توجه به اینکه استفاده از توربوشارژر در موتور هوایی به‌منظور حفظ توان است و افزایش توان مدنظر نیست کنترل ترکیب توربوشارژرها برای قرارگیری در مدار اهمیت بسیار زیادی دارد؛ از آنجایی که به دست آوردن این چیدمان کنترلی بین دو توربوشارژر نیاز به سعی و خطا در عمل است؛ استفاده از این روش می‌تواند در رسیدن به بازه کوچک‌تری از محدوده چیدمان کنترلی کمک شایانی کند.

سکوی آزمون در این روش اجازه کنترل دقیق دور کمپرسور، فشار کمپرسور و جریان توربین در حین آزمایش و ایجاد سریع و آسان داده‌ها را می‌دهد. سیستم‌های کنترل سکوی آزمون در مقایسه با کنترل موتور با توربو شارژرهای نصب‌شده، درحالی‌که از آسیب‌های احتمالی موتور جلوگیری می‌شود، پیچیدگی‌های بسیار کمتری دارد. به دلیل هزینه‌بر بودن و مشکلات راه‌اندازی آزمایشگاه و تجهیزات شبیه‌سازی واقعی ارتفاع استفاده از این روش به‌عنوان پیش‌زمینه‌ای کنترلی قبل از آزمون در شرایط ارتفاعی می‌تواند بسیار مفید و راهگشا باشد.

ازجمله دستاوردهای این تحقیق قابلیت استفاده از این روش در محدوده وسیعی از ارتفاع است. به‌طوری‌که استفاده از این روش نزدیک‌ترین

چیدمان کنترلی بین توربوشارژرها برای حفظ توان در ارتفاعات مختلف را ارائه می‌نماید. همچنین صحت داده‌های به‌دست‌آمده در مدل‌سازی ازجمله نسبت فشارهای ایجادشده در هر مرحله را کنترل و تصدیق می‌نماید.

برای هر ترکیب توربوشارژری که به این روش آزمایش می‌شود؛ شرایط اولیه دما و فشار محیط آزمایشگاه تأثیرگذار خواهد بود. با توجه به شرایط محیطی آزمایشگاه مقادیر دبی واقعی ورودی به سیکل و دمای هوای ورودی به کمپرسور فشار بالا به‌عنوان دو متغیر برای کنترل دبی تصحیح‌شده در هر مرحله از توربوشارژر به کار گرفته شده است.

با افزایش دما محیط آزمایشگاه دبی جرمی واقعی ورودی به کمپرسورها برای آزمایش باید کاهش داده شود. اما دمای ورودی به کمپرسور فشار بالا بایستی افزایش داده شود. با ثابت کردن دمای آزمایشگاه و تغییر در محل آزمایشگاه، با افزایش ارتفاع محل آزمون دبی جرمی واقعی به کار گرفته شده در کمپرسورها را باید کم کرد، ولی هوای ورودی به کمپرسور فشار بالا را باید خنک کرد که این کاهش دما مستلزم قوی‌تر کردن سیستم خنک‌کاری بین دو کمپرسور است.

در بخش توربین‌ها برای استخراج مقدار دبی موردنیاز آزمون فشار یا دمای هوای ورودی به توربین‌ها باید به‌گونه‌ای کنترل شود که دبی‌های تصحیح‌شده در ورودی هر یک از توربین‌ها با نتایج استخراج‌شده از نرم‌افزار یک‌بعدی مدل‌سازی موتور و مجموعه توربوشارژرها معادل باشد.

۱۱. علائم و اختصارها

A	Area (m ²)
C _p	Specific heat at constant pressure (J/kgK)
k	Thermal conductivity (W/mK)



2013: *Turbine Technical Conference and Exposition, American Society of Mechanical Engineers*, pp. V05AT23A014-V05AT23A014, 2013.

[5] A. Whitfield, F. J. Wallace, Performance prediction for automotive turbocharger compressors, *Proceedings of the institution of mechanical engineers*, Vol 189, No 1, pp. 557-565, 1975.

[6] J. W. Dennis, Turbocharged diesel engine performance at altitude. *SAE Transactions*, pp. 2670-2689, 1971.

[7] Z. Yangjun, *High-altitude and low-pressure characteristic simulation test station of air compressor in internal-combustion engine*, Chinese Patent 101672729 A, 2010.

[8] D. J. Bents, T. Mockler, and J. Maldonado, A. Hahn, J. Cyrus, P. Schmitz, J. Harp, J. King, *Propulsion Selection for 85kft Remotely Piloted Atmospheric Science Aircraft*, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH, Report No. TM-107302. 1996.

[9] R. E. Wilkinson, R. B. Benway, Liquid Cooled Turbocharged Propulsion System for Hale Application, *ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers*, pp. V002T02A043-V002T02A043, 1991.

[10] J. Harp, *Turbocharger system development and propulsion system testing, prepared for Developmental Sciences Inc. under Contract ThermoMechanical Systems*, Canoga Park CA, No. DSI-80-TRSC-05-A, 1982.

