

Research Paper; 

Modification of an air turbofan engine for use in marine transportation

Davood Moosavian^۱^۱ Dr., Department of Aerospace Engineering, Shahid satari University, Tehran, Iran.

Article Information

Abstract

Accepted:
2024/03/30

Received:
2024/08/26

Keywords:

Turbofan engine, Engine derived from an engine, Flow guide vanes, Low pressure compressor

Corresponding Author:
Davod Moosavian

Email:
Davood.moosavian@gmail.com


In this article, the process of changing a turbofan engine to an engine for use in marine transportation is investigated. From the production power of the modified engine, it is possible to supply the propulsion power and power needed by boats and ships. In the first stage, the turbofan engine is simulated, and after validation with the original model, the fan is removed from the turbofan engine. The changes caused by removing the fan are studied on the engine components and then by applying the new conditions, the output power of the engine derived from the engine is calculated. In the following, with the installation of the flow guide vane, new conditions prevail over the downstream components of the engine. In this case, by applying the new conditions, the engine output power is evaluated along with other quantities. According to the obtained results, after removing the fan from the turbofan engine, the efficiency of the compressor decreases, but with the installation of the flow guide vane, this loss is compensated and the output power of the engine is increased. Also, the effect of increasing the inlet temperature to the engine is studied in two cases without the flow guide vane and after its installation. Based on the results obtained in this part, the flow guide vane increases the production power and reduces the specific fuel consumption in different modes.



فصلنامه علمی دفاع هوآفضایی

دوره ۳، شماره ۲
تابستان
صص ۱-۲۳

موسون مسالان

مقاله پژوهشی؛ 

تغییر یک موتور توربوفن هوایی جهت استفاده در حمل و نقل دریایی

سید داود موسویان^۱

دکتری، دانشکده هوافضا، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران رایانامه: Davood.moosavian@gmail.com...

چکیده

اطلاعات مقاله

در این مقاله روند تغییر یک موتور توربوفن به موتوری جهت استفاده در حمل و نقل دریایی مورد بررسی قرار می‌گیرد. از توان تولیدی موتور تغییر یافته می‌توان نیروی پیشران و توان مورد نیاز قایق‌ها و کشتی‌ها را تامین کرد. در مرحله اول موتور توربوفن شبیه‌سازی شده و بعد از صحت‌سنجی با مدل اصلی، فن از موتور توربوفن حذف می‌شود. تغییرات ایجاد شده در اثر حذف فن، بر روی اجزای موتور مطالعه شده و سپس با اعمال شرایط جدید، توان تولیدی موتور مشتق شده از موتور هوایی محاسبه می‌شود. در ادامه با نصب پره راهنمای جریان شرایط جدیدی بر اجزای پایین دست موتور حاکم می‌شود. در این حالت نیز با اعمال شرایط جدید توان تولیدی موتور مشتق شده از موتور هوایی به همراه سایر کمیت‌ها مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. طبق نتایج به دست آمده بعد از حذف فن از موتور توربوفن، بازده کمپرسور افت می‌کند ولی با نصب پره راهنمای جریان این افت جبران شده و توان تولیدی موتور افزایش می‌یابد. همچنین در ادامه اثر افزایش دمای ورودی به موتور در دو حالت بدون پره راهنمای جریان و پس از نصب آن مورد مطالعه قرار می‌گیرد. بر اساس نتایج به دست آمده در این قسمت پره راهنمای جریان باعث افزایش توان تولیدی و کاهش مصرف ویژه سوخت در حالت‌ها مختلف می‌شود.

تاریخ دریافت:

۱۴۰۳/۰۱/۱۱

تاریخ پذیرش:

۱۴۰۳/۰۶/۵

کلیدواژه‌ها:

موتور توربوفن، موتور مشتق شده از موتور هوایی، پره راهنمای جریان، کمپرسور فشار پایین

نویسنده مسئول:

سید داود موسویان

ایمیل:

Davood.moosavian@gmail.com

استناد: سید داود موسویان (۱۴۰۳)، تغییر یک موتور توربوفن هوایی جهت استفاده در حمل و نقل دریایی، مجله علمی پژوهشی دفاع

هوآفضایی. دوره ۳، شماره ۲ تابستان ۱۴۰۳.

۱- مقدمه

توربین گاز ابزاری است که انرژی شیمیایی سوخت فسیلی را به انرژی مکانیکی تبدیل می‌کند و توان مصرفی لازم برای کاربردهای زمینی و هوایی را تامین می‌کند. ساخت توربین گاز صنعتی برای استفاده زمینی بسیار زمان‌بر و پرهزینه می‌باشد به همین دلیل یکی از راه‌های ارزان و در دسترس برای تامین نیاز به توربین گاز، استفاده از موتورهای هوایی از رده خارج شده می‌باشد.

با توجه به تعداد زیاد موتورهای و تنوع در توان تولیدی آن‌ها، موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی به سه گروه تقسیم می‌شوند. موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی مقیاس کوچک، مقیاس متوسط و مقیاس بزرگ. موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی مقیاس کوچک از موتورهای هوایی کوچک مانند موتور هلیکوپتر مشتق شده‌اند. توان تولیدی آن‌ها در حدود ۴ مگاوات می‌باشد. توان تولیدی موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی در مقیاس متوسط تا حدود ۵۰ مگاوات در نظر گرفته شده است و موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی با توان بیشتر از ۵۰ مگاوات، جزء موتورهای با مقیاس بزرگ قرار می‌گیرند [۱].

موتور مشتق شده از موتور هوایی نسبت به توربین گاز صنعتی نظیر خود، از نظر تکنولوژی، اجرای برنامه و نگهداری دارای مزیت‌های گوناگونی می‌باشد. در مقایسه عملکردی، موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی، به عنوان نمونه، ترنت جی تی، شکل کارآمدتری از سیکل ساده تبدیل انرژی را ارائه می‌دهند. بازده بالای موتور ترنت، آن را به یک انتخاب متمایز برای کاربرد سیکل ساده تبدیل می‌کند. مطالعات اقتصادی نشان می‌دهد که توسعه از یک موتور هوایی مدرن با سطح تکنولوژی بالا به موتور مشتق شده از موتور هوایی با بازده بالا به صرفه می‌باشد. موتورهای مشتق شده از موتورهای هوایی مدرن همچنین می‌توانند به عنوان توربین گاز سیکل ترکیبی CCGT و CHP نیز به کار گرفته شوند. جایی که توان تولیدی بین ۶۰ تا ۱۲۰ مگاوات پیشبینی می‌شود. ترنت جی تی دارای بازده سیکل ترکیبی برابر ۵۱.۵٪ می‌باشد که یکی از بهترین گزینه‌های قابل رقابت در این کلاس است. در آینده نیروگاه‌های موتور مشتق شده از موتور هوایی مدرن جایگزین همه جانبه‌ای برای تولید انرژی می‌باشند و انتظار می‌رود این پیشرفت‌ها با موتور ترنت و توسعه آن در آینده اتفاق بیفتد [۲] و [۳].

نمونه دیگر توربین گاز مشتق شده از موتور هوایی سری GE LM6۰۰۰ می‌باشند که نوآوری-های جدیدی در محدوده موتورهای ۳۵-۶۵ مگاوات به وجود آورده‌اند. آخرین نسخه‌های این سری LM6۰۰۰ PH و LM6۰۰۰ PG می‌باشند. PG بر احتراق حلقوی استاندارد (SAC) و PH

بر آلاینده‌گی پایین (DLE) دلالت می‌کند. تکنولوژیهای ارتقاع یافته برای این مدل‌ها عبارتند از آلیاژهای مقاوم در برابر دماهای بالاتر، اصلاح الگوی خنک کاری برای افزایش دمای خروجی از محفظه احتراق، محدوده عملکردی کمپرسور فشار پایین در سرعت‌های بالاتر، افزایش دبی ورودی و نسبت فشار بالاتر. LM۶۰۰۰ PG، با توجه به فناوری‌های پیشرفته، ۲۵٪ توان بیشتر در سیکل ساده و ۱۸٪ انرژی بیشتر در آگروز در مقایسه با ورژن قبلی خود LM۲۵۰۰ تولید می‌کند. همچنین بازده سیکل ترکیبی این موتور در حدود ۵۲٪ می‌باشد [۴].

