مجله مهندسی مکانیک مدرس، فروردین 1397، دوره 18، شماره 01، ص‌ص 39-50

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

توسعه کدی به منظور انتخاب بهینه سیستم پیشرانش توربوشارژ شده برای وسایل پرنده بدون سرنشین

محسن آقا سید میرزابزرگ[1]، سعید خردمند[2*]، علی روئینی[3]

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
3- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
* اصفهان، صندوق پستی 83145/115 ، kheradmand@mut-es.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 02 شهریور 1396
پذیرش: 13 آذر 1396
ارائه در سایت: 08 دی 1396

کلید واژگان:
موتور احتراق داخلی
توربوشارژر
خنک کننده میانی
وسیله پرنده بدون سرنشین
ارتفاع پروازی بالا

چکیده

در این مقاله، برنامه‌ای برای معرفی بهترین و مناسب‌ترین سیستم پیشرانش شامل ترکیبی از یک موتور احتراق داخلی به همراه تعدادی توربوشارژر، تهیه و کدنویسی شده است. به دلیل این‌که با افزایش ارتفاع پروازی، موتور احتراق داخلی دچار افت توان خواهد شد، نیاز است به منظور جبران این افت توان، که ناشی از کاهش فشار هوا با افزایش ارتفاع می‌باشد، از یک یا چند عدد توربوشارژر استفاده نمود. بدین منظور در کد تهیه شده، با توجه به ارتفاع پروازی و توان موردنظر وسیله‌ی پرنده، مجموعه‌ی توربوشارژرهای مناسب به همراه تعداد خنک کننده‌های موردنیاز، برای پرواز در ارتفاع موردنظر، معرفی می‌گردند. این مجموعه توربوشارژر، می‌تواند شامل یک تا سه عدد توربوشارژر شود که برای جبران افت فشار ناشی از افزایش ارتفاع، به یک موتور احتراق داخلی متصل می‌گردند. بنابراین، تعداد و مشخصات توربوشارژها و خنک کننده-های موردنیاز برای بهترین عملکرد سیستم پیشرانش، بستگی به ارتفاع و توان پروازی موردنظر کاربر دارد. به عبارتی، ورودی کد تهیه شده، ارتفاع پروازی و توان موردنیاز وسیله پرنده، و خروجی آن تعداد خنک کننده‌های میانی و توربوشارژرهای موردنیاز به همراه مشخصات عملکردی آن‌ها و ذکر نام دقیق این توربوشارژرها برای بهترین عملکرد مجموعه پیشرانش می‌باشد. قابل ذکر است که در صورت عدم دسترسی به توربوشارژرهای معرفی شده توسط برنامه، می‌توان از توربوشارژرهایی با مشخصات عملکردی مشابه با خروجی کد، استفاده نمود.

A C-programming code for selecting the optimum turbocharged propulsion system for UAV's

Mohsen Agha Seyed Mirzabozorg, Saeid Kheradmand*, Ali Roueini

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University, Isfahan, Iran
* P.O.B. 83145/115 Isfahan, Iran, kheradmand@mut-es.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 24 August 2017
Accepted 04 December 2017
Available Online 29 December 2017

Keywords:
Internal combustion engine
Turbocharger
Intercooler
UAV
High flight altitude

ABSTRACT

In this paper, a C-programming code is produced to introduce the best propulsion system including an internal combustion engine combined with turbochargers. Because the power of internal combustion engine will reduce as the altitude increasing, it is required to use one or more turbochargers in order to compensate the loss of power which is caused by reduced ambient air pressure. For this purpose, a code is written that will be able to introduce the best turbochargers combination including intercoolers, according to the target power and the desired altitude of the UAV flight. In other words, input required parameters of the code is the target power of the engine and desired altitude of flight and output of the code is number and characteristics of the turbochargers with their exact manufacturing company names and also the number of intercoolers required for best performance of propulsion system. It should be noted that, if the turbochargers that is chosen by the program are not available, user can select of the similar turbochargers with similar characteristics without any significant difference in performance of the propulsion system.

1- مقدمه

همواره موضوع دستیابی به ارتفاع‌های بالای پروازی برای یک وسیله‌پرنده موردنظر محققین و پژوهشگران مختلف بوده است. بسته به نوع ماموریت تعریف شده برای وسیله‌ی پرنده، ارتفاع پروازی مورد نظر نیز متغیر می‌باشد. این ماموریت می‌تواند شامل ماموریت‌های گشت‌زنی، جغرافیایی، داده برداری اتمسفری، نظامی و ... باشد. صرف‌نظر از نوع وسیله‌ی پرنده مورد استفاده، مهمترین مسئله، انتخاب سیستم پیشرانش مناسب، برای تامین توان وسیله پرنده در ارتفاع پروازی موردنظر خواهد بود. در مورد استفاده از انواع مختلف مجموعه‌های پیشرانش نیز انتخاب‌های متعددی وجود دارد که متداول‌ترین و در دسترس‌ترین آن‌ها استفاده از موتورهای هواتنفسی می‌باشد که خود به دو دسته‌ی موتورهای توربینی و موتورهای احتراق داخلی توربوشارژ شده، قابل تقسیم می‌باشند. همان‌طور که از نام این نوع از موتورها پیداست، موتورهای هواتنفسی برای عملکرد خود نیاز به بلعیدن هوا به میزان مورد نیاز دارند. اما از آن‌جا که با افزایش ارتفاع، فشار و چگالی هوای محیط نیز کاهش می‌یابد،

Please cite this article using:
M. Agha Seyed Mirzabozorg, S. Kheradmand, A. Roueini, A C-programming code for selecting the optimum turbocharged propulsion system for UAV's, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 01, pp. 39-50, 2018 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

این افت فشار و چگالی هوای ورودی به موتور موجب کاهش دبی جرمی هوای ورودی به موتور و در نتیجه کاهش توان موتور می‌گردد که این کاهش توان اجازه دسترسی به ارتفاع‌های بیشتر پروازی را نخواهد داد. به عبارتی بیشترین توان حاصله از یک موتور هواتنفسی، برای عملکرد آن در سطح دریا می‌باشد و با افزایش ارتفاع پروازی، این توان به‌طور مداوم کاهش خواهد یافت. به‌صورتی که از یک ارتفاع پروازی خاص، دیگر مقدار هوای کافی برای انجام عمل احتراق در موتور و بنابراین عملکرد صحیح موتور در دسترس نخواهد بود. بنابراین با استفاده از یک موتور خاص، فقط می‌توان تا حد خاصی افزایش ارتفاع را شاهد بود که این موضوع متناظر با فشار و چگالی هوا در ارتفاع پروازی هدف می‌باشد. "شکل 1" نمودار روند کاهش چگالی هوا را با افزایش ارتفاع نشان می‌دهد:

در ارتفاعات پایین، یک موتور جت توانی در حدود 2 تا 5 برابر موتورهای رفت و برگشتی تولید می‌کند، زیرا در این ارتفاع‌ها به علت بالا بودن چگالی، موتور می‌تواند دبی جرمی کافی برای انجام عمل احتراق را ببلعد [1]. علاوه بر مشکل کمبود اکسیژن کافی برای ارتفاع‌های پروازی بالا، مشکل دیگری نیز برای پرواز در این ارتفاع‌ها وجود دارد بدین ترتیب که به دلیل کاهش زیاد چگالی هوا در ارتفاع‌های بالای پروازی، نیروی برآی[1] وسیله پرنده نیز دچار کاهش شدید خواهد شد. بنابراین در ارتفاع‌های بالای پروازی، نیروی برآ به‌منظور پرواز پرنده کافی نمی‌باشد. البته موتورهای توربینی قادر به جبران این کاهش برآ می‌باشند، اما بدین منظور نیازمند افزایش سرعت هستند. به عبارتی برای تامین نیروی برآ در ارتفاع موردنظر، عدد ماخ پروازی وسیله پرنده بدون سرنشین، باید از مقدار 0.8 تجاوز کند. با افزایش سرعت، مشکلاتی نظیر ایجاد موج ضربه‌ای[2] در وسیله پرنده به‌وجود می‌آید که یک عامل اساسی در ایجاد اغتشاش می‌باشد. این موضوع به خصوص در مواردی اهمیت پیدا می‌کند که هدف از ماموریت تعریف شده مواردی همچون نمونه برداری اتمسفری و فعالیت‌های مربوط به زمین‌شناسی باشد، در این موارد موج ضربه‌ای ایجاد شده موجب کاهش دقت نمونه‌برداری و ... خواهد شد [2]. در مورد میزان رشد تکنولوژی نیز باید گفت که موتورهای رفت و برگشتی در سطح بالاتری نسبت به موتورهای توربینی قرار دارند. ضمن این‌که هزینه یک موتور رفت و برگشتی، حتی با وجود توربوشارژر، از یک موتور جت کمتر می‌باشد [3].

در مورد موتورهای احتراق داخلی، کمبود هوای ناشی از افزایش ارتفاع به نحو دیگری جبران می‌گردد. در این موتورها با اضافه کردن یک یا چند توربوشارژر، بسته به ارتفاع پروازی، فشار و چگالی هوای ورودی به موتور افزایش داده می‌شود تا افزایش ارتفاع تاثیری بر کاهش توان موتور نداشته باشد. از آن‌جا که برای اکثر ماموریت‌های پروازی که برای وسایل پرنده با قابلیت پرواز در ارتفاع‌های زیاد تعریف می‌گردد، نیاز به پرواز با با سرعت زیر صوتی می‌باشد، موارد استفاده از مجموعه پیشرانش شامل موتور احتراق داخلی توربو شارژ شده، برای پرواز در ارتفاع‌های بالا، نیز بیشتر می‌باشد.

با توجه به موارد گفته شده، برای پرواز در ارتفاع‌های بالا، استفاده از ترکیبی از موتور احتراق داخلی به همراه مجموعه‌ای از توربوشارژرها نسبت به موتورهای توربینی مزایای بیشتر را شامل می‌گردد و به همین دلیل موارد استفاده از این نوع سیستم پیشرانش برای پرواز در ارتفاع‌های پروازی مختلف، نیز بیشتر می‌باشد. به عنوان نمونه می‌توان به موتور چهار سیلندری روتاکس[3] اشاره کرد که با سه توربوشارژر ساخت شرکت گرت[4] ترکیب شده است. با توجه به تست‌های آزمایشگاهی انجام شده، این مجموعه پیشرانش، قادر به تامین توانی برابر با 54 کیلووات (معادل با 73 اسب بخار) برای ارتفاع 18 کیلومتری خواهد بود. همچنین همین موتور، با استفاده از دو توربوشارژر ساخت شرکت تی-ام-اس[5]، توانی در حدود 77 کیلووات (معادل با 103 اسب بخار) را برای ارتفاع پروازی 16 کیلومتری تامین می‌نماید [1]. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با وجودی که موتور استفاده شده در هر دو مورد یکسان می‌باشد، توربوشارژرهای مورد استفاده، تفاوت زیادی را در توان تولیدی برای ارتفاع پروازی موردنظر، ایجاد خواهد کرد. پس انتخاب بهترین مجموعه پیشرانش برای تامین هدف مورد نظر، امری مهم و ضروری می‌باشد.

در حال حاضر در دنیا نرم‌افزارهای مختلفی وجود دارند که بهترین توربوشارژر را برای تامین توان هدف معرفی می‌کنند که اکثر آن‌ها توسط شرکت‌های سازنده توربوشارژر ارائه شده‌اند. اما تمامی این مجموعه‌ها، برای کاربردهای زمینی استفاده از توربوشارژر، طراحی شده‌اند و بنابراین قابل استفاده برای وسایل پرنده بدون سرنشین نمی‌باشند. به علاوه این‌که در اکثر کاربردهای هوایی، با توجه به ماموریت تعریف شده، نیاز به استفاده از تعداد بیشتری از توربوشارژرها وجود دارد، حال آن‌که نرم‌افزارهای موجود، فقط یک توربوشارژر را پیشنهاد می‌دهند. با توجه به این نیاز، در کار حاضر نرم‌افزاری به منظور استفاده از موتورهای احتراق داخلی توربوشارژ شده در کاربردهای هوایی، طراحی و تهیه شده است که قادر خواهد بود با دریافت اطلاعات حداقلی از کاربر، بهترین سیستم پیشرانش شامل تعداد توربوشارژرها و پارامترهای اصلی آن‌ها نظیر نسبت فشار، دبی جرمی موردنیاز و ... را متناسب با هدف موردنظر کاربر معرفی و پیشنهاد نماید. همچنین از خروجی‌های دیگر این نرم‌افزار، می‌توان به نیاز یا عدم نیاز به استفاده از خنک کننده‌های میانی و تعداد و محل قرارگیری آن‌ها به منظور دستیابی به بهترین عملکرد نیز اشاره کرد.

2- توربوشارژر و نحوه عملکرد آن

اجزای اصلی یک توربوشارژر، شامل یک کمپرسور گریز از مرکز و یک توربین جریان شعاعی می‌باشد، که توسط یک محور مشترک به یکدیگر متصل شده‌اند. نحوه‌ی عملکرد یک توربوشارژر به این شکل است که گازهای داغ خروجی از منیفولد خروجی موتور احتراق داخلی به توربین جریان شعاعی توربوشارژر برخورد کرده و آن را می‌چرخاند، از آن‌جا که توربین و کمپرسور توسط یک شفت مشترک به یکدیگر متصل شده‌اند، با چرخیدن توربین، کمپرسور نیز می‌چرخد و بنابراین فشار هوای ورودی به موتور با عبور از

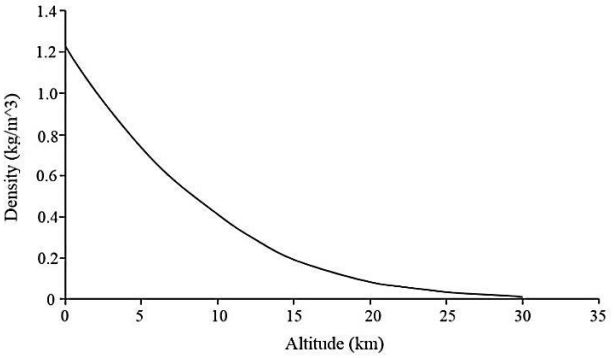

Fig. 1 Diagram of air density variation with altitude

شکل 1 نمودار تغییرات چگالی هوا با افزایش ارتفاع

[1] Lift
[2] Shock wave

[3] ROTAX
[4] Garrett
[5] Thermo Mechanical Systems (TMS)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

کمپرسور گریز از مرکز افزایش می‌یابد.

البته هدف از استفاده از توربوشارژر در کاربردهای زمینی و هوایی اندکی متفاوت است. بدین معنی که در کاربردهای زمینی، به‌عنوان نمونه برای کارکرد در یک وسیله‌ی نقلیه، استفاده از توربوشارژر موجب افزایش فشار و چگالی هوای ورودی به موتور شده که در نهایت منجر به افزایش دبی جرمی ورودی به موتور و در نتیجه توان بیشتر حاصله از موتور خواهد شد. به عبارتی استفاده از توربوشارژر موجب افزایش فشار منیفولد ورودی موتور می‌گردد که این فشار به اصطلاح با نام فشار بوست[1] خوانده می‌شود. حال آن‌که در مورد کاربردهای هوایی استفاده از توربوشارژر به‌منظور جبران افت فشار ناشی از افزایش ارتفاع می‌باشد. به‌عبارتی فشار هوای محیط ورودی به مجموعه پیشرانش، با گذر از کمپرسور توربوشارژر، افزایش می‌یابد، به طوری که فشار هوای معادل با فشار هوای سطح دریا در منیفولد ورودی موتور حاصل گردد. بدین ترتیب، موتور احتراق داخلی موردنظر افت فشار ناشی از افزایش ارتفاع را متوجه نخواهد شد و توانی برابر با توان تولیدی خود در سطح دریا را ایجاد خواهد کرد.

اما برای ترکیب توربوشارژر با موتور احتراق داخلی، معمولا به یک وسیله‌ی دیگر به نام خنک کننده‌ی میانی نیاز می‌باشد. همان‌گونه که از نام این وسیله مشخص است، وظیفه‌ی یک خنک کننده‌ی میانی کاهش دمای هوای خروجی از کمپرسور و ورودی به موتور است به نحوی که فشار آن کاهش زیادی را شامل نشود. مزایای استفاده از خنک کننده‌ی میانی نسبت به افت فشار اندکی که برای هوای خروجی از کمپرسور ایجاد می‌کند بسیار بیشتر می‌باشد [4]، به همین دلیل در اکثر موارد، از خنک کننده‌های میانی در ترکیبی توربوشارژرها با موتورهای احتراق داخلی استفاده می‌شود. "شکل 2" نمایشی از نحوه عملکرد یک موتور احتراق داخلی همراه با یک توربوشارژر و خنک کننده‌ی میانی را نشان می‌دهد.

3- مشخصه‌های عملکردی توربوشارژر

نحوه‌ی عملکرد کمپرسور و توربین توربوشارژر با استفاده از نقشه‌ی عملکردی[2] آن‌ها تعریف و مشخص می‌گردد. نقشه عملکردی کمپرسور و توربین شامل پارامترهای اساسی توربوماشین‌ها می‌شود. این پارامترها عبارتند از دبی جرمی، نسبت فشار(انبساط)، بازده و دور توربوماشین. در واقع نقشه

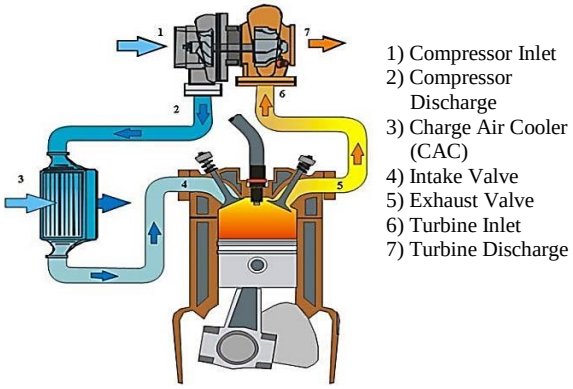

Fig. 2 Schematic of a turbocharged engine

شکل 2 شماتیکی از یک موتور احتراق داخلی توربوشارژ شده

عملکردی یک توربوماشین رفتار و نحوه‌ی عکس العمل آن جزء را در شرایط مختلف کاری نمایش می‌دهد.

قابل ذکر است که نقشه عملکردی یک کمپرسور از اهمیت بسیار بیشتری نسبت به نقشه عملکردی توربین برخوردار است و شامل نواحی بیشتری می‌شود. به عبارتی در دورهای کاری مختلف، کمپرسور عملکرد متفاوتی را از خود نشان می‌دهد، در صورتی که در مورد یک توربین، منحنی‌های عملکردی در دورهای مختلف، تقریبا بر روی یک خط قرار می‌گیرند و بنابراین در توربین‌ها معمولا از یک منحنی عملکردی میانگین برای نمایش عملکرد توربین استفاده می‌گردد. ضمن این‌که نقشه عملکردی کمپرسور شامل ناحیه ناپایدار و خطرناک سرج[3] نیز می‌گردد. عملکرد در این ناحیه با نوسان‌های شدید دبی همراه می‌باشد و موجب آسیب جدی به کمپرسور می‌شود و بنابراین باید از کارکرد مداوم در این ناحیه اجتناب کرد. در "شکل 3" نمونه‌ای از نقشه عملکردی کمپرسور توربوشارژر آمده است.

همان‌طور که از "شکل 3" قابل مشاهده است، نقشه عملکردی یک کمپرسور شامل ناحیه‌ی گسترده‌ای می‌شود و تمامی پارامترهای اساسی کمپرسور را نشان می‌دهد. به علاوه محدوده‌ی سرج، که ناحیه‌ی خطرناک کارکرد کمپرسور می‌باشد، در سمت چپ این نقشه مشخص شده است. محور عمودی نقشه عملکردی، نشان‌دهنده‌ی نسبت فشار کمپرسور می‌باشد. همچنین خطوط نقطه چین نشان داده شده در این نقشه، بیانگر بازده کمپرسور می‌باشند. این منحنی‌های بسته، هرچه کوچکتر باشند مقدار بیشتری را دارا خواهند بود. قابل ذکر است که پارامترهای دبی جریان و دور کمپرسور به طور معمول به‌صورت تصحیحی در نقشه‌های عملکردی ارائه می‌شوند. این نحوه‌ی تعریف، به دلیل از بین بردن وابستگی این پارامترها نسبت به شرایط ورودی، یعنی فشار و دمای ورودی به کمپرسور، می‌باشد [6]. روابط تصحیح شده برای دبی جرمی و دور کمپرسور در زیر آمده است:

$$N_c = N \Big/ \sqrt{T/T_{ref}} \qquad (1)$$

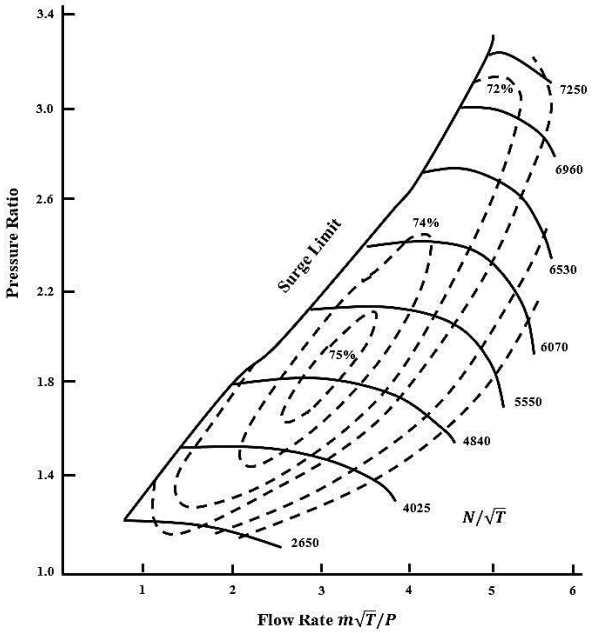

Fig. 3 An example of the turbocharger compressor map [5]

شکل 3 نمونه‌ای از نقشه عملکردی کمپرسور یک توربوشارژر [5]

[1] Boost Pressure
[2] Performance Map
[3] Surge

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

$$\dot{m}_c = \left(\dot{m}\sqrt{T/T_{ref}}\right) \Big/ \left(P/P_{ref}\right) \quad (2)$$

4- مشخصه‌های هندسی توربوشارژر

در مورد توربوشارژرها و اجزای آن‌ها مشخصات هندسی بسیار زیادی وجود دارد، اما از آن‌جا که در کار حاضر شیوه‌ی انتخاب بهترین توربوشارژر از طریق نمودارهای عملکردی توربوشارژرها صورت می‌پذیرد، در این قسمت فقط آن دسته از مشخصه‌های هندسی ارائه می‌گردد که مستقیما بر عملکرد کمپرسور و توربین توربوشارژر تاثیرگذار است. به‌طوری که با تغییر این مشخصه‌ها، نقشه عملکردی اجزای توربوشارژر نیز تغییر خواهد کرد. بنابراین از میان تمامی مشخصه‌های هندسی موجود، دو پارامتر نسبت A/R و تریم[1] معرفی می‌گردند و به تاثیر آن‌ها بر عملکرد مجموعه اشاره خواهد شد.

4-1- پارامتر نسبت A/R

این پارامتر یک مشخصه‌ی هندسی از قسمت ثابت و حلزونی تمامی کمپرسورها و توربین‌ها می‌باشد و به‌صورت نسبت مساحت سطح مقطع ورودی جریان به فاصله (شعاع) از خط مرکزی توربوماشین تا مرکز همان سطح مقطع تعریف می‌شود. با توجه به تعریف انجام شده واحد این پارامتر به صورت میلی‌متر می‌باشد. این پارامتر هندسی در "شکل 4" به‌صورت شماتیک نمایش داده شده است.

در مورد کمپرسورها باید گفت که عملکرد کمپرسور تا حد زیادی به این پارامتر وابسته است به طوری که معمولا از کمپرسورهای با A/R بزرگتر، برای عملکرد بهتر در کاربردهای با سطح بوست پایین[2] و از A/R کوچکتر، برای کاربردهای با سطح بوست بالا[3] استفاده می‌شوند. قابل ذکر است که معمولا انتخاب های متعددی برای A/R کمپرسورها وجود ندارد.

در مورد توربین‌ها نیز عملکرد آن‌ها وابستگی زیادی به این پارامتر دارد و A/R در آن‌ها برای تنظیم دبی جریان استفاده می‌شود. A/R کوچکتر موجب افزایش سرعت در ورودی توربین می‌شود که منجر به چرخش سریعتر آن در دورهای بیشتر موتور می‌شود بنابراین موجب افزایش بوست سریع تر خواهد شد. همچنین A/R کوچکتر موجب افزایش فشار پشت[4] (فشار در خروجی از موتور و ورودی به توربین) می‌شود و بنابراین حداکثر توان را در دورهای زیاد کاهش می‌دهد. اما A/R بزرگتر دقیقا برعکس A/R کوچک عمل می‌کند، بدین معنی که A/R بزرگتر موجب کاهش سرعت گاز در ورود به توربین و تاخیر در افزایش بوست می‌شود. اما از آن‌جا که فشار پشت کمتری ایجاد می‌کند توان بهتری در دورهای بالا ارائه خوهد کرد.

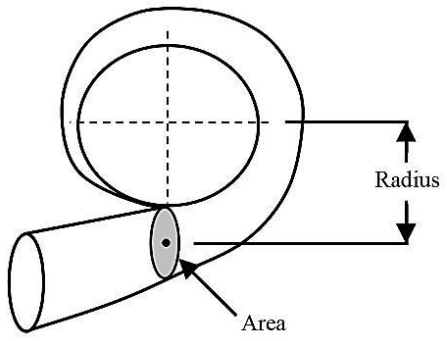

Fig. 4 Defining of A/R parameter

شکل 4 تعریف پارامتر نسبت A/R

4-2- پارامتر تریم

این پارامتر یک نسبت سطحی است که مشخصات هندسی قسمت چرخنده[5] کمپرسور و توربین را توصیف می‌کند. در واقع هرچه تریم توربوماشین بزرگتر باشد، دبی جریان عبوری از روتور (کمپرسور یا توربین) بیشتر می‌باشد. تریم برای کمپرسور و توربین به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\text{تریم کمپرسور} = \frac{(\text{قطر ورودی})^2}{(\text{قطر خروجی})^2} \times 100 \quad (3)$$

$$\text{تریم توربین} = \frac{(\text{قطر خروجی})^2}{(\text{قطر ورودی})^2} \times 100 \quad (4)$$

پارامترهای روابط (3) و (4)، در "شکل 5"نشان داده شده‌اند.

5- روش انتخاب توربوشارژر مناسب

در صورت در دسترس بودن منحنی‌های مشخصه توربین و کمپرسور یک توربوشارژر، تحلیل و بررسی عملکرد توربوشارژرها در محدوده‌ی کاربرهای مهندسی، با استفاده از این نقشه‌های عملکردی، دارای دقت و قابلیت اطمینان کافی می‌باشد. اما هنگامی که بررسی جریان یا ملاحظات طراحی یک توربوشارژر مدنظر باشد، استفاده از نقشه‌های عملکردی چندان کارآمد نبوده و بدین منظور باید از روش‌های سه‌بعدی و دقیق‌تر استفاده کرد [7]. بنابراین برای کار حاضر، با استفاده از نقشه‌های عملکردی، می‌توان توربوشارژر مناسب برای تامین توان موردنظر را با دقت کافی انتخاب نمود.

همچنین، برای ترکیب توربوشارژر با یک موتور خاص، نیاز به اطلاعاتی از موتور احتراق داخلی موردنظر می‌باشد که برخی از آن‌ها، جزء مشخصات اصلی یک موتور بوده و معمولا در دسترس می‌باشند و برخی دیگر را می‌توان با تقریب خوب و مناسبی تخمین زد. روش کار به این صورت است که با استفاده از توان هدف (و بنابراین دبی جرمی هوای ورودی به کمپرسور و موتور) و همچنین فشار منیفولد ورودی موتور (که متناسب با نسبت فشار کمپرسور است)، باید نقطه‌ی کاری عملکرد توربوشارژر، به گونه‌ای باشد که در ناحیه و محل مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور آن قرار داشته باشد.

همان‌گونه که در بخش‌های قبل گفته شد، اهمیت نقشه عملکردی کمپرسور بسیار بیشتر از نقشه عملکردی توربین می‌باشد و اگر نقطه کاری در مکان مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور قرار گیرد، نگرانی بابت این موضوع که این نقطه در محل مناسبی از نقشه عملکردی توربین قرار دارد وجود نخواهد داشت. بنابراین الزامات روشی که در این‌جا ارائه می‌شود، اطلاعات

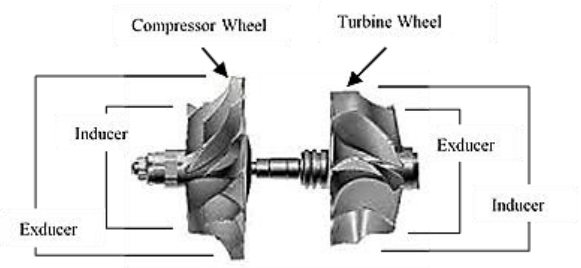

Fig. 5 Geometric characteristics in defining Trim parameter

شکل 5 مشخصه‌های هندسی مربوط به تعریف پارامتر تریم

[1] Trim
[2] Low boost level
[3] High boost level
[4] Back pressure
[5] Wheel

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

اصلی موتور و همچنین دسترسی به نقشه عملکردی کمپرسور توربوشارژر می‌باشد.

در ادامه جزئیات روش به کار گرفته شده در نرم‌افزار تهیه شده برای انتخاب توربوشارژر(های) مناسب شرح داده خواهد شد.

5-1- پارامترهای موردنیاز برای استفاده از نقشه عملکردی

همان‌گونه که در بخش‌های قبل اشاره شد، نقشه عملکردی کمپرسور شامل پارامترهای گوناگونی می‌باشد. بنابراین برای ورود به نقشه عملکردی کمپرسور توربوشارژر و استفاده از آن، نیاز به در اختیار داشتن پارامترهایی از آن می‌باشد. اصلی‌ترین پارامترها در نقشه عملکردی یک کمپرسور، نسبت فشار و دبی جرمی هوای ورودی به کمپرسور می‌باشد. بنابراین هدف از ارائه‌ی این قسمت، محاسبه و دست‌یابی به این دو پارامتر مهم است.

اطلاعاتی که برای انتخاب یک توربوشارژر برای یک موتور خاص نیاز می‌باشد شامل مواردی همچون توان هدف، مصرف ویژه‌ی سوخت، نسبت سوخت به هوا و شرایط محیطی(نظیر فشار و دمای بارومتریک) می‌شود. اگر فرض شود تمامی دبی جرمی هوای ورودی به کمپرسور وارد موتور احتراق داخلی می‌گردد، بنابراین می‌توان برای بدست آوردن دبی جرمی موردنیاز موتور از رابطه‌ی (5) استفاده نمود:

$$\dot{m} = \dot{W} \times \frac{A}{F} \times BSFC \qquad (5)$$

که در این رابطه $\dot{W}$ توان هدف موتور، $BSFC$ مصرف ویژه سوخت و A/F نسبت هوا به سوخت می‌باشد. پس از محاسبه‌ی دبی جرمی هوای مورد نیاز موتور، برای ورود به نقشه‌ی عملکردی کمپرسور، باید با استفاده از شرایط محیطی و رابطه‌ی (2)، دبی جرمی تصحیح شده را محاسبه نمود. اگر اطلاعات اندکی از موتور احتراق داخلی موردنظر در دسترس باشد، می‌توان با تخمین مناسبی فرض نمود که به ازای هر واحد توان برحسب کیلووات به یک واحد هوا برحسب گرم بر ثانیه احتیاج است.

همان‌گونه که گفته شد، هدف از استفاده از توربوشارژر در کاربردهای هوایی، ثابت نگاه داشتن فشار منیفولد ورودی هوا برابر با فشار هوای محیط در سطح دریا می‌باشد، به طوری که موتور احتراق داخلی موردنظر، افت فشار ناشی از افزایش ارتفاع را احساس نکند. بنابراین با استفاده از فشار محیط در ارتفاع موردنظر، می‌توان نسبت فشار کلی موردنیاز که باید توسط کمپرسور(ها) تامین شود از رابطه‌ی (6) به‌دست خواهد آمد:

$$P.R = \frac{P_{\mathrm{s.l}}}{P_{\mathrm{alt}}} \qquad (6)$$

در رابطه‌ی (6) منظور از اندیس s.l فشار سطح دریا می‌باشد که برابر با یک اتمسفر است و منظور از اندیس alt نیز فشار محیط در ارتفاع موردنظر است. بنابراین نسبت فشار مورد نیاز بدست خواهد آمد. اما باید توجه داشت که نسبت فشار محاسبه شده در رابطه‌ی (6)، بدون درنظر گرفتن اثر خنک کننده‌ی میانی است. در صورت استفاده از خنک کننده‌ی میانی، مقدار افت فشار ایجاد شده توسط آن نیز باید لحاظ شود. بنابراین، با در نظر گرفتن افت فشار ناشی از خنک کننده، نسبت فشار از رابطه‌ی (7) محاسبه می‌شود:

$$P.R = \frac{P_{\mathrm{s.l}} + \Delta P_{\mathrm{loss}}}{P_{\mathrm{alt}}} \qquad (7)$$

اگر مقدار دقیق افت فشار حاصل شده توسط خنک کننده‌ی میانی در اختیار باشد، مقدار محاسبه شده برای نسبت فشار موردنیاز کمپرسور دقیق‌تر بدست خواهد آمد، اما اگر مقدار افت فشار خنک کننده مشخص نباشد می‌توان با تقریب مناسبی مقدار 6900 پاسکال (معادل با 1psi) را برای آن درنظر گرفت [8].

دقت شود که نسبت فشار به‌دست آمده از رابطه‌ی (7)، معادل با نسبت فشار موردنیاز است که باید توسط مجموعه‌ای از توربوشارژرها ایجاد گردد تا فشار در منیفولد ورودی موتور برابر با شرایط استاندارد سطح دریا گردد. بنابراین اگر نسبت فشار به‌دست آمده توسط یک کمپرسور تامین شد، استفاده از یک توربوشارژر کافی می‌باشد. با توجه به این‌که حداکثر نسبت فشار تولید شده توسط توربوشارژر ها در حدود 3 تا 4 می‌باشد، بنابراین با افزایش ارتفاع از یک میزان خاص، و در نتیجه کاهش فشار هوای محیط، دیگر استفاده از یک توربوشارژر کافی نمی‌باشد و بنابراین باید از تعداد بیشتری توربوشارژر برای دستیابی به این نسبت فشار استفاده کرد. همچنین تعداد خنک کننده‌های مورد نیاز نیز بستگی به تعداد توربوشارژرهای مورد استفاده دارد، به‌طوری که بعد از هر کمپرسور یک خنک کننده‌ی میانی نیز باید در نظر گرفته شود و افت فشار آن نیز لحاظ گردد. تمامی این موارد برای دستیابی به فشار موردنظر توسط کد نوشته شده، در نظر گرفته شده‌اند.

ذکر این نکته نیز لازم است که در صورت استفاده از تعداد بیشتری توربوشارژر، با وجودی که دبی جریان هوای عبوری از تمامی کمپرسورها برابر می‌باشد، اما دبی جرمی تصحیحی آن‌ها با یکدیگر کاملا متفاوت است، زیرا فشار و دمای ورودی به هر کمپرسور معادل با فشار و دمای خروجی از کمپرسور قبلی است و این موضوع موجب تغییر در مقدار دبی جرمی تصحیح شده برای هر کمپرسور می‌شود. بنابراین با توجه به این‌که فشار و دما در عبور از هر کمپرسور افزایش می‌یابد، با در نظر گرفتن رابطه‌ی (2)، مقدار دبی جرمی تصحیحی از کمپرسور اول که با فشار محیط در ارتباط است تا کمپرسور آخر که خروجی آن به منیفولد ورودی می‌رسد کاهش می‌یابد. این موارد نیز در کد تهیه شده لحاظ شده است.

بنابراین با استفاده از دبی جرمی تصحیحی و نسبت فشار لازم برای هر کمپرسور، می‌توان به نقشه عملکردی توربوشارژرهای مختلف مراجعه، و بهترین گزینه را انتخاب نمود، به‌طوری که نقطه‌ی کاری به‌دست آمده در مکان مناسبی از نقشه عملکردی قرار گرفته باشد و به اندازه‌ی کافی از نواحی خطرناک و کم بازده کمپرسور دور باشد.

5-2- تعیین ناحیه‌ی مناسب برای انتخاب توربوشارژر

اگر فرض شود برای یک موتور نمونه احتراق داخلی، اطلاعات کاملی در دسترس باشد و برای تمامی نقاط کاری آن، نقاط عملکردی موتور نیز مشخص باشد و در واقع نقشه عملکردی آن در اختیار باشد، چنانچه نقشه عملکردی کمپرسور و موتور به طور متناظر روی یکدیگر قرار گیرند، نمودار حاصله به "شکل 6" خواهد شد.

در "شکل 6"، برای خطوط مربوط به موتور احتراق داخلی، خطوط مورب، و تقریبا عمودی به ترتیب خطوط بار ثابت و سرعت ثابت هستند. همان‌طور که مشخص است، با افزایش دور موتور احتراق داخلی، حاشیه سرج نیز افزایش پیدا می‌کند که برای کاربرد حاضر که هدف پرواز در ارتفاع با حداکثر توان و دور موتور است نکته‌ی مثبتی می‌باشد. آن‌چه که در مورد انتخاب توربوشارژر اهمیت دارد، عملکرد آن در نقطه طرح است به‌طوری که در مکان مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور قرار داشته باشد. برای دستیابی به حداکثر ارتفاع پروازی با استفاده از مجموعه پیشرانش مناسب، موتور احتراق داخلی باید در حالت حداکثر دور و توان خود کار کند، بنابراین نقطه طرح ماموریت هدف، متناظر با این شرایط می‌باشد. این نقطه در "شکل 6" با دایره توپر نشان داده شده است. بنابراین برای انتخاب توربوشارژر مناسب برای هدف مورد نظر در کاربرد هوایی، نقطه‌ی نشان داده شده باید در مکان

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

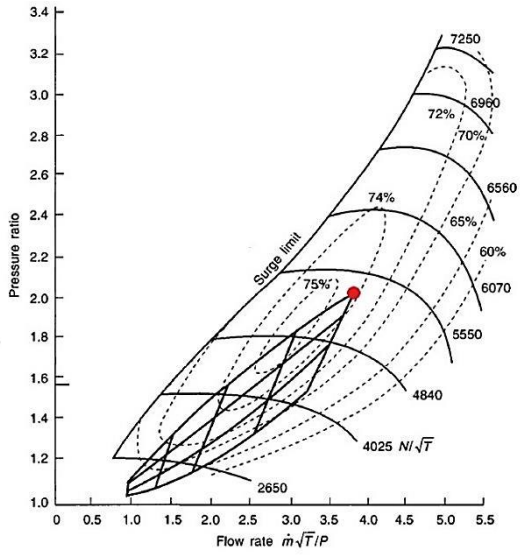

Fig. 6 Matching of engine and compressor maps [5]

شکل 6 مطابقت نقشه‌های عملکردی کمپرسور و موتور با یکدیگر [5]

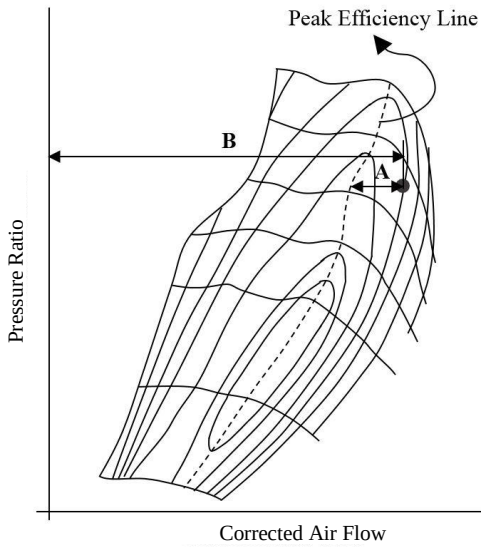

Fig. 7 Dimensionless distance from peak efficiency line [9]

شکل 7 فاصله‌ی بی‌بعد شده از خط حداکثر بازده [9]

مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور قرار داشته باشد. سایر نقاط و خطوط، مربوط به عملکرد خارج طرحموتور می‌باشند و در صورت نیاز به مشخصات آن‌ها، باید بعد از انتخاب توربوشارژر مناسب، محاسبه گردند تا اطمینان کامل از عملکرد مناسب کمپرسور موردنظر در تمامی شرایط حاصل یابد.

برای انتخاب ناحیه‌ی مناسب از نقشه‌ی عملکردی کمپرسور، لازم است که در اینجا خطی با نام خط بازده حداکثر معرفی گردد. این خط بیانگر حداکثر مقدار بازده کمپرسور است که در یک دور خاص حاصل می‌آید. در واقع خط حداکثر بازده کمپرسور خطی می‌باشد که قطر بزرگ جزایر بازده را در نقشه عملکردی یک کمپرسور به هم متصل می‌کند. در نقشه عملکردی کمپرسور اکثر شرکت‌های معتبر خط حداکثر بازده مشخص شده است.

بنابراین با توجه به تعریف بیان شده، توربوشارژری به عنوان بهترین گزینه برای استفاده (در یک نقطه طرح خاص) انتخاب می‌گردد که نقطه کاری معادل بر روی نقشه عملکردی کمپرسور (که متناظر با نقطه طرح موتور می‌باشد) در فاصله‌ی نزدیکتری از خط حداکثر راندمان قرار داشته باشد. اما از آن‌جا که محدوده انتخاب دبی جرمی در توربوشارژرهای مختلف بسیار گسترده می‌باشد، این فاصله باید بی‌بعد شود تا مقایسه بهتری بین کلیه توربوشارژرها فراهم آید. برای تعریف این فاصله، "شکل 7" را درنظر بگیرید.

در "شکل 7" فرض شده است که نقطه کاری کمپرسور موردنظر که متناظر با نقطه طرح موتور است، در محلی از نقشه عملکردی قرار گرفته است که با نقطه توپر نشان داده شده است. با توجه به تعریف‌های نشان داده شده در "شکل 7"، فاصله‌ی بی بعد تا خط حداکثر بازده برای این نقطه کاری به‌صورت نسبت A/B محاسبه خواهد شد. بنابراین هرکدام از توربوشارژرها که دارای فاصله‌ی بی‌بعد کوچکتری نسبت به خط حداکثر بازده باشند، به عنوان بهترین گزینه انتخاب خواهند شد. قابل ذکر است که این انتخاب بین کمپرسورهایی صورت می‌پذیرد که نقطه کاری در محدوده‌ی نقشه آن‌ها قرار گرفته باشد. بدیهی است که کمپرسورهای دیگر که نقطه کاری خارج از محدوده نقشه عملکردی آن‌ها قرار می‌گیرد در همان پالایش اولیه حذف خواهند شد.

6- ارکان اساسی مسئله‌ی بهینه‌سازی

مسئله‌ی حاضر را می‌توان به‌عنوان یک مسئله‌ی بهینه‌سازی در نظر گرفت به طوری که با توجه به ماموریت در نظر گرفته شده برای وسیله پرنده بدون سرنشین موردنظر، و ارتفاع و توان هدف موردنیاز کاربر، بهترین توربوشارژر(ها) از میان گزینه‌های موجود انتخاب می‌شود. به‌طور کلی یک مسئله‌ی بهینه‌سازی دارای سه رکن اساسی متغیرهای طراحی[1]، تابع هدف (هزینه)[2] و قیدهای مسئله می‌باشد. در ادامه هرکدام از این ارکان به‌صورت جداگانه مورد بررسی قرار گرفته و برای مسئله‌ی حاضر معرفی شده‌اند.

6-1- متغیرهای طراحی

منظور از متغیرهای طراحی، متغیرهایی می‌باشد که با تغییر آن‌ها تابع هدف درنظر گرفته شده برای مسئله‌ی موردنظر بهینه شود. در واقع هدف از یک مسئله‌ی بهینه‌سازی در نهایت به‌دست آوردن این پارامترها می‌باشد به‌طوری که بهترین نتیجه برمبنای هدف موجود، حاصل شود. بدین منظور در کار حاضر از توربوشارژرهای مربوط به شرکت گرت[3] استفاده شده است که یکی از معتبرترین شرکت‌ها در زمینه ساخت توربوشارژر می‌باشد. در مسئله‌ی حاضر، متغیرهای طراحی، توربوشارژرهای مختلف هستند که نقشه عملکردی آن‌ها در اختیار می‌باشد. بنابراین با توجه به توربوشارژرهای درنظر گرفته شده از شرکت گرت، تعداد متغیرهای طراحی در این مسئله 47 عدد می‌باشد. البته همان‌گونه که گفته شد در صورت در دسترس بودن نقشه عملکردی کمپرسورهای دیگر، می‌توان آن‌ها را به بانک اطلاعات کد تهیه شده اضافه نمود و بنابراین تعداد متغیرهای طراحی نیز افزایش می‌یابد. بنابراین در حال حاضر، بانک اطلاعات این کد، شامل 47 عدد توربوشارژر ساخت شرکت گرت می‌باشد که مشخصات تمامی آن‌ها در مرجع [9] موجود است.

لازم به‌ذکر است که در کار حاضر، به‌علت شکل خاص مسئله از الگوریتم‌های بهینه‌سازی معروف برای دستیابی به بهترین گزینه برای متغیر طراحی استفاده نمی‌شود. در واقع بخاطر اینکه در مسئله‌ی حاضر با تعداد مشخصی از متغیرهای طراحی روبرو می‌باشیم، نحوه‌ی انتخاب بهترین گزینه بدین شکل است که تابع هدف درنظر گرفته شده برای تک تک متغیرهای طراحی (توربوشارژرهای مختلف) محاسبه می‌شود و از میان آن‌ها گزینه‌ای که این

[1] Design variables
[2] Cost function
[3] Garrett

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

تابع هدف را کمینه می‌کند به عنوان بهترین گزینه انتخاب می‌شود.

6-2- تابع هدف (هزینه)

منظور از تابع هدف یا تابع هزینه، پارامتری می‌باشد که در صورت بهینه شدن آن، مسئله بهینه‌سازی، به پایان می‌رسد و متغیرهای طراحی متناظر با مقدار بهینه تابع هدف، به عنوان خروجی مسئله بهینه‌سازی معرفی می‌گردند. این تابع با توجه به نیازهای مسئله تعریف می‌گردد. به‌عنوان نمونه در مسئله‌ی حاضر می‌توان تابع هدف را به‌صورت حاشیه سرج، نسبت فشار، دبی جرمی و ... تعریف کرد که باید بهینه (حداقل یا حداکثر) شوند. با توجه به توضیحات و دلایلی که در بخش قبل ارائه شد، تابع هدف در کار حاضر به‌صورت فاصله-ی بی بعد شده از خط بازده حداکثر درنظر گرفته شده است که برای متغیرهای طراحی مختلف، مورد بررسی قرار می‌گیرد. بنابراین با توجه به "شکل 7" و تعاریف درنظر گرفته شده برای این فاصله، داریم:

$$\text{تابع هدف} = \frac{A}{B} = \frac{\left|\dot{m}_{\mathrm{c}} - \dot{m}_{\mathrm{c_{p.eff}}}\right|}{\dot{m}_{\mathrm{c}}} \quad (8)$$

در رابطه (8)، منظور از اندیس p. eff در پارامتر $\dot{m}_{\mathrm{c_{p.eff}}}$ ، دبی جرمی تصحیح شده روی خط حداکثر بازده در همان نسبت فشار مربوط به نقطه‌ی کاری می‌باشد. بنابراین توربوشارژری که مقدار این پارامتر برای آن، نسبت به توربوشارژرهای دیگر حداقل باشد، به‌عنوان بهترین گزینه انتخاب خواهد شد.

6-3- قیدهای مسئله

همان‌گونه که از اسم آن مشخص است، قیدهایی هستند که مسئله‌ی بهینه‌سازی را محدود می‌کنند. این قیدها برای مسئله‌ی حاضر، سه قید می‌باشند. اولین قید، حداکثر نسبت فشار قابل دستیابی، که همان‌طور که گفته شده با توجه به مسائل توربوماشینی تا مقدار خاصی محدود شده‌اند. دومین قید حداکثر دبی جرمی تصحیح شده کمپرسور می‌باشد. این موضوع در مسائلی که نیاز به استفاده از تعداد بیشتری توربوشارژر است و بنابراین در ارتفاعات بالاتر، اهمیت بیشتری پیدا می‌کند. با افزایش ارتفاع، به‌دلیل این‌که چگالی هوا کاهش می‌یابد، به کمپرسور بزرگتری برای هضم دبی جرمی جریان احتیاج می‌باشد، اما قطر ورودی توبوشارژرهای موجود در بازار تا حد خاصی بزرگ می‌باشد، مگر این‌که هدف، طراحی توربوشارژری مخصوص به کاربردی خاص باشد، که در این‌جا همچین قصدی وجود ندارد. بنابراین برای مسئله حاضر که هدف انتخاب بهترین توربوشارژر از میان توربوشارژرهای موجود می‌باشد، این مورد یک قید مهم و اساسی محسوب می‌شود.

سومین قید در نظر گرفته شده برای کد تهیه شده، مربوط به نیاز یا عدم نیاز به استفاده از خنک کننده‌های میانی و همچنین تعداد آن‌ها می‌باشد. با توجه به این‌که افزایش دما در عبور از هر کمپرسور توربوشارژر در حدود 80 الی 120 درجه سانتی‌گراد می‌باشد [10]، در کد تهیه شده، مقدار دمای 50 درجه سانتی‌گراد به‌عنوان حد نهایی دمای خروجی از کمپرسور در نظر گرفته شده است. بنابراین اگر با توجه به مقدار افزایش دمای ذکر شده و مقدار دمای محیط در ارتفاع هدف، دمای خروج از کمپرسور بیش از 50 درجه سانتی‌گراد گردید، استفاده از خنک کننده‌ی میانی و لحاظ کردن روابط آن در نرم‌افزار ضرورت می‌یابد، در غیر این‌صورت نیازی به استفاده از خنک کننده‌ی میانی نمی‌باشد.

7- نحوه عملکرد نرم‌افزار

نرم‌افزار تولید شده در واقع کدی است که به زبان C++ نوشته شده است. همان‌طور که اشاره شد، ورودی هایی که از کاربر دریافت می‌شود، توان هدف و ارتفاع پروازی می‌باشد. با استفاده از توان هدف و سایر اطلاعات موتور، دبی جرمی هوای موردنیاز برای دستیابی به این توان هدف با استفاده از رابطه‌ی (5) محاسبه می‌گردد. در ادامه با استفاده از ارتفاع ورودی توسط کاربر دما و فشار محیط برای تصحیح کردن پارامتر دبی جرمی و به‌دست آوردن نسبت فشار کمپرسور محاسبه می‌شود. قابل ذکر است که بدین منظور، زیربرنامه‌ای نوشته شده است که دما و فشار محیط را براساس استاندارد ایکائو از ارتفاع 5 کیلومتری تا 30 کیلومتری محاسبه می‌کند.

در ادامه با توجه به فشار محیط و با توجه به این‌که نسبت فشار مطلق در منیفولد ورودی موتور باید برابر با مقدار آن در سطح دریا باشد، نسبت فشار موردنیاز برای دستیابی به این فشار محاسبه می‌شود. سپس دبی جرمی تصحیحی برای کمپرسور اول با استفاده از دبی جرمی موردنیاز موتور که در مرحله قبل به‌دست آمده بود و با کمک فشار و دمای محیط محاسبه می‌گردد. برای نقشه عملکردی هر کدام از 47 کمپرسور مورد بررسی، محدوده‌ی امنی در نظر گرفته شده است به طوری که شامل محدوده‌های سرج و خفگی نشود. بنابراین با استفاده از دبی جرمی تصحیح شده نقشه عملکردی کمپرسورهای مختلف از کوچکترین آنها تا بزرگترین توسط برنامه یک به یک جستجو شده و اگر دبی جرمی تصحیح شده محاسبه شده در محدوده‌ی مجاز نقشه عملکردی قرار داشت با استفاده از نسبت فشار بدست آمده در مرحله قبل، نقطه کاری برای کارکرد کمپرسور روی نقشه عملکردی آن مشخص شده و بنابراین فاصله‌ی بی‌بعد این نقطه تا خط حداکثر بازده بدست می‌آید. پس از این‌که این پارامتر برای تمامی کمپرسورهایی که نقطه کاری در محدوده مجاز نقشه عملکردی آن‌ها قرار دارد، محاسبه شد، توربوشارژری به عنوان بهترین گزینه انتخاب می‌شود که فاصله‌ی بی‌بعد نقطه کاری آن تا خط حداکثر بازده کمترین مقدار را دارا باشد.

7-1- نحوه‌ی عملکرد نرم‌افزار برای توربوشارژرهای چند مرحله‌ای

فرض شود که در ارتفاعی خاص نیاز به استفاده از دو توربوشارژر می‌باشد. نحوه عملکرد نرم‌افزار برای این شرایط بدین ترتیب است که در ابتدا با استفاده از دبی جرمی تصحیح شده از شرایط محیطی در آن ارتفاع، توربوشارژرهایی که این دبی جرمی تصحیح شده را می‌توانند تامین کنند انتخاب می‌شوند و سپس نسبت فشار حداکثر مجاز آن‌ها (با توجه به ناحیه تعیین شده برای نقشه عملکردی هر کدام از توربوشارژرها) تعیین شده و با توجه به این نسبت فشار و دبی جرمی تصحیح شده، نقطه کاری متناظر در نقشه عملکردی برای هر یک از توربوشارژرها معین می‌شود و بنابراین مقدار فاصله‌ی بی‌بعد این نقطه تا خط حداکثر بازده برای هرکدام از توربوشارژرها مشخص می‌شود. سپس توربوشارژری که مقدار این فاصله برای آن حداقل باشد، به‌عنوان بهترین گزینه انتخاب می‌شود. با این کار توربوشارژر اول انتخاب می‌شود که به عنوان توربوشارژر فشار پایین[1] شناخته می‌شود.

اما برای انتخاب توربوشارژر مرحله دوم یا توربوشارژر فشار بالا[2]، با استفاده از نسبت فشار به‌دست آمده برای توربوشارژر فشار پایین و با استفاده از فشار محیط در آن ارتفاع خاص، فشار ورودی به توربوشارژر فشار بالا محاسبه می‌شود. همچنین دمای ورودی به توربوشارژر فشار بالا به‌دلیل استفاده از خنک کننده میانی، قابل محاسبه و دستیابی است. بنابراین با این اطلاعات، می‌توان دبی جرمی تصحیح شده برای کمپرسور فشار بالا را

[1] Low Pressure (LP)
[2] High Pressure (HP)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

محاسبه نمود که تفاوت زیادی با دبی جرمی تصحیح شده‌ی کمپرسور فشار پایین دارد (بخاطر شرایط ورودی متفاوت). با به‌دست آوردن این پارامتر، جستجو بین توربوشارژرهای مختلف برای مرحله‌ی فشار بالا به همان ترتیب گفته شده برای مرحله فشار پایین آغاز می‌شود. باید دقت شود که در انتها نسبت فشارهای انتخاب شده برای کمپرسور فشار بالا و پایین در یکدیگر ضرب می‌شوند و نسبت فشار حاصل باید برابر با نسبت فشار موردنیاز برای رساندن فشار هوای محیط به فشار سطح دریا باشد. البته قابل ذکر است که در این میان با توجه به استفاده از خنک کننده میانی، افت فشار مربوط به آن نیز در عملیات محاسبه فشار ورودی به کمپرسور فشار بالا و همچنین برای محاسبه نسبت فشار کلی، لحاظ می‌گردد.

دقت شود که در مراحل انتخاب توربوشارژرها، اگر نسبت فشار کلی دو توربوشارژر با نسبت فشار موردنیاز برابر شد، عملیات جستجو به پایان می‌رسد و توربوشارژرهای انتخاب شده به‌عنوان بهترین گزینه‌ها معرفی می‌شوند. اما اگر این تساوی حاصل نشد، دوباره انتخاب توربوشارژر فشار پایین، این بار با نسبت فشار اندکی کمتر از حالت قبل، آغاز می‌گردد و پس از تعیین بهترین گزینه، انتخاب توربوشارژر مرحله بالا آغاز می‌شود. این فرایند تا جایی ادامه پیدا می‌کند که حاصلضرب نسبت فشار توربوشارژر فشار پایین در نسبت فشار توربوشارژر فشار بالا (با لحاظ کردن افت فشار خنک کننده‌های میانی) برابر با مقدار موردنیاز برای تامین فشاری برابر با فشار سطح دریا در منیفولد ورودی موتور گردد. عملیات انجام شده برای نیاز به استفاده از سه عدد توربوشارژر هم مانند حالت توضیح داده شده است فقط با توجه به اضافه شدن توربوشارژر فشار متوسط[1] و بنابراین استفاده از یک خنک کننده میانی دیگر، تعداد حلقه‌ها و جستجوی بین توربوشارژرها اندکی بیشتر می‌باشد.

قابل ذکر است که با توجه به کد نوشته شده، کاهش نسبت فشار کمپرسورها، برای دستیابی به فشار مورد نیاز برای تمامی مراحل فشار پایین، فشار متوسط و فشار بالا تا جایی صورت می‌گیرد که نسبت فشار کمپرسور بیشتر از 30 درصد نسبت فشار حداکثر درنظر گرفته شده برای آن کاهش نیابد. بدین ترتیب عملکرد کمپرسوری مورد بررسی قرار می‌گیرد که نقطه کاری آن در محدوده‌ی تقریبا با نسبت فشار زیاد نقشه عملکردی قرار داشته باشد که معمولا بهترین ناحیه کاری برای یک کمپرسور می‌باشد. این موضوع نیز یکی دیگر از قیدهایی است که برای مسئله می‌توان درنظر گرفت. با توجه به این قید، با اطمینان بیشتری می‌توان اظهار نمود که کمپرسورهای انتخاب شده بهترین گزینه‌ها برای تامین هدف موردنظر می‌باشند.

8- نتایج خروجی از نرم‌افزار

در این بخش نتایج حاصل از کد نوشته شده به زبان C++ برای انتخاب بهترین توربوشارژر، به منظور عملکرد در ارتفاع پروازی خاص با تامین توان مورد نیاز، ارائه شده است. برای نمایش قابلیت‌های نرم‌افزار، به منظور عملکرد مناسب در ارتفاعات پروازی مختلف، در این بخش، نتایج خروجی از نرم‌افزار برای سه ارتفاع مختلف ارائه خواهد شد. در واقع این سه ارتفاع، متناظر با استفاده از یک، دو و سه توربوشارژر می‌باشند.

8-1- نتایج خروجی از نرم‌افزار برای استفاده از یک توربوشارژر

در این بخش ارتفاعی از پرواز درنظر گرفته می‌شود که نیاز به استفاده از یک عدد توربوشارژر برای تامین هدف موردنظر وجود دارد. بنابراین خروجی نرم‌افزار معرفی بهترین توربوشارژر برای این ارتفاع پروازی با تامین توان مورد نیاز کاربر می‌باشد. همان‌گونه که گفته شد ورودی نرم‌افزار تهیه شده توان موردنیاز و ارتفاع پروازی می‌باشد که از کاربر دریافت می‌شود. فرض شود برای توان مورد نیاز، مقدار 59.68 کیلووات (معادل با 80 اسب بخار) و برای ارتفاع پروازی هدف، مقدار 5 کیلومتر توسط کاربر وارد شده است. بنابراین با توجه به شرایط محیطی در این ارتفاع و جایگذاری مقادیر در رابطه‌ی (3) و رابطه‌ی (7) مقدار دبی جرمی تصحیح شده و نسبت فشار مورد نیاز کمپرسور بدست خواهد آمد. در این صورت بهترین توربوشارژر برای دستیابی به این ارتفاع با توجه به تابع هدف درنظر گرفته شده توسط نرم‌افزار معرفی خواهد شد. بنابراین خروجی نرم‌افزار، برای معرفی بهترین توربوشارژر به‌صورت جدول 1 خواهد بود.

از آن‌جا که مقدار دبی جرمی تصحیح شده برای این حالت 0.1042 kg/s (معادل با 13.79 lb/min) به‌دست آمده است می‌توان نقطه‌ی کاری برای توربوشارژر انتخاب شده را بر روی نقشه عملکردی کمپرسور آن نمایش داد که به صورت نقطه‌ای توپر در "شکل 8" ارائه شده است.

مشاهده می‌شود که نقطه کاری به‌دست آمده در ناحیه‌ی مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور توربوشارژر انتخاب شده قرار گرفته است. بدیهی است که این نقطه‌ی کاری یا در ناحیه‌ی مجاز نقشه‌های عملکردی سایر

جدول 1 خروجی نرم‌افزار برای استفاده از یک توربوشارژر

Table 1 The Code output for using one turbocharger

مشخصه‌ی معرفی توربوشارژر	خروجی نرم‌افزار
نام توربوشارژر مناسب	GT1548
نسبت فشار کمپرسور	2.097
دبی جرمی تصحیح شده کمپرسور	0.1042 kg/s
تعداد خنک کننده‌های مورد نیاز	1

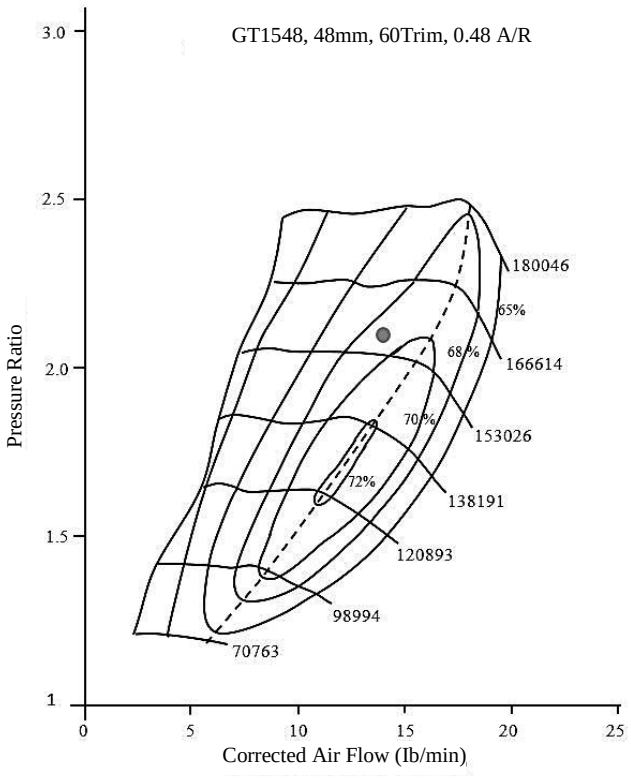

Fig. 8 Compressor map of the well-chosen turbocharger [9]

شکل 8 نقشه عملکردی کمپرسور توربوشارژر معرفی شده توسط نرم‌افزار [9]

[1] Intermediate Pressure(IP)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

کمپرسورهای موجود در کتابخانه‌ی کد تهیه شده، فرار نمی‌گیرد و یا این‌که در فاصله‌ی دورتری از خط حداکثر بازده قرار خواهد گرفت. بدین ترتیب، با توجه به تابع هدف انتخاب شده، توربوشارژر معرفی شده توسط نرم‌افزار، بهترین گزینه‌ی ممکن برای دستیابی به هدف موردنظر کاربر خواهد بود. همچنین به یک خنک کننده‌ی میانی بعد از کمپرسور و قبل از موتور احتراق داخلی نیاز می‌باشد.

8-2- نتایج خروجی از نرم‌افزار برای استفاده از سه توربوشارژر

در این بخش ارتفاعی از پرواز درنظر گرفته می‌شود که نیاز به استفاده از سه عدد توربوشارژر برای تامین هدف موردنظر وجود دارد. بدین ترتیب قابلیت اصلی نرم‌افزار تهیه شده، که همان انتخاب توربوشارژرهای چند مرحله‌ای است، بهتر مشخص می‌شود. فرض شود برای توان موردنیاز، مقدار 74.6 کیلووات (معادل با 100 اسب بخار) و برای ارتفاع پروازی هدف، مقدار 20 کیلومتر توسط کاربر وارد شده است. بنابراین با توجه به شرایط محیطی در این ارتفاع و جایگذاری مقادیر در رابطه‌ی (3) و رابطه‌ی (6) مقدار دبی جرمی تصحیح شده و نسبت فشار موردنیاز کمپرسور به‌دست خواهد آمد. در این صورت با توجه به مقدار فشار محیط در این ارتفاع به مقدار نسبت فشار زیادی احتیاج می‌باشد که متناظر با استفاده از سه عدد توربوشارژر است. بدین ترتیب مشخصات بهترین مجموعه توربوشارژری انتخاب شده توسط نرم‌افزار، به صورت جدول 2 خواهد بود.

همان‌گونه که از جدول 2 مشاهده می‌شود، مقدار دبی جرمی تصحیح شده برای توربوشارژر فشار پایین که همان توربوشارژر اول و در ارتباط با هوای محیط می‌باشد، مقدار 1.183 kg/s (معادل با 156.5 lb/min) بدست آمده است. بنابراین با توجه به مقدار نسبت فشار محاسبه شده برای این کمپرسور، می‌توان نقطه‌ی کاری برای توربوشارژر فشار پایین انتخاب شده را بر روی نقشه عملکردی کمپرسور آن نمایش داد. این نقطه‌ی کاری به صورت نقطه‌ای توپر در "شکل 9" نمایش داده شده است.

مشاهده می‌شود که نقطه کاری به‌دست آمده در ناحیه‌ی مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور توربوشارژر فشار پایین انتخاب شده قرار گرفته است و تا حد ممکن به خط حداکثر بازده نزدیک می‌باشد. مقدار دبی جرمی تصحیح شده برای کمپرسور فشار متوسط برابر با 0.391 kg/s (معادل با 51.7 lb/min) به‌دست آمده است. بنابراین با توجه به مقدار نسبت فشار محاسبه شده برای این کمپرسور، نقطه کاری بر روی "شکل 10" نشان داده شده است.

جدول 2 خروجی نرم‌افزار برای استفاده از سه توربوشارژر

Table 2 The Code output for using triple-stage turbocharger

مشخصه‌ی معرفی توربوشارژر	خروجی نرم‌افزار
نام توربوشارژر فشار پایین معرفی شده	GTX5533R
نام توربوشارژر فشار متوسط معرفی شده	GT3788R
نام توربوشارژر فشار بالای معرفی شده	GT2554R
نسبت فشار کمپرسور فشار پایین	3.72
نسبت فشار کمپرسور فشار متوسط	2.64
نسبت فشار کمپرسور فشار بالا	2.41
دبی جرمی تصحیح شده کمپرسور فشار پایین	1.183 kg/s
دبی جرمی تصحیح شده کمپرسور فشار متوسط	0.391 kg/s
دبی جرمی تصحیح شده کمپرسور فشار بالا	0.168 kg/s
تعداد خنک کننده‌های موردنیاز	2

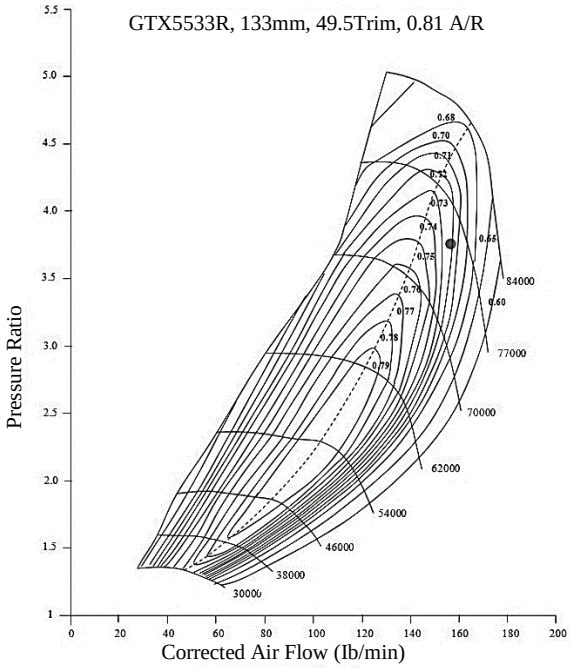

Fig. 9 The well-chosen LP turbocharger compressor map [9]

شکل 9 نقشه عملکردی کمپرسور فشار پایین معرفی شده توسط نرم‌افزار [9]

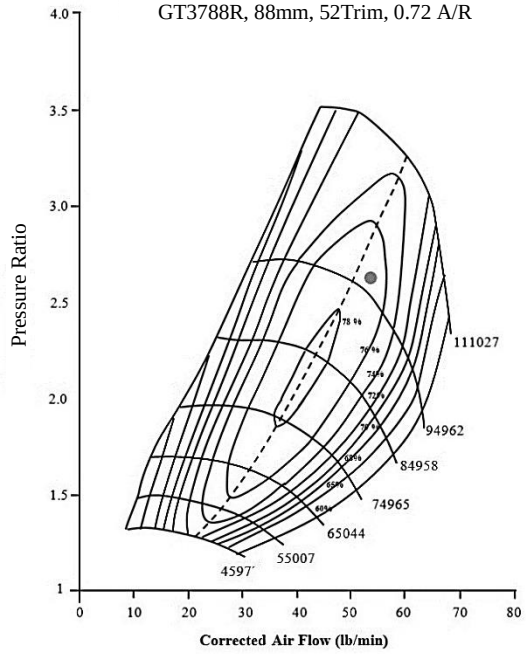

Fig. 10 The well-chosen IP turbocharger compressor map [9]

شکل 10 نقشه عملکردی کمپرسور فشار متوسط معرفی شده توسط نرم‌افزار [9]

مشاهده می‌شود که برای کمپرسور فشار متوسط نیز، نقطه کاری بدست آمده در ناحیه‌ی مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور قرار گرفته است و این نقطه بسیار نزدیک به خط حداکثر بازده می‌باشد. اما مقدار دبی جرمی تصحیح شده برای کمپرسور فشار بالای انتخاب شده، برابر با 0.168 kg/s (معادل با 22.2 lb/min) به‌دست آمده است. بنابراین با توجه به مقدار نسبت فشار محاسبه شده برای این کمپرسور، نقطه کاری موردنظر را می‌توان بر روی نقشه عملکردی این کمپرسور نشان داد. این نقطه در "شکل 11" نمایش داده شده است.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