[11] H. Tonskotter, and D. Scheithauer, The Strato 2C Propulsion System- A New Compound Engine and Control Concept for High Altitude Flying, *Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft m. b. H, Advanced Aero-Engine Concepts and Controls*, Seattle, pp. 6, 1995

[12] D. J. Bents, T. Mockler, J. Maldonado, J. L. Harp, J. James, J. F. King, P. C. Schmitz, *Propulsion System for Very*

\dot{m}	Mass flow (kg/s)
P	Pressure (kg/ms ²)
PCS	Pressure control between the two compressor (Bar)
R	Universal gas constant (J/kgK)
T	Temperature (K)
\dot{W}	Power (kW)
Greek signs	
γ	The heat capacity
ε	The coefficient of performance
ρ	Density
η	Efficiency
Sub-characters	
a	Air
c	Compressor
f	Fuel
HPC	High pressure compressor
HPT	High pressure turbine
LPC	Low pressure compressor
LPT	Low pressure turbine
mec	Mechanical
h	
T	Turbine

۱۲. مأخذ

[1] N. Watson, M. S. Janata, *Turbocharging the Internal Combustion Engine*, Longman Scientific and Technical Publishing Company, Macmillan International Higher Education, pp. 474-476, 1982.

[2] A. P. Carlucci, A. Ficarella, D. Laforgia, A. Renna, Supercharging system behavior for high altitude operation of an aircraft 2-stroke Diesel engine, *Energy Conversion and Management*, Vol 101, pp. 470-480, 2015.

[3] L. Pohorelsky, P. Brynych, J. Macek, P. Y. Vallade, J. C. Ricaud, P. Obernesser, P. Tribotté. Air system conception for a downsized two-stroke diesel engine, *SAE Technical Paper*, No. 2012-01-0831. 2012.

[4] J. Chen, W. Zhuge, X. Zheng, Y. Zhang, Investigation of Influence of Two-Stage Turbocharging System on Engine Performance Using a Pre-Design Model, ASME Turbo Expo



modeling study. *SAE International Journal of Engines*, Vol 3, No 1, pp. 296-308, 2010.

- [20] B. Lee, D. Jung, D. Assanis, Z. Filipi, , Dual-stage turbocharger matching and boost control options. *ASME 2008 Internal Combustion Engine Division spring technical conference* (pp. 267-277). , 2008.
- [21] <http://www.TurboByGarrett.com>
- [22] M.R. Khodaparast, M. Agha Seyyed Mirza Bozorg, S. Kheradmand, , Keeping Twin Turbocharged Engine Power at Flight Altitudes, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol:90, iss:6, 2018.
- [23] FEV, *Benchmarking Of The PEUGEOT TU5JP4, 4 - Cylinder Gasoline Engine, Print. Report of Combustion Department Engine Testing With Original ECU And Thermodynamic Analysis*, 2003.
- [24] M. P. Boyce, Centrifugal compressors a Basic Guide, Oklahoma: *PennWell Corporation*, 2003.
- [25] R. Stull, *Practical Meteorology: An Algebra-based Survey of Atmospheric Science*, BC Campus, 2016.
- [26] S, Kakac, H, Liu, *Selection, rating, and thermal design*, CRC press, 2012.

High Altitude Subsonic Unmanned Aircraft, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH, Report No. TM 1998-206636, 1998.

- [13] J. L. Loth, G. J. Morris, P. B. Metlapalli, Staged Turbocharging for High Altitude IC Engines, *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle*, pp. 3970, 1997.
- [14] C. Rodgers, Turbocharging a High Altitude UAV C.I. Engine, *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City*, pp. 3970, 2001.
- [15] T. Korakianitis, T. Sadoi, Turbocharger-Design Effects on Gasoline-Engine Performance, *Journal of engineering for gas turbines and power*, Vol. 127, No. 3, pp. 525–530. 2005.
- [16] D. Jung , K. H. Kwak, D. N. Assanis, Integration of A Single Cylinder Engine Model and A Boost System Model for Efficient Numerical Mapping of Engine Performance and Fuel Consumption, *International Journal of Automotive Technology*, Vol. 13, No. 1, pp. 1–7, 2012.
- [17] Y. Liu, W. Zhuge, Y. Zhang, S. Zhang, J. Zhang, X. Huo, A matching method for two stage turbocharging system, *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: turbine technical conference and exposition*, Dusseldorf, Germany, 2014.
- [18] N. Terdich, A. Romagnoli, R. F. Martinez-Botas, A. Pesiridis, Mild hybridization via electrification of the air system: electrically assisted and variable geometry turbocharging impact on an off-road diesel engine. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: turbine technical conference and exposition*, San Antonio, Texas, USA, 2013.
- [19] S. Mamalis, V. Nair, P. Andruskiewicz, D. Assanis, A. Babajimopoulos, N. Wermuth, P. Najt, Comparison of different boosting strategies for homogeneous charge compression ignition engines – a

پی‌نوشت

- 1- three-stage valve
- 2- GT POWER
- 3- Boost Pressure
- 4- Waste Gate

۶۹

سال ۱۰ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا