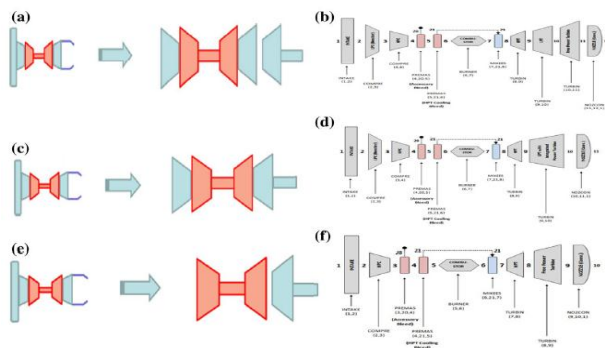
توربین گاز صنعتی (زمینی) و هوایی از نظر نوع خروجی با یکدیگر تفاوت دارند به طوری که خروجی موتورهای هوایی به صورت تراست خالص (از جنس نیرو) و خروجی موتورهای زمینی به صورت شفت پاور (از جنس توان) می‌باشد. در گذشته تبدیل موتور هوایی به توربین گاز صنعتی بوسیله جایگزینی یک توربین تولید توان بجای نازل صورت می‌گرفت [۵] اما بعدها توربین و کمپرسور فشار بالا با یک توربین فشار پایین جدید و کمپرسور فشار پایین اصلاح شده ترکیب شده و موتور جدید به وجود می‌آمد [۶].

برای توضیح بیشتر این موضوع افیوم و همکاران [۷] سه مدل برای تبدیل موتور هوایی به موتور مشتق شده از موتور هوایی ارائه می‌دهد.

مدل یک: دو شفت به همراه یک توربین تولید توان که در این مدل شفت فشار پایین و شفت فشار بالا در مدل اصلی، هر دو حفظ می‌شوند در حالی که فن حذف شده است. در این حالت توربین فشار بالا، فقط کمپرسور فشار بالا را می‌چرخاند که به این صورت هسته جدید موتور با هسته اولیه یکسان می‌باشد و فقط کمپرسور فشار پایین با سرعت بیشتری می‌چرخد. توربین فشار پایین فقط کمپرسور فشار پایین را می‌چرخاند و با کاهش تعداد طبقات آن به این صورت اصلاح می‌شود. در پایین دست یک توربین تولید توان اضافه می‌شود تا با انبساط جریان، فشار را به فشار خروجی برساند و از این طریق انرژی باقی مانده جریان را برای چرخش ژنراتور برق استخراج می‌کند.

مدل دو: دو شفت با وجود توربین تولید توان بر روی شفت فشار پایین که در این مدل نیز دو محور نسبت به حالت اصلی حفظ می‌شوند در حالی که توربین تولید توان حذف می‌شود. در این حالت شفت فشار پایین مستقیماً به ژنراتور برق وصل می‌شود. بر این اساس سرعت دورانی شفت فشار پایین با توجه به نیاز ژنراتور تعیین می‌شود. به این ترتیب جریان از طریق توربین فشار پایین منبسط می‌شود تا جایی که فشار جریان با فشار هوا برابر شود.

مدل سه: یک شفت همراه با توربین تولید توان که در این مدل شفت فشار پایین به طور کامل حذف می‌شود. در این حالت به شفت فشار بالا یک توربین تولید توان اضافه می‌شود برای این که جریان را تا رسیدن به فشار محیط منبسط کند و از این طریق انرژی باقی مانده جریان را استخراج کرده و ژنراتور برق را بچرخاند.



شکل ۱: a و b مدل یک- c و d مدل دو- e و f مدل سه

آقای نیکویی و همکاران [۸] مقایسه بازده برای سیکل ساده و سیکل‌های پیشرفته بین سه حالت موتور مشتق شده از موتور هوایی با مقیاس بزرگ و در حالت CHP انجام دادند. موتور با طراحی اولیه با سیکل ساده، دارای سه محور و با توان تولیدی ۱۰۰ مگاوات و در حالات دیگر با سیکل intercooled و intercooled بهبود یافته با همان توان تولیدی ۱۰۰ مگاوات در نظر گرفته شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که بازده سیکل‌های پیشرفته عملکرد بهتری را از نظر بازده گرمایی و مصرف سوخت به وجود آورده‌اند. از نظر عددی بازده سیکل‌های intercooled و intercooled بهبود یافته مقدار بیشتری را نسبت به بازده سیکل ساده نشان می‌دهند و به ترتیب ۲/۴۲٪ و ۰/۹۴٪ بازده در نقطه طراحی افزایش پیدا کرده است. همچنین نرخ گرما نیز به ترتیب ۲/۳۷٪ و ۰/۹۴٪ در این مدل‌ها کاهش پیدا کرده است.

در این مقاله یک موتور هوایی با مقیاس کوچک در نظر گرفته شده است و بر اساس مدل دو شفت با وجود توربین تولید توان بر روی شفت فشار پایین، به موتور مشتق شده از موتور هوایی تبدیل می‌شود. هدف این مقاله در مرحله اول محاسبه توان تولیدی این موتور در حالت مشتق شده و در مرحله بعد بررسی نقش پره راهنمای جریان در افزایش بازده کمپرسور فشار پایین و مطالعه اثر آن بر توان تولیدی موتور می‌باشد. در مرحله آخر نیز اثر افزایش دما همچنین اثر پره راهنمای جریان بر روی کمپرسور فشار پایین در این حالت، مورد ارزیابی قرار گرفته و توان تولیدی موتور برای موارد ذکر شده مورد محاسبه قرار می‌گیرد.

۲- معرفی موتور

موتور مورد مطالعه، موتور توربوفن ۵۰۲ LYCOMING می‌باشد که برای تبدیل به موتور مشتق شده از موتور هوایی در نظر گرفته شده است. این موتور توربوفن از نوع موتور توربوفن چرخ‌دنده‌دار و دارای دو محور با خروجی مجزا می‌باشد. این موتور که از گروه موتورهای با

نسبت کنار گذر بالا است دارای یک طبقه کمپرسور فشار پایین محوری، محفظه احتراق حلقوی جریان معکوس، هفت طبقه کمپرسور فشار بالای محوری به علاوه یک طبقه کمپرسور سانتریفیوژ، دو طبقه توربین فشار بالا و دو طبقه توربین فشار پایین می‌باشد. اطلاعات موتور در نقطه طراحی بر اساس اطلاعات آقای راج [۱۱] و آقای چوسیک [۱۲] بیان شده است.

جدول ۱: اطلاعات موتور توربوفن مورد بررسی

نام موتور: LYCOMING ۵۰۲		
واحد	مقدار	پارامتر
Kg	۳۰۴۵	نیروی تراست
Kg/KN/h	۰/۴۱	مصرف ویژه سوخت
Kg/s	۱۰۳	دبی کل ورودی به موتور
بدون بعد	۵/۷۱	نسبت کنار گذر
بدون بعد	۱/۲۵	نسبت فشار فن
بدون بعد	۱/۲	نسبت فشار کمپرسور فشار پایین
بدون بعد	۷/۸۴	نسبت فشار کمپرسور فشار بالا
rpm	۵۲۴۵	دور محور فشار پایین
rpm	۱۹۱۸۰	دور محور فشار بالا

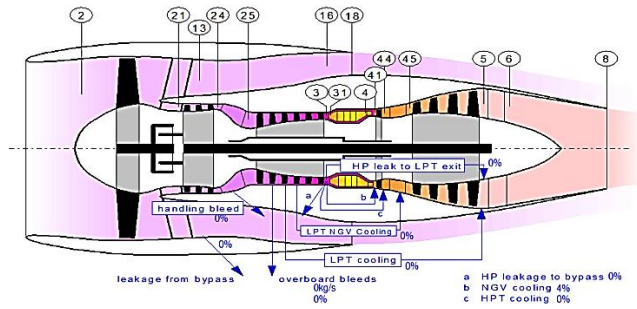
۳- مدل‌سازی

موتور هوایی مد نظر برای تبدیل به موتور مشتق شده از موتور هوایی ابتدا در نرم افزار GasTurb [۹] در حالت طراحی مدل شده و با توجه به اطلاعات موجود، این مدل‌سازی صحت‌سنجی می‌شود. با توجه به اطلاعات به دست آمده از این مدل‌سازی، قسمت فن و کمپرسور فشار پایین موتور مورد نظر که هندسه آن‌ها با استفاده از روش ابرنقاط به دست آمده است، در نرم افزار ANSYS CFX ۲۰۱۸ [۱۰] مدل‌سازی شده و نتایج حاصل با نتایج مدل‌سازی قبلی مقایسه شده و صحت‌سنجی صورت می‌گیرد. بعد از تطبیق مدل‌سازی‌های انجام شده با اطلاعات موجود، فن موتور توربوفن حذف می‌شود. با حذف فن، به علت تغییرات دبی، فشار، دما و ... به ورودی کمپرسور فشار پایین، شرایط بالادست کمپرسور فشار پایین تغییر می‌کند و در حالت خارج از طرح عمل می‌کند. در تحلیل اولیه موتور در نرم افزار GasTurb ۱۰، اطلاعات مربوط به حالت خارج از طرح کمپرسور فشار پایین استخراج شده و برای تحلیل اثرات حذف فن بر روی کمپرسور فشار پایین در نرم افزار ANSYS CFX ۲۰۱۸

به عنوان شرایط مرزی وارد می‌شوند. در این تحلیل بازده کمپرسور فشار پایین برای این حالت به دست می‌آید. با توجه به بازده جدید کمپرسور فشار پایین، توان تولیدی موتور در حالتی که فن حذف شده است، در نرم افزار ۱۰ GasTurb محاسبه می‌شود. در اینجا پره راهنمای جریان که برای کمپرسور فشار پایین طراحی شده است، در ورودی آن نصب می‌شود و با تحلیل در نرم افزار ۲۰۱۸ ANSYS CFX، بازده جدید کمپرسور محاسبه شده و با قراردادن بازده جدید در نرم افزار ۱۰ GasTurb توان تولیدی موتور در این حالت نیز به دست می‌آید. در قسمت اثر افزایش دما بر روی موتور مشتق شده از موتور هوایی در نرم افزار ۱۰ GasTurb بدون نصب پره راهنمای جریان در ورودی موتور مورد مطالعه قرار می‌گیرد و توان تولیدی موتور و بازده کمپرسور فشار پایین محاسبه می‌شود. همچنین اثر افزایش دما بر روی کمپرسور فشار پایین در نرم افزار ۲۰۱۸ ANSYS CFX مطالعه شده و بازده کمپرسور با بازده به دست آمده از نرم افزار ۱۰ GasTurb مقایسه و صحت‌سنجی می‌شود. در مرحله بعد اثر افزایش دما بر روی کمپرسور فشار پایین با نصب پره راهنمای جریان در نرم افزار ۲۰۱۸ ANSYS CFX بررسی شده و بازده کمپرسور فشار پایین محاسبه می‌شود. در نهایت بازده جدید کمپرسور فشار پایین در نرم افزار ۱۰ GasTurb قرار داده می‌شود و توان موتور با توجه به بازده جدید محاسبه می‌شود.

۳-۱- مدلسازی عملکردی

مدلسازی اول بر اساس سیکل برایتون که روابط ترمودینامیکی بین اجزای موتور را معین می‌کند، صورت می‌گیرد. هر یک از اجزای موتور به عنوان یک حجم کنترل در نظر گرفته می‌شوند [۱۳]. خروجی هر جزء، ورودی جزء دیگر در نظر گرفته شده و ورودی موتور نیز برای عملکرد موتور در نقطه طراحی، شرایط ISO فرض شده است. در ادامه معادلات مربوط به اجزای موتور و سیکل برایتون ارائه می‌شوند. محاسبه عملکرد موتور با توجه به افزایش دمای ورودی، در سه دمای ۲۵، ۳۵ و ۴۵ درجه سانتی‌گراد صورت گرفته است. با توجه به نوع موتور هوایی در این شبیه‌سازی از مدل توربوفن دو محوره چرخ‌دنده‌دار با خروجی مجزا و برای حالت مشتق شده از موتور هوایی، با توجه به حذف فن، از مدل توربوشفت دو محوره با کمپرسور فشار پایین استفاده شده است. شکل ۲ مقاطع تعریف شده و نحوه شماره‌گذاری هر مقطع را در موتور توربوفن مدل شده نشان می‌دهد. روابط ترمودینامیکی (دما و فشار) هر یک از اجزای موتور توربوفن بر اساس سیکل برایتون در زیر نشان داده شده است.



شکل ۲: مقاطع تعریف شده در موتور توربوفن

$$\beta = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_h} \quad (1)$$

که در این رابطه β نسبت کنار گذر فن است. دما و فشار کل، در مجرای ورودی موتور از روابط زیر محاسبه می‌شود.

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_a^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M_a^2\right) \quad (3)$$

فشار و دمای خروجی از فن با روابط (۴) و (۵) بدست می‌آید.

$$P_{021} = (P_{02})(\pi_f) \quad (4)$$

$$T_{021} = T_{02} \left[1 + \frac{(\pi_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{\eta_f}\right] \quad (5)$$

$$P_{025} = (P_{021})(\pi_{LPC}) \quad (6)$$

$$T_{025} = T_{021} \left[1 + \frac{(\pi_{LPC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{\eta_{LPC}}\right] \quad (7)$$

$$P_{03} = (P_{025})(\pi_{HPC}) \quad (8)$$

$$T_{03} = T_{025} \left[1 + \frac{(\pi_{HPC}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{\eta_{HPC}}\right] \quad (9)$$

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_{CC} \quad (10)$$

معادله نسبت سوخت به هوای موتور عبارت است از:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad (11)$$

$$T_{045} = T_{04} + \frac{C_p (T_{03} - T_{025})}{C_{ph} (1 + f)} \quad (12)$$

$$P_{045} = P_{04} \left[1 - \frac{1}{\eta_{HPT}} \left(1 - \frac{T_{045}}{T_{04}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \right] \quad (13)$$

$$T_{05} = T_{045} - \left(\frac{1 + \beta}{1 + f} \right) \left(\frac{C_p}{C_{ph}} \right) (T_{021} - T_{02}) - \left(\frac{C_p}{C_{ph}} \right) \left(\frac{T_{025} - T_{05}}{1 + f} \right) \quad (14)$$

$$P_{05} = P_{045} \left[1 - \frac{1}{\eta_{LPT}} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{045}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \right] \quad (15)$$

دمای و سرعت خروجی از نازل با روابط (۱۶) و (۱۷) محاسبه می‌شوند.

$$T_{08} = T_{05} \left(\frac{P_{08}}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (16)$$

$$u_e = \sqrt{2C_{ph}(T_{04} - T_{08})} \quad (17)$$

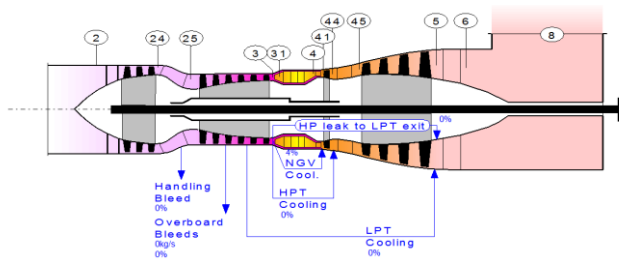
با فرض برابر بودن فشار خروجی از موتور با فشار هوا، روابط نیروی تراست عبارت است از:

$$F = \dot{m}_b u_{eb} + (1 + f) \dot{m}_c u_e \quad (18)$$

همچنین برای محاسبه مصرف سوخت ویژه نسبت به تراست می‌توان از رابطه (۱۹) کمک گرفت.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad (19)$$

شکل ۳ مقاطع تعریف شده و نحوه شماره‌گذاری هر مقطع را در موتور مشتق شده از موتور هوایی مدل شده نشان می‌دهد. در این مدل نیز تمامی روابط نوشته شده در بالا بجز روابط (۱۸) و (۱۹) به کار می‌روند. از آنجایی که در موتور مشتق شده دیگر تراست نداریم به جای رابطه (۱۸)، توان تولیدی موتور را می‌توان از رابطه (۲۰) و مصرف ویژه سوخت را از رابطه (۲۱) بدست آورد.



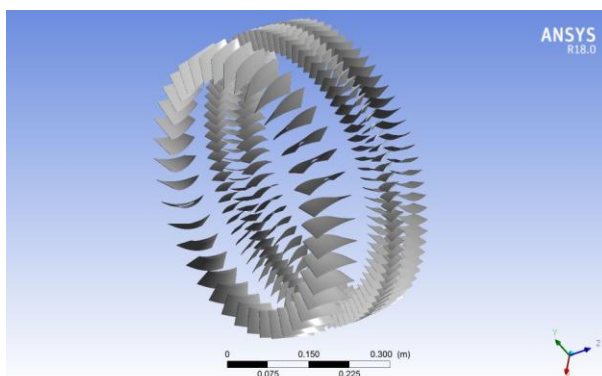
شکل ۳: مقاطع تعریف شده در موتور مشتق شده از موتور هوایی

$$P_{fjt} = (1 + f) \eta_{mt} W_t - \frac{W_c}{\eta_{mc}} \quad (20)$$

$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{P_{fjt}} \quad (21)$$

۳-۲-۱- هندسه مدل

هندسه فن و کمپرسور فشار پایین این موتور از طریق روش ابر نقاط [۱۴] در نرم افزار solidworks ۲۰۱۸ [۱۵] شبیه‌سازی شده اند. در این شبیه‌سازی قسمتی از پره فن، با توجه به ورودی کمپرسور فشار پایین، در نظر گرفته شده است. پره استاتور فن درون هسته اصلی موتور قرار گرفته و هندسه پره راهنمای جریان نیز از پره استاتور فن الهام گرفته شده است به طوری که پروفیل مورد استفاده برای پره راهنمای جریان همان پروفیل پره استاتور فن بوده با این تفاوت که زاویه ورودی آن به علت حذف فن، به صورت موازی با جریان ورودی محوری و با زاویه صفر نسبت به محور افقی در نظر گرفته شده است و زاویه خروجی آن برابر زاویه خروجی استاتور فن می‌باشد. همچنین فاصله روتور کمپرسور تا پوسته موتور ۰/۵ میلیمتر می‌باشد.



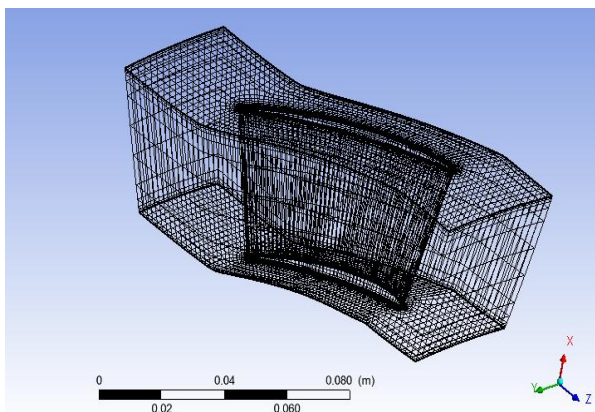
شکل ۴: فن و کمپرسور شبیه‌سازی شده موتور مورد نظر

جدول ۲: تعداد پره‌های موتور برای شبیه‌سازی

تعداد	پره
۴۰	روتور فن
۸۴	استاتور فن
۹۰	روتور کمپرسور فشار پایین
۷۱	استاتور کمپرسور فشار پایین
۸۴	پره راهنمای جریان

۳-۲-۲- شبکه بندی میدان حل

برای شبکه بندی مدل مورد نظر از نوع شبکه بندی شش وجهی با تراکم مناسب استفاده شده است. شبکه بندی مورد نظر با استفاده از نرم افزار ANSYS Turbogrid [۱۶] صورت گرفته است. برای شبکه بندی فن و کمپرسور موتور توربو فن از ۹۵۵۰۰۰ المان و ۱۰۰۰۰۰۰ گره استفاده شد. بعد از حذف فن، تعداد المان ها به ۷۷۷۰۰۰ و تعداد گره ها به ۸۲۰۰۰۰ کاهش یافت. تعداد المان ها و گره ها در میدان جریان کمپرسور با پره راهنما نیز به ترتیب ۸۹۰۰۰۰ و ۱۵۰۰۰۰ در نظر گرفته شد. شکل ۵ چگونگی شبکه بندی میدان جریان را روی پره های روتور فن نمایش می دهد.



شکل ۵: تصویری از شبکه بندی روتور فن

برای صرفه جویی در زمان و کاهش محاسبات، استقلال از مش برای مدل موتور توربو فن که مدل اصلی برای سایر مدل ها محسوب می شود، انجام شده است. برای این کار حل مسئله با توجه به شرایط مرزی اولیه برای حالات ۱۰٪، ۲۰٪ و ۳۰٪ افزایش مش نسبت به حالت اولیه صورت گرفته است. بررسی نتایج نسبت فشار کمپرسور نشان می دهد که با افزایش تعداد شبکه های میدان، نسبت فشار تنها ۰/۰۰۸٪ تغییر می کند که این تغییرات بسیار ناچیز بوده و از آن ها می توان صرف نظر نمود.

۳-۲-۳- شرایط مرزی

همان طور که قبلا شرح داده شد برای حل این پروژه از نرم افزار ANSYS CFX ۲۰۱۸ استفاده شده است. در این پروژه هر پره یک میدان حل مجزا در نظر گرفته شده که از طریق سطوح تماس در مرز دو میدان ارتباط بین آن ها برقرار شده است. با توجه به شرایط ورودی،

هوای ورودی به موتور از نوع هوا با فرض گاز کامل در نظر گرفته شده است. مدل توربولانسی انتخاب شده طبق مطالعات آقای پرایسنر [۱۷] k- ω sst انتخاب شده است. برای محاسبه انتقال حرارت نیز مدل انرژی کل به کار گرفته شده است. شرایط مرزی در ورودی طبق اطلاعات موجود، دبی و دمای کل قرار داده شده و شرط مرزی در خروج از نوع فشار خروجی انتخاب شده است. برای اینکه اطلاعات به طور دقیق از یک دامنه حل به دامنه حل دیگر منتقل شوند، در سطح تماس دو دامنه حل (دو پره‌ی مجاور) گزینه‌ی صفحه مخلوط انتخاب شده و نوع اتصال شبکه‌بندی بر روی GGI تنظیم شده است. همچنین تمام دیواره‌ها با شرط عدم لغزش و آدیاباتیک در نظر گرفته شده‌اند. سایر اطلاعات مورد نیاز با توجه به اطلاعات موتور مورد نظر به دست آمده‌اند. به علاوه برای مرز ردیف پره‌های مجاور، شرط periodic در نظر گرفته شده است.

۴-۲- صحت‌سنجی

جهت صحت‌سنجی روش حل، نتایج عملکردی اولیه موتور توربو فن، با اطلاعات موتور که در مرجع [۱۱] آمده است مقایسه می‌شود. طبق این مدل‌سازی، نیروی تراست محاسبه شده برابر است با ۲۹/۷۳ KN و مصرف ویژه سوخت برابر است با ۰/۳۹۴۴۲ Kg/KW/h طبق اطلاعات موتور که در جدول ۱ ارائه شده‌اند، به ترتیب ۰/۰۰۹٪ و ۳/۸٪ نسبت به مقادیر اصلی اختلاف دارند که این مقادیر خطا می‌توانند قابل چشم‌پوشی باشند. همچنین برای صحت‌سنجی حل عددی میتوان به اختلاف کم بازده محاسبه شده برای کمپرسور فشار پایین در مدل موتور توربو فن نسبت به بازده موجود در [۱۱] اشاره کرد. بازده محاسبه شده برابر ۰/۸۴۹۵ است که ۰/۰۰۸٪ با مقدار اصلی اختلاف دارد که این مقدار نیز قابل چشم‌پوشی می‌باشد.