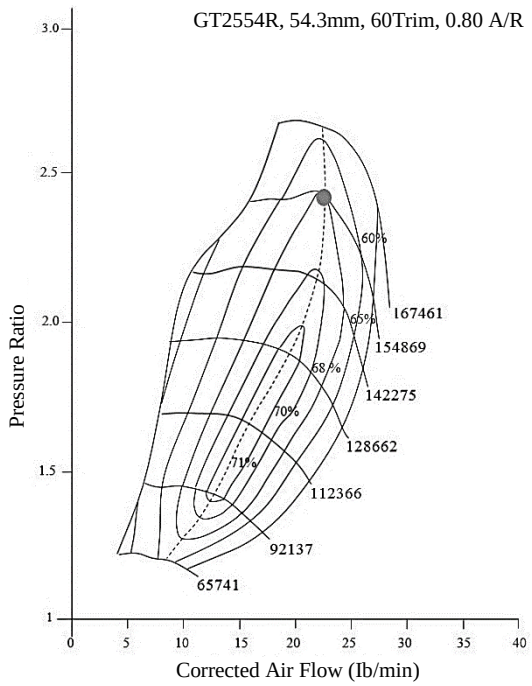

Fig.11 The well-chosen HP turbocharger compressor map [9]

شکل 11 نقشه عملکردی کمپرسور فشار بالای معرفی شده توسط نرم‌افزار [9]

همان‌طور که از "شکل 11" قابل مشاهده است، نقطه‌ی کاری موردنظر در ناحیه‌ی بسیار مناسبی از نقشه عملکردی کمپرسور فشار بالا قرار گرفته است و تقریبا بر روی خط حداکثر بازده می‌باشد. بدین ترتیب مجموعه توربوشارژرهای انتخاب شده با کارکرد مناسب و بهینه، قادر به تامین هدف موردنظر کاربر خواهند بود. در واقع، با توجه به هدف انتخاب شده توسط کاربر، این سه توربوشارژر، بهترین گزینه‌های ممکن در میان تمامی توربوشارژرهای ساخته شده توسط شرکت گرت، برای تامین این هدف هستند. واضح است که بسته به تابع هدف انتخابی این گزینه‌ها ممکن است تغییر کنند. اما با توجه به توضیحات ارائه شده در بخش‌های قبلی، به نظر می‌رسد تابع هدف انتخاب شده بهترین تابع برای کارکرد بهینه در ناحیه امن وپایدار کمپرسور می‌باشد. به هر حال کد نوشته شده قابلیت تغییر تابع هدف، با توجه به نیاز کاربر را دارا می‌باشد.

از جدول 2 می‌توان ملاحظه نمود که تعداد خنک کننده‌های میانی مورد نیاز برای این حالت، دو عدد می‌باشد. این موضوع به دلیل دمای پایین محیط در ارتفاع موردنظر کاربر است. به‌طوری که با وجود افزایش دما در توربوشارژر فشار پایین، دما در خروجی کمپرسور فشار پایین و ورودی کمپرسور فشار متوسط هنوز در محدوده‌ی قابل قبولی می‌باشد و نیازی به خنک‌کاری در این قسمت وجود ندارد. همان‌طور که گفته شد، این محدوده، یکی از قیدهای اعمال شده به مسئله‌ی بهینه‌سازی موردنظر می‌باشد. بنابراین محل خنک کننده‌های موردنیاز معرفی شده توسط نرم‌افزار، بعد از کمپرسور فشار متوسط و قبل از موتور احتراق داخلی می‌باشد.

همان‌طور که گفته شد، برای محاسبه‌ی دبی جرمی تصحیح شده، باید دما و فشار ورودی به هر کمپرسور مشخص باشد. برای کمپرسور فشار پایین که در مجاورت محیط قرار دارد، دما و فشار ورودی به کمپرسور، همان شرایط محیطی می‌باشد. اما برای کمپرسورهای بعدی، این دما و فشار باید با استفاده از شرایط خروجی از کمپرسور قبلی محاسبه شده و سپس دبی جرمی تصحیحی بدست آید. شرایط ورودی به هر کمپرسور نیز، با استفاده از نسبت فشار انتخاب شده برای کمپرسور قبلی و همچنین استفاده یا عدم استفاده از خنک کننده‌ی میانی و بنابراین لحاظ کردن مقدار افت دما و فشار در عبور جریان از خنک کننده‌ی میانی، به‌دست خواهد آمد و سپس بهترین گزینه برای کمپرسور دوم انتخاب خواهد شد و به همین ترتیب این فرایند تا کمپرسور آخر پیش می‌رود. ضمن این‌که برای یک مقدار نسبت فشار کلی خاص، که باید توسط مجموعه‌ای از توربوشارژرها تامین شود، حالات مختلفی برای نسبت فشار هر کمپرسور وجود دارد و این حالات با درنظر گرفتن استفاده یا عدم استفاده از خنک کننده بیشتر هم می‌شود. در این‌جا، ذکر این نکته لازم است که با توجه به الگوریتم جستجوی استفاده شده در کد تهیه شده، تمامی حالات ممکن بررسی خواهد شد و در نهایت بهترین گزینه‌ها معرفی می‌گردند. بنابراین با اطمینان می‌توان گفت که گزینه‌های پیشنهادی توسط نرم‌افزار، بهترین گزینه‌ها از میان توربوشارژرهای موجود در کتابخانه‌ی نرم‌افزار، برای بهینه کردن تابع هدف انتخاب شده، می‌باشند.

در آخر باید اشاره کرد که با افزایش ارتفاع از یک حد خاص، با توجه به کاهش بیش از حد فشار محیط، برای تامین نسبت فشار کلی به صورتی که شرایط ورودی موتور احتراق داخلی متناظر با شرایط سطح دریا باشد، نیاز به استفاده از بیش از سه توربوشارژر می‌باشد. با وجودی که از لحاظ تئوری تامین نسبت فشار کلی موردنیاز، با استفاده از تعداد بیشتری توربوشارژر ممکن می‌باشد، اما در عمل، این کار امکان پذیر نمی‌باشد. مگر این‌که وسیله پرنده، اجازه‌ی عملکرد با توان کمتری از توان تولیدی در سطح دریا را در ارتفاع خاصی داشته باشد که این مقدار توان مجاز از پیش تعیین شده، توسط طراح مشخص خواهد می‌گردد و به قوانین تنظیم[1] موسوم می‌باشد [11]. اما به طور کلی پرواز در ارتفاع‌های بسیار بالا، با همان توان تولیدی در سطح دریا، از لحاظ عملی امکان‌پذیر نیست. در واقع، استفاده از بیش از سه توربوشارژر، به‌دلیل ایجاد هزینه‌های اضافی، پیچیدگی مجموعه و همچنین افزایش وزن و اندازه و ابعاد کلی مجموعه پیشرانش، و با در نظر گرفتن محدودیت‌های موجود در وسایل پرنده بدون سرنشین، مقرون به صرفه نیست [12]. بنابراین در حال حاضر، حداکثر می‌توان از توربوشارژرهای سه مرحله‌ای برای دستیابی به ارتفاع‌های بالای پروازی استفاده نمود. با توجه به این محدودیت‌ها، کد تهیه شده نیز تعداد یک تا سه عدد توربوشارژر را برای دستیابی به ارتفاع موردنظر کاربر با توجه به توان هدف، معرفی خواهد کرد.

9- اعتبارسنجی و ارزیابی نتایج

به منظور اعتبارسنجی نتایج خروجی از کد تهیه شده، این مسئله را می‌توان از دو دیدگاه بررسی نمود. اول این‌که، آیا تابع هدف تعریف شده برای مسئله بهینه‌سازی موردنظر، به مقدار حداقلی خود رسیده است یا خیر. این موضوع را می‌توان با مراجعه به "شکل‌های 8 تا 11" مشاهده نمود. همان‌طور که از این شکل‌ها قابل مشاهده است، نقطه کاری توربوشارژرهای انتخاب شده، در فاصله‌ی بسیار نزدیکی از خط حداکثر بازده قرار گرفته‌اند و بنابراین تابع هدف تعریف شده، برای تمامی توربوشارژرهای انتخاب شده، مقدار مناسبی را اختیار کرده است. اما از دیدگاه دیگر، باید اعتبار نتایج خروجی از کد تهیه شده، تائید گردد. بدین معنی که با استفاده از روابط توربوماشین‌ها، پارامترهای موجود در نقشه عملکردی کمپرسورها استخراج گردد و با نتایج خروجی از کد (ارائه شده در "شکل‌های 8 تا 11" و جداول 1 و 2) مقایسه گردد. بدین منظور، در این بخش، نتایج خروجی کد برای توربوشارژرهای سه مرحله‌ای انتخاب شده در بخش قبل، مورد بررسی و مقایسه قرار می‌گیرد.

[1] Regulating Rules

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

برای توربوشارژرهای سه مرحله‌ای انتخاب شده، نتایج خروجی نرم‌افزار، به ازای ورودی توان 74.6 کیلووات و ارتفاع 20 کیلومتر، توسط کاربر حاصل شده است. در این ارتفاع، فشار و دمای محیط به ترتیب برابر با 5478.6 پاسکال و 216.7 درجه کلوین می‌باشند. همان‌طور که گفته شد اگر مقدار دقیق دبی جرمی هوای ورودی به موتور احتراق داخلی و یا پارامترهای مصرف سوخت و نسبت هوا به سوخت موتور برای تامین توان هدف، در اختیار نباشد، می‌توان با تخمین مناسبی فرض نمود که به ازای هر واحد توان برحسب کیلووات، به یک واحد هوا برحسب گرم بر ثانیه، احتیاج می‌باشد. در اینجا فرض شده است که اطلاعات اندکی از موتور در دسترس می‌باشد و بنابراین مقدار دبی جرمی هوای مورد نیاز موتور برابر با 0.0756 کیلوگرم بر ثانیه خواهد بود. حال با استفاده از رابطه‌ی (2)، مقدار دبی جرمی تصحیحی ورودی به کمپرسور اول (کمپرسور فشار پایین) قابل محاسبه خواهد بود:

$$\dot{m}_{c_{LP}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_a/T_{ref}}}{P_a/P_{ref}} = \frac{0.0756\sqrt{216.7/302.77}}{5478.6/101325} = 1.183 \text{ kg/s} \quad (9)$$

مشاهده می‌شود که مقدار بدست آمده برای دبی جرمی تصحیحی کمپرسور فشار پایین، با مقدار ارائه شده در جدول 2 و مقدار نشان داده شده در "شکل 9" (برحسب پوند بر دقیقه) برابر می‌باشد. قابل ذکر است که فشار مرجع برای توربوشارژرهای شرکت گرت، فشار استاندارد سطح دریا و دمای مرجع نیز 302.77 درجه کلوین (معادل 545 درجه رانکین) می‌باشد.

اما برای محاسبه دبی جرمی تصحیحی توربوشارژر دوم (فشار متوسط) باید مقدار فشار و دمای ورودی به آن محاسبه گردد. ذکر این نکته در اینجا لازم است که در کد نوشته شده، شرطی قرار داده شده است که اگر دمای بعد از کمپرسور (هر کدام از کمپرسورهای فشار پایین، فشار متوسط یا فشار بالا) کمتر از 60 درجه سانتیگراد باشد، نیاز به استفاده از خنک کننده میانی نمی‌باشد. از آنجا که، افزایش دما در عبور از کمپرسور توربوشارژر در حدود 200 درجه رانکین می‌باشد [9]، دمای خروجی از توربوشارژر مرحله اول برابر با 327.8 درجه کلوین خواهد شد و بنابراین بعد از توربوشارژر مرحله اول نیازی به استفاده از خنک کننده میانی نخواهد بود. حال با استفاده از نسبت فشار ارائه شده در جدول 2 می‌توان مقدار فشار ورودی به توربوشارژر دوم را به این صورت به‌دست آورد:

$$P_{LP} = P_a \times P.R_{LP} = 5478.6 \times 3.72 = 20380.4 \text{ Pa} \quad (10)$$

بدین ترتیب، با استفاده از دما و فشار ورودی به کمپرسور دوم، مقدار دبی جرمی تصحیحی ورودی به کمپرسور دوم قابل محاسبه خواهد بود.

$$\dot{m}_{c_{IP}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{IP}/T_{ref}}}{P_{IP}/P_{ref}} = \frac{0.0756\sqrt{327.8/302.77}}{20380.4/101325} = 0.391 \quad (11)$$

