



علمی-پژوهشی

Reducing the Specific Fuel Consumption of a Micro-Turbojet Engine by Converting it into a Micro-Turbofan