۴. بحث و نتایج

در مرحله اول بعد از صحت‌سنجی با مدل اصلی، فن از موتور توربو فن شبیه‌سازی شده حذف می‌شود. تغییرات ایجاد شده در اثر حذف فن، بر روی اجزای موتور مطالعه شده و سپس با اعمال شرایط جدید، توان تولیدی موتور مشتق شده از موتور هوایی محاسبه می‌شود. در ادامه با نصب پره راهنمای جریان، شرایط جدیدی بر اجزای پایین دست موتور حاکم می‌شود. در این حالت نیز با اعمال شرایط جدید توان تولیدی موتور مشتق شده از موتور هوایی به همراه سایر کمیت‌ها مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

۴-۱- بررسی موتور توربو فن

با توجه به اطلاعات موجود، مدل‌سازی عملکردی موتور توربوفن و مدل‌سازی عددی فن و کمپرسور فشار پایین صورت می‌پذیرد.

۴-۱-۱- مدل‌سازی عملکردی موتور توربوفن

در این مدل‌سازی، دبی ورودی، دما و فشار برای هر مقطع از موتور توربوفن بر اساس سیکل برایتون محاسبه شده و بازده اجزای مختلف موتور، نیروی تراست و مصرف ویژه سوخت نسبت به تراست به دست آمده‌اند. ورودی‌های این مدل‌سازی در شرایط ISO و بر اساس مرجع [۱۲] وارد شده‌اند. همچنین نقشه‌های عملکردی در نقاط خارج از طرح برای اجزای مختلف موتور نیز به دست آمده‌اند. جدول ۳، نتایج ترمودینامیکی موتور توربوفن در نقطه طراحی و جدول ۴، نتایج عملکردی موتور توربوفن در نقطه طراحی را نشان می‌دهد.

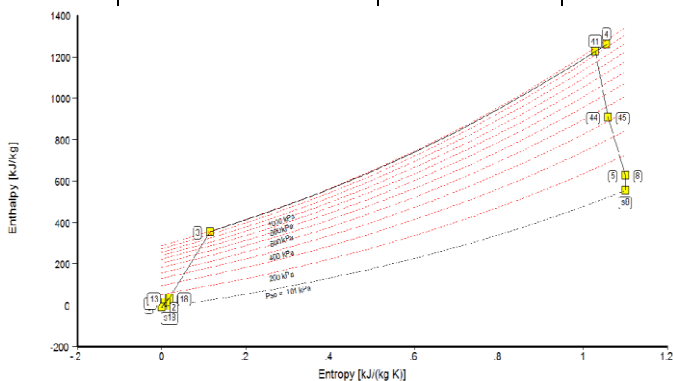
جدول ۳: نتایج ترمودینامیکی موتور توربوفن در نقطه طراحی

مقاطع	\dot{m} (Kg/s)	T(K)	P (Kpa)
۲	۱۰۳/۰۰۰	۲۸۸/۱۵	۱۰۱/۳۲۵
۱۳	۸۷/۶۲۷	۳۳۰/۰۲	۱۵۴/۰۱۴
۲۱	۱۵/۳۷۳	۳۰۹/۷۹	۱۲۶/۶۵۶
۲۴	۱۵/۳۷۳	۳۲۹/۰۶	۱۵۱/۹۸۸
۲۵	۱۵/۳۷۳	۳۲۹/۰۶	۱۵۱/۹۸۸
۳	۱۵/۳۷۳	۶۴۳/۷۸	۱۱۹۱/۵۸۲
۳۱	۱۴/۷۵۸	۶۴۳/۷۸	۱۱۹۱/۵۸۲
۴	۱۵/۰۸۴	۱۴۹۳/۸۹	۱۱۵۲/۲۶۰

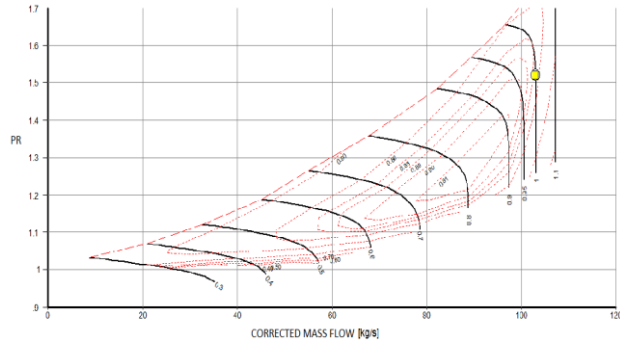
۴۱	۱۵/۶۹۹	۱۳۷۶/۵۶	۱۱۵۲/۲۶۰
۴۳	۱۵/۶۹۹	۱۱۱۵/۲۵	۴۲۴/۰۹۶
۴۴	۱۵/۶۹۹	۱۱۱۵/۲۵	۴۲۴/۰۹۶
۴۵	۱۵/۶۹۹	۱۱۱۵/۲۵	۴۲۴/۰۹۶
۴۹	۱۵/۶۹۹	۸۷۷/۷۵	۱۳۷/۴۸۷
۵	۱۵/۶۹۹	۸۷۷/۷۵	۱۳۷/۴۸۷
۸	۱۵/۶۹۹	۸۷۷/۷۵	۱۳۷/۴۸۷
۱۸	۸۷/۶۲۷	۳۳۰/۰۳	۱۵۲/۴۷۴

جدول ۴: نتایج عملکردی موتور توربوفن در نقطه طراحی

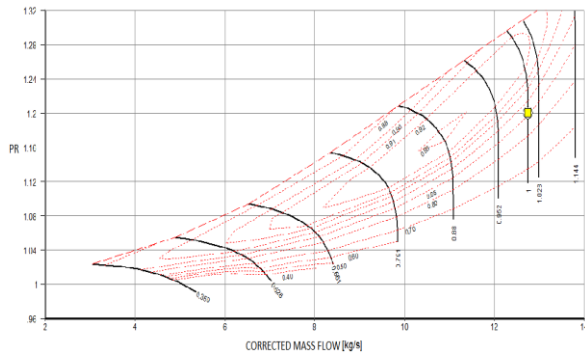
حالت	موتور توربوفن
بازده فن داخلی	۰/۸۷۶۱
بازده فن خارجی	۰/۸۷۲۷
بازده LPC	۰/۸۵۶۳
بازده HPC	۰/۸۱۴۳
بازده CC	۰/۹۸۰۰
بازده HPT	۰/۹۰۷۶
بازده LPT	۰/۸۸۶۱
نیروی تراست (KN)	۲۹/۷۳
(Kg/kN/h) TSFC	۰/۳۹۴۴۲



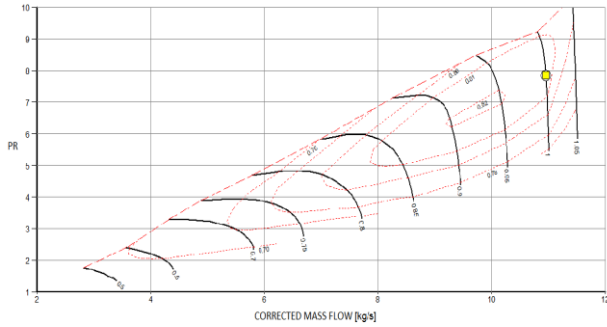
شکل ۶: نمودار آنتالپی-آنتروپی برای موتور توربوفن مورد نظر



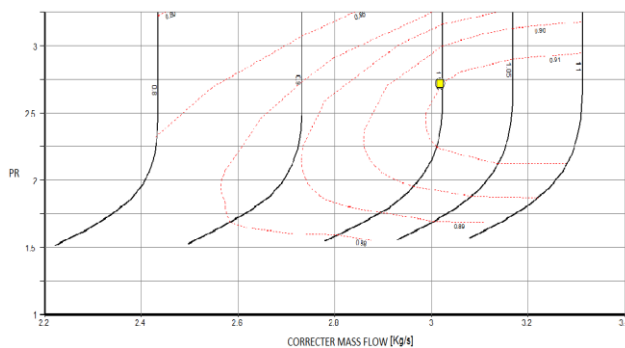
شکل ۷: نمودار عملکرد فن



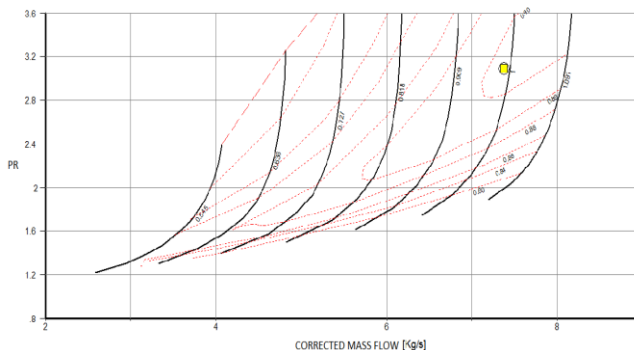
شکل ۸: نمودار عملکرد کمپرسور فشار پایین



شکل ۹: نمودار عملکرد کمپرسور فشار بالا



شکل ۱۰: نمودار عملکرد توربین فشار بالا

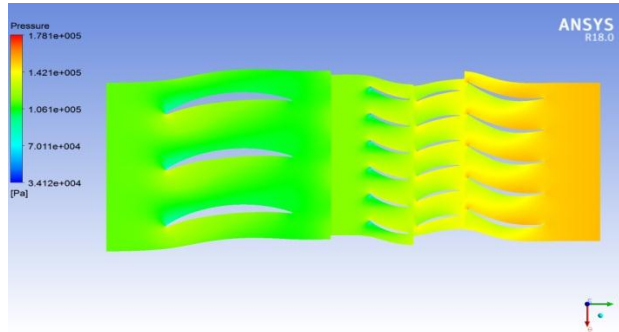


شکل ۱۱: نمودار عملکرد توربین فشار پایین

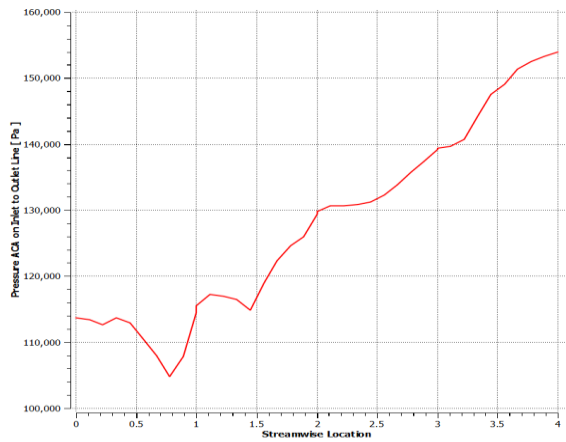
۴-۱-۲- نتایج تحلیل عددی فن و کمپرسور فشار پایین

ورودی‌های مورد نیاز برای این مدل‌سازی بر اساس نتایجی که از مدل‌سازی عملکردی به دست آمده‌اند، وارد شده‌اند. شکل ۱۲ کانتور افزایش فشار در خط میانی در موتور توربوفن را نشان می‌دهد. در این شکل افزایش سرعت در سطح مکش و افزایش فشار در سطح فشاری پره‌ها دیده می‌شود.

شکل ۱۳ نمودار افزایش فشار در طول موتور برای موتور توربوفن را نشان می‌دهد. به دلیل اینکه گذرگاه بین پره‌های فن، کمپرسور فشار پایین و کمپرسور فشر بالا حالت دیفیوزر دارد، افزایش فشار در روتور فن، استاتور فن، روتور کمپرسور و استاتور کمپرسور مشاهده می‌شود.



شکل ۱۲: کانطور افزایش فشار در خط میانی در موتور توربوفن



شکل ۱۳: نمودار افزایش فشار در طول موتور برای موتور توربوفن

جدول ۵: سایر اطلاعات به دست آمده برای موتور توربوفن

حالت	موتور توربوفن
بازده فن	۰/۸۵۳۲
LPC بازده	۰/۸۴۹۵
\dot{m} (Kg/s)	۱۵/۳۷۳
T_{out} (K)	۳۲۴/۸۱۵
P_{out} (Kpa)	۱۵۴/۰۰۴

۴-۲- بررسی عملکردی موتور مشتق شده از موتور هوایی

۴-۲-۴- نتایج مدلسازی عملکردی موتور مشتق شده از موتور هوایی

در این بخش با توجه به حذف فن و اینکه کمپرسور در شرایط خارج از طرح عمل می‌کند، مدلسازی عملکردی موتور مشتق شده بر اساس سیکل برایتون صورت گرفته است. شرایط محیطی و سایر شرایطی که مستقل از این تغییرات بوده‌اند تغییر نکرده‌اند. جدول ۶، نتایج ترمودینامیکی موتور مشتق شده از موتور هوایی با بازده جدید LPC در نقطه طراحی و جدول ۷ نتایج عملکردی موتور مشتق شده از موتور هوایی در نقطه طراحی را نشان می‌دهد. مقایسه جدول‌های ۴ و ۷ نشان می‌دهد که با حذف فن راندمان کمپرسور دچار کاهش می‌شود. همچنین مقایسه جدول‌های ۳ و ۷ مشخص می‌کند که با حذف فن، دبی جرمی هوای عبوری از بخش‌های مختلف سیستم تا ۲۰٪ کاهش می‌یابد.

جدول ۶: نتایج ترمودینامیکی موتور مشتق شده از موتور هوایی با بازده جدید LPC در نقطه طراحی

مقاطع	\dot{m} (Kg/s)	T(K)	P (Kpa)
۲	۱۲/۱۶۲۴	۲۸۸/۱۵	۱۰۰/۳۱۲
۲۴	۱۲/۶۲۴	۳۰۷/۶۶	۱۲۰/۳۷۴
۲۵	۱۲/۶۲۴	۳۰۷/۶۶	۱۲۰/۳۷۴
۳	۱۲/۵۲۴	۶۰۳/۹۹	۹۴۳/۷۳۳
۳۱	۱۲/۱۱۹	۶۰۳/۹۹	۹۴۳/۷۳۳
۴	۱۲/۴۰۰	۱۴۰۳/۸۹	۹۱۲/۵۹۰

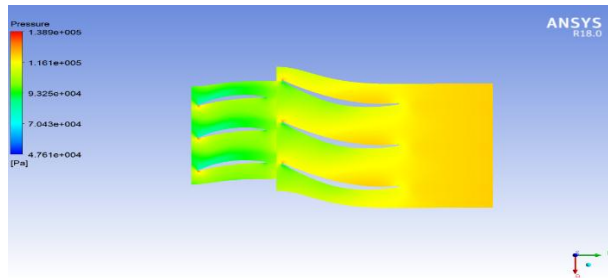
۴۱	۱۲/۹۰۵	۱۳۷۵/۳۱	۹۱۲/۵۹۰
۴۳	۱۲/۹۰۵	۱۱۳۱/۵۴	۳۶۰/۵۴۹
۴۴	۱۲/۹۰۵	۱۱۳۱/۵۴	۳۶۰/۵۴۹
۴۵	۱۲/۹۰۵	۱۱۳۱/۵۴	۳۵۶/۹۴۳
۴۹	۱۲/۹۰۵	۸۹۴/۹۴	۱۱۷/۷۰۱
۵	۱۲/۹۰۵	۸۹۴/۹۴	۱۱۷/۷۰۱
۶	۱۲/۹۰۵	۸۹۴/۹۴	۱۱۶/۵۲۴
۸	۱۲/۹۰۵	۸۹۴/۹۴	۱۱۶/۵۲۴

جدول ۷: نتایج عملکردی موتور مشتق شده از موتور هوایی در نقطه طراحی

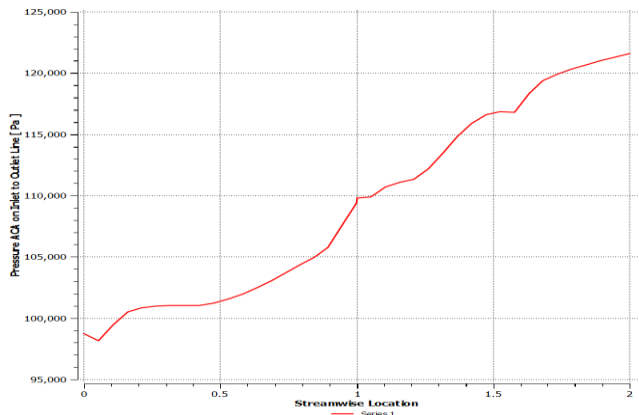
حالت	موتور مشتق شده
بازده LPC	۰/۷۸۹۵
بازده HPC	۰/۸۱۴۰
بازده CC	۰/۹۸۰۰
بازده HPT	۰/۸۹۸۰
توان تولیدی (KW)	۳۱۸۵/۵۵
PSFC (Kg/KW/h)	۰/۳۰۴۵

۴-۲-۳- نتایج تحلیل عددی کمپرسور فشار پایین

به علت اینکه در این قسمت روتور فن و استاتور فن از موتور حذف شده‌اند، ورودی‌های این مدلسازی بر اساس نتایج خارج از طرح مدلسازی عملکردی در شرایط ISO وارد شده‌اند. شکل ۱۴ کانتور افزایش فشار در خط میانی در موتور مشتق شده از موتور هوایی (بدون فن) نمایش می‌دهد. در این شکل افزایش سرعت در سطح مکش و افزایش فشار در سطح فشاری پره‌ها به وضوح دیده می‌شود. شکل ۱۵ نمودار افزایش فشار در کمپرسور فشار پایین در حالت بدون فن را نشان می‌دهد. در این نمودار هم به دلیل اینکه گذرگاه بین پره‌های فن، کمپرسور فشار پایین و کمپرسور فشر بالا حالت دیفیوزر دارد، افزایش فشار در روتور فن، استاتور فن، روتور کمپرسور و استاتور کمپرسور مشاهده می‌شود.



شکل ۱۴: کانتور افزایش فشار در خط میانی در موتور مشتق شده از موتور هوایی



شکل ۱۵: نمودار افزایش فشار در کمپرسور فشار پایین در موتور مشتق شده از موتور هوایی

جدول ۸: سایر اطلاعات به دست آمده برای موتور مشتق شده از موتور هوایی

حالت	موتور مشتق شده
LPC بازده	۰/۷۸۹۵
\dot{m} (Kg/s)	۱۲/۷۵۲
T_{out} (K)	۳۰۶/۱
P_{out} (Kpa)	۱۲۱/۵۸۶

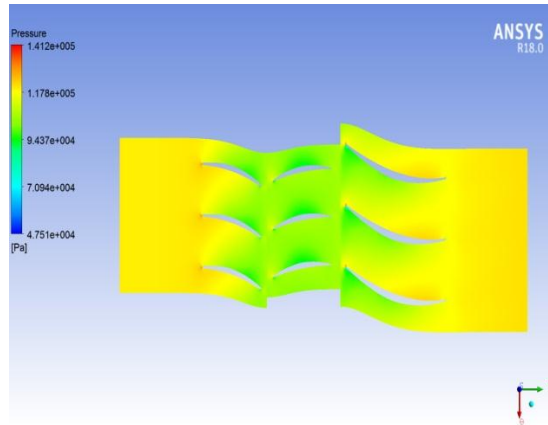
۴-۲-۴- نتایج مدل‌سازی عددی کمپرسور فشار پایین با نصب پره راهنمای

جریان

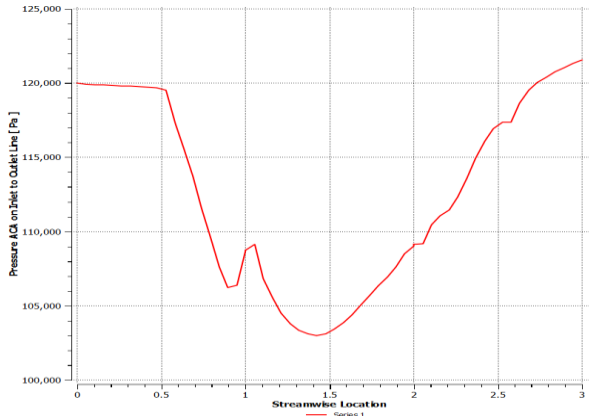
برای عملکرد بهتر کمپرسور فشار پایین موتور مشتق شده، پره راهنمای جریان در جلوی کمپرسور قرار داده می‌شود. در این قسمت شرایط ورودی نسبت به حالتی که کمپرسور فشار پایین به تنهایی تحلیل شده بود، تغییری ندارند.

شکل ۱۶، کانتور افزایش فشار در خط میانی در حالت موتور مشتق شده با پره راهنمای جریان را نشان می‌دهد. افزایش سرعت در سطح مکش و افزایش فشار در سطح فشاری

پره‌ها در این شکل دیده می‌شود. شکل ۱۷، نمودار افزایش فشار در کمپرسور فشار پایین در حالت موتور مشتق شده با پره راهنمای جریان را نشان می‌دهد. افزایش فشار در روتور و استاتور کمپرسور و افت فشار در پره راهنمای جریان در این نمودار مشهود است.



شکل ۱۶: کانتر افزایش فشار در خط میانی موتور مشتق شده با پره راهنمای جریان



شکل ۱۷: نمودار افزایش فشار در کمپرسور فشار پایین در موتور مشتق شده با پره راهنما
جدول ۹: سایر اطلاعات به دست آمده برای موتور مشتق شده با پره راهنمای جریان

حالت	IRS
LPC بازده	۰/۸۷۸۲
\dot{m} (Kg/s)	۱۲/۷۵۲
T_{out} (K)	۳۹۴/۱۷۵
P_{out} (Kpa)	۱۳۱/۵۸۴

جدول ۹، اطلاعات به دست آمده از کمپرسور برای حالت موتور مشتق شده با پره راهنمای جریان را ارائه می‌دهد. با مقایسه اطلاعات جدول ۶ و ۹ مشخص می‌شود که با نصب پره های راهنما، بازده کمپرسور ۱۱٪ افزایش می‌یابد.

توان تولیدی موتور مشتق شده از موتور هوایی در این حالت با نصب پره راهنمای جریان، به همراه سایر اطلاعات در جدول ۱۰ زیر ارائه می‌شوند. با مقایسه اطلاعات جدول ۷ و ۱۰ می‌توان فهمید که با نصب پره‌های راهنما، توان تولیدی موتور ۵٪ افزایش می‌یابد در حالی که مصرف سوخت ویژه موتور ۲٪ کاهش می‌یابد.

جدول ۱۰: نتایج عملکردی موتور مشتق شده با پره‌های راهنما در نقطه طراحی

حالت	RS
بازده LPC	۰/۸۷۸۲
بازده HPC	۰/۸۱۴۰
بازده CC	۰/۹۸۰۰
بازده HPT	۰/۹۰۶۸
توان تولیدی KW	۳۳۶۴/۲۲
PSFC (Kg/KW/h)	۰/۳۰۱۴

۴-۳-۴- بررسی نتایج افزایش دمای ورودی موتور مشتق شده با پره

راهنمای جریان و بدون آن

در این حالت با افزایش دما، شرایط عملکردی موتور مشتق شده از موتور هوایی در حالت خارج از طرح بر اساس سیکل برایتون مورد مطالعه قرار می‌گیرد. لذا برای وارد کردن اطلاعات ورودی مورد نظر، از قسمت خارج از طرح موتور مشتق شده از موتور هوایی استفاده شده است. همچنین بازده کمپرسور فشار پایین در نقطه طراحی برای دو حالت با پره راهنمای جریان و بدون آن، بازده‌های محاسبه شده از حل عددی در حالات قبلی قرار داده شده است. در این قسمت نتایج برای سه دمای ۲۵، ۳۵ و ۴۵ درجه سانتی‌گراد استخراج شده‌اند. جدول ۱۱، تاثیر افزایش دما بر عملکرد موتور قبل از نصب پره راهنمای جریان و جدول ۱۲، تاثیر افزایش دما بر عملکرد موتور بعد از نصب پره راهنمای جریان را نشان می‌دهد. اطلاعات جدول ۱۱ و ۱۲ مشخص می‌کند که افزایش دما، بازده کمپرسور و مصرف سوخت ویژه موتور افزایش می‌یابد ولی توان تولیدی موتور کاهش پیدا می‌کند.

جدول ۱۱: تاثیر افزایش دما بر عملکرد موتور قبل از نصب پره راهنمای جریان

دما	LPC بازده	توان تولیدی	PSFC (Kg/KW/h)
-----	-----------	-------------	----------------

		(KW)	
۲۵ °C	۰/۸۱۵۲	۳۱۷۶/۸۳	۰/۳۰۸۴
۳۵ °C	۰/۸۳۵۹	۳۰۳۵/۳۰	۰/۳۱۳۵
۴۵ °C	۰/۸۴۸۲	۲۸۹۲/۶۴	۰/۳۱۹۴

جدول ۱۲: تاثیر افزایش دما بر عملکرد موتور بعد از نصب پره راهنمای جریان

دما	LPC بازده	توان تولیدی (KW)	PSFC (Kg/KW/h)
۲۵ °C	۰/۹۰۶۹	۳۲۲۴/۳۱	۰/۳۰۵۲
۳۵ °C	۰/۹۲۹۸	۳۰۸۰/۸۹	۰/۳۱۰۱
۴۵ °C	۰/۹۴۳۶	۲۹۳۷/۳۴	۰/۳۱۵۹

۵- تشکر و قدردانی

به مراتب تشکر و قدردانی خود را از حامیان تحقیق که به صورت غیرمستقیم در پیشبرد آن نقش داشته‌اند، دارم.

۶- تعارض منافع

نویسنده(گان) اعلام می‌دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده‌ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

۷- دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می‌دهد.

۶. نتیجه گیری

با توجه به نتایج موجود بازده اولیه کمپرسور فشار پایین قبل از حذف فن ۸۴/۹۵٪ در نقطه طراحی به دست آمد. بعد از حذف فن و با قرار گرفتن مجموعه در حالت خارج از طرح بازده جدید کمپرسور فشار پایین محاسبه شد و مقدار آن برابر ۷۸/۹۵٪ به دست آمد که در این حالت ۶٪ بازده کمپرسور فشار پایین کاهش پیدا کرده است. با توجه به شرایط جدید توان تولیدی موتور و مصرف ویژه سوخت محاسبه شد و که هر کدام به ترتیب برابر ۳۱۸۵/۵۵ Kg/KW/h و ۰/۳۰۴۵ می‌باشند. بعد از نصب پره راهنمای جریان بازده جدید کمپرسور فشار پایین ۸۷.۸۲٪ به دست آمد که نشان می‌دهد بازده کمپرسور فشار پایین در

این حالت ۸/۸۷٪ نسبت به بازده کمپرسور فشار پایین بعد از حذف فن، افزایش پیدا کرده است. با توجه به افزایش بازده جدید، توان تولید موتور و مصرف ویژه سوخت به ترتیب برابر $3364/22 \text{ KW}$ و $0/3014 \text{ Kg/KW/h}$ به دست آمدند. در مقایسه این حالت با حالت بدون فن، توان تولیدی موتور در حدود ۵/۳۱٪ افزایش و مصرف ویژه سوخت در حدود ۱/۰۲٪ کاهش پیدا کرده است.

همچنین بعد از حذف فن، اثرات افزایش دما بر روی موتور مورد مطالعه قرار گرفت. با افزایش دما طبق نتایج بازده کمپرسور فشار پایین افزایش، توان تولیدی موتور کاهش و مصرف ویژه سوخت افزایش پیدا کرده است. به علاوه اثرات افزایش دما بر روی کمپرسور فشار پایین در دو حالت بدون پره راهنمای جریان و بعد از نصب آن بررسی شد. بر اساس نتایج به دست آمده بعد از نصب پره راهنمای جریان در دماهای 25°C ، 35°C و 45°C توان تولیدی موتور به ترتیب $47/48 \text{ KW}$ ، $45/59$ و $44/7$ افزایش و مصرف ویژه سوخت به ترتیب $0/0032 \text{ Kg/KW/h}$ ، $0/0034$ و $0/0035$ نسبت به حالت بدون فن کاهش پیدا کرده است.

۷. منابع

- [۱] Nkoi, B., P. Pilidis, and T. Nikolaidis, Performance of small-scale aero-derivative industrial gas turbines derived from helicopter engines. *Propulsion and Power Research*, ۲۰۱۳. ۲(۴): p. ۲۴۳-۲۵۳.
- [۲] Nkoi, B., *Techno-economic studies of environmentally friendly Brayton cycles in the petrochemical industry*. ۲۰۱۴, Cranfield University.
- [۳] Smith, R., *Power generation using high efficiency aeroderivative gas turbines*. ۱۹۹۶.
- [۴] Mehmetli, B.a.W., E., *High-Efficiency Combined Cycle Applications with New LM۶۰۰۰ Aero-Derivative Gas Turbines*. The ۱۶th International Energy and Environmental Fair and Conference ۲۰۱۰: p. ۵۰-۵۱.
- [۵] Horlock, J., *Aero-engine derivative gas turbines for power generation: thermodynamic and economic perspectives*. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, ۱۹۹۷. ۱۱۹(۱): p. ۱۱۹-۱۲۳.
- [۶] Badeer, G., *GE aeroderivative gas turbines-design and operating features*. GER-۳۶۹۵E, GE Power Systems, Evendale, OH, ۲۰۰۰.
- [۷] Effiom, S.O., et al., *Performance evaluation of aeroderivative gas turbine models derived from a high bypass turbofan for industrial power generation*. *Cogent Engineering*, ۲۰۱۷. ۴(۱).
- [۸] Nkoi, B. and T.G.E. Isaiah, *Advanced Cycles Large-Scale Aero-Derivative Gas Turbines: Performance Comparison*. *Journal of Power and Energy Engineering*, ۲۰۱۶. ۰۴(۰۵): p. ۷-۱۹.

- [۹] Kurzke, J., GasTurb ۱۰: A Program for Gas-Turbine Performance Calculations. User's Manual, ۲۰۰۴.
- [۱۰] Ansys, C., ANSYS CFX-solver theory guide. ANSYS CFX Release, ۲۰۰۹. ۱۵۳۱۷: p. ۷۲۴-۷۴۶.
- [۱۱] Rauch, D., Design study of an air pump and integral lift engine ALF-۵۰۴ using the Lycoming ۵۰۲ core. ۱۹۷۳.
- [۱۲] Cusick, M., Avco Lycoming's ALF ۵۰۲ high bypass fan engine. ۱۹۸۱, SAE Technical Paper.
- [۱۳] F. Oppong, S.J.V.D.S., T.W. Von Backström, and A. Lacina Diaby, Micro Gas Turbine Performance Evaluation. Ghana Journal of Technology, ۲۰۱۷. ۱: p. ۱-۸.
- [۱۴] Hana, X.-F., et al., A comprehensive review of ۳d point cloud descriptors. arXiv preprint arXiv:۱۸۰۲.۰۲۲۹۷, ۲۰۱۸.
- [۱۵] ALJAMOVSKY, A., SolidWorks. ۲۰۱۸: Book ON DEMAND Limited.
- [۱۶] Turbogrid, A., Release ۱۴.۵, components System, ANSYS Turbogrid User's Guide. ANSYS. Inc.
- [۱۷] Praisner, T. and J. Clark, Predicting transition in turbomachinery—Part I: A review and new model development. Journal of Turbomachinery, ۲۰۰۷. ۱۲۹(۱): p. ۱-۱۳.