مشاهده می‌شود که مقدار به‌دست آمده برای دبی جرمی تصحیحی کمپرسور فشار متوسط، با مقدار ارائه شده در جدول 2 و مقدار نشان داده شده در "شکل 10" (برحسب پوند بر دقیقه) برابر می‌باشد. با افزایش دمای خروجی از کمپرسور فشار متوسط، دمای ورودی به کمپرسور فشار بالا از مقدار تعیین شده 60 درجه سانتیگراد تجاوز خواهد کرد و بنابراین نیاز به استفاده از خنک کننده میانی قبل از کمپرسور فشار بالا ضروری می‌باشد. قابل ذکر است که در کد تهیه شده فرض شده است از خنک کننده‌هایی استفاده می‌گردد که قادر خواهند بود هوای گرم را حداقل تا 50 درجه سانتی‌گراد کاهش دما دهند. بنابراین در بدترین شرایط، دمای ورودی به کمپرسور فشار بالا در حدود 50 درجه سانتی‌گراد خواهد بود. برای محاسبه فشار ورودی به کمپرسور فشار بالا باید با استفاده از نسبت فشار کمپرسورهای فشار پایین و فشار متوسط (ارائه شده در جدول 2) و لحاظ کردن افت فشار ناشی از خنک کننده‌ی میانی استفاده نمود:

$$P_{HP} = P_a \times P.R_{LP} \times P.R_{IP} - \Delta P_{loss} = 46910.2 \text{ Pa} \quad (12)$$

حال با استفاده از دما و فشار ورودی به کمپرسور سوم، می‌توان مقدار دبی جرمی تصحیحی ورودی به کمپرسور فشار بالا را محاسبه نمود:

$$\dot{m}_{c_{HP}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{HP}/T_{ref}}}{P_{HP}/P_{ref}} = \frac{0.0756\sqrt{\frac{323}{302.77}}}{46910.2/101325} = 0.168 \quad (13)$$

مشاهده می‌شود که مقدار به‌دست آمده برای دبی جرمی تصحیحی کمپرسور فشار بالا نیز با مقدار ارائه شده در جدول 2 و مقدار نشان داده شده در "شکل 11" (برحسب پوند بر دقیقه) یکسان می‌باشد. قابل ذکر است که با توجه به افزایش دمای جریان گذرنده از کمپرسور فشار بالا، بعد از این کمپرسور و در ورود به موتور احتراق داخلی هم نیاز به یک خنک کننده میانی دیگر می‌باشد. بدین ترتیب برای تامین توان هدف موردنیاز کاربر برای عملکرد مجموعه پیشرانش در ارتفاع 20 کیلومتری نیاز به سه توربوشارژر با مشخصات ذکر شده و استفاده از دو خنک کننده میانی می‌باشد. حال می‌توان با استفاده از نسبت فشارهای سه توربوشارژر مورد استفاده و در نظر گرفتن افت فشار ناشی از استفاده‌ی دو خنک کننده میانی، فشار ورودی به موتور احتراق داخلی را از رابطه‌ی زیر محاسبه نمود:

$$P_{eng} = \{[(P_a \times P.R_{LP} \times P.R_{IP}) - \Delta P_{loss}] \times P.R_{HP}\} - \Delta P_{loss} = 106139.2 \text{ Pa} \quad (14)$$

مشاهده می‌شود با استفاده از مجموعه پیشرانش انتخاب شده، فشار ورودی به موتور احتراق داخلی، در ارتفاع 20 کیلومتری، تقریبا برابر با فشار سطح دریا خواهد شد و بنابراین موتور مورد استفاده، متوجه افت فشار ناشی از افزایش ارتفاع نمی‌گردد و در نتیجه توانی برابر با توان خود در سطح دریا را تولید خواهد نمود. قابل ذکر است که در این کد، اجازه‌ی افزایش مقدار فشار ورودی به موتور به میزان 5 درصد بیشتر از فشار استاندارد سطح دریا، داده شده است. این مقدار ضریب اطمینان، به‌دلیل ایجاد افت فشارهای احتمالی ناشی از عبور جریان از مجراهای مجموعه، درنظر گرفته شده است. بنابراین، مجموعه پیشرانش انتخاب شده توسط این کد، قادر است فشار ورودی به موتور را به نحوی متناسب با فشار استاندارد سطح دریا تنظیم نماید که نقطه کاری هر توربوشارژر، در محدوده بهینه عملکرد آن قرار گرفته باشد.

10- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در کار حاضر نرم‌افزاری تهیه شده است که در حداقل زمان ممکن، بهترین گزینه را برای انتخاب مجموعه پیشرانش، با توجه به نیازهای کاربر، معرفی و پیشنهاد می‌نماید. با این‌کار صرفه‌جویی زیادی در هزینه و زمان انتخاب مجموعه پیشرانش متناسب با هدف موردنظر، حاصل می‌گردد. این موضوع برای استفاده‌ی توربوشارژرهای در کاربردهای هوایی و به‌خصوص برای ارتفاع‌های بالای پروازی اهمیت بیشتری می‌یابد. زیرا هزینه و پیچیدگی‌های ناشی از انجام تست‌های تجربی با افزایش تعداد توربوشارژرها به‌طور چشم‌گیر افزایش می‌یابد. بنابراین با استفاده از کد تهیه شده، می‌توان از هزینه‌های اضافی ناشی از انجام تست‌های تجربی مختلف برای انتخاب یک مجموعه پیشرانش مناسب، جلوگیری کرد.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]

از جمله دستاوردهای پژوهش انجام شده، قابلیت به‌کارگیری کد تهیه شده در محدوده‌ی گسترده‌ای از ارتفاع (صفر تا سی کیلومتر) می‌باشد. به‌طوری که این کد قادر به معرفی بهترین مجموعه پیشرانش برای انواع وسایل پرنده بدون سرنشین با سقف‌های پروازی متفاوت، می‌باشد. دیگر دستاورد اصلی این پژوهش، قابلیت اجرای کد با دریافت حداقل اطلاعات ممکن، از کاربر می‌باشد. همچنین از آنجا که منبع کد تهیه شده، در اختیار می‌باشد، می‌توان اقداماتی به‌منظور ارتقاء عملکرد و افزایش دقت کد انجام داد. از جمله این اقدامات، محاسبه دقیق افزایش دمای جریان در عبور از کمپرسورها، محاسبه دقیق مقدار دبی جرمی موردنیاز موتور با استفاده از پارامترهای موتور، محاسبه دقیق مقدار افت فشار ناشی از به‌کارگیری خنک کننده‌های میانی، تغییر در مقادیر ضرایب اطمینان و اقداماتی از این قبیل می‌باشد. از قابلیت‌های دیگر این کد این است که بانک اطلاعات کد، به سادگی قابل افزایش می‌باشد و بنابراین انتخاب بهترین گزینه می‌تواند از میان تعداد بیشتری از توربوشارژرها صورت پذیرد. بدین منظور، کافی است نقشه عملکردی توربوشارژر مورد نظر در اختیار باشد تا پارامترهای عملکردی آن به پایگاه داده‌های مجموعه‌ی حاضر اضافه گردد. همچنین در این کد، قابلیت انتخاب توربوشارژر از میان توربوشارژرهای یک شرکت خاص، با توجه به درخواست کاربر، وجود دارد. بدین ترتیب تمامی ارکان مسئله بهینه‌سازی، شامل متغیرهای طراحی، تابع هدف و قیدها، نیز قابل تغییر خواهند بود.

لازم به ذکر است که محاسبات و بررسی‌های انجام شده توسط نرم‌افزار، برای عملکرد وسیله‌ی پرنده در بیشترین رژیم پروازی آن می‌باشد که متناظر با عملکرد وسیله‌ی پرنده در نقطه‌ی طرح است. واضح است که برای استفاده نهایی از مجموعه پیشرانش معرفی شده، نیاز به تحلیل کلیه‌ی نقاط کاری خارج از طرح وسیله‌ی پرنده می‌باشد به‌صورتی که برای رژیم‌های پروازی مختلف، کلیه نقاط عملکردی موتور احتراق داخلی موردنظر، در ناحیه‌ی مناسبی از نقشه عملکردی توربوشارژرهای مورد استفاده قرار گرفته باشد.

بنابراین استفاده از کد تهیه شده، به‌منظور تحلیل و طراحی اولیه‌ی مجموعه پیشرانش مناسب، برای کارکرد صحیح آن در طولانی‌ترین رژیم پروازی وسیله‌ی پرنده توصیه می‌گردد. در مرحله‌ی بعد، باید با استفاده از نقشه‌های عملکردی مجموعه پیشرانشی انتخاب شده، تحلیل دقیق‌تری برای سایر نقاط پروازی صورت پذیرد به نحوی که تمامی نقاط کاری خارج از طرح، در محدوده‌های ناپایدار آیرودینامیکی توربوشارژرهای انتخاب شده، نظیر محدوده‌های سرج و خفگی، قرار نگیرند. در نهایت برای اطمینان از عملکرد صحیح مجموعه پیشرانش در نظر گرفته شده، انجام تست‌های تجربی، حداقل برای نقاط کاری بحرانی، پیشنهاد می‌گردد.

11- فهرست علایم

A/F	نسبت هوا به سوخت
$BSFC$	مصرف ویژه سوخت (kg/kws)
$\dot{m}$	دبی جرمی هوا (kg/s)
N	دور موتور (rpm)
P	فشار (Pa)
$P.R$	نسبت فشار کمپرسور
T	دما (K)
$\dot{W}$	توان موتور (kw)

زیرنویس‌ها

a	شرایط محیطی
alt	ارتفاع
c	شرایط تصحیحی
eng	موتور احتراق داخلی
HP	فشار بالا
IP	فشار متوسط
LP	فشار پایین
p.eff	حداکثر بازده
ref	شرایط مرجع
s.l	شرایط سطح دریا

12- مراجع

[1] D. J. Bents, T. Mockler, J. Maldonado, Jr. Harp, L. James, J. F. King, P. C. Schmitz, Propulsion system for very high altitude subsonic unmanned aircraft, *NASA Lewis Research Center*, Report No. TM 1998-206636, 1998.

[2] D. J. Bents, T. Mockler, J. Maldonado, Propulsion selection for 85kft remotely piloted atmospheric science aircraft, *NASA Lewis Research Center*, Report No. TM-107302, 1996.

[3] J. Harp, Turbocharger system development and propulsion system testing, *Thermo-Mechanical Systems*, Canoga Park CA, No. DSI-80-TRSC- 05-A, 1982.

[4] K. Zinner, *Supercharging of Internal Combustion Engines*, pp. 53-58, USA, Springer-Verlag, 1978.

[5] N. Watson, M. S. Janota, *Turbocharging the Internal Combustion Engine*, pp. 366-369, USA, Macmillan Press,Wiley, 1983.

[6] J. D. Mattingly, *Elements of Gas Turbine Propulsion*, pp. 465-469, New York, McGraw-Hill, 1996.

[7] H. R. Tabatabaei, M. Boroomand, M. Taiebi, Comparing between 1D & 3D flow analysis in the on-engine small turbocharger experimentally and numerically, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 11, No. 4, pp. 75-85, 2011. (in Persian فارسی)

[8] S. Darici, E. Canli, S. Dogan M. Ozgoren, Determination of heat transfer rate & pressure drop performance of an intercooler for heavy duty engines, *International Journal of Arts and Sciences*, Vol. 5, No. 7, pp. 43-57, 2012.

[9] Garrett Turbo Catalog, Volume 5, Garrett Honeywell Turbo Technologies Company, USA, 2013

[10] M. Muqeem, Turbocharging with air conditioner assisted intercooler, *Journal of Mechanical and Civil Engineering*, Vol. 2, No. 3, pp. 38-44, 2012.

[11] P. Shan, Y. Zhou, D. Zhu, Mathematical model of two-stage turbocharging gasoline engine propeller propulsion system and analysis of its flying characteristic, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 137, No. 5, pp. 051201-11, 2015.

[12] H. Tonskotter, D. Scheithauer, The Strato 2C propulsion system - A new compound engine and control concept for high altitude flying, *Advisory Group of Aerospace Research and Develompent (AGARD)*, Seattle, September 25–29, Paper No. 6, 1995.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-17]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1397.18.1.55.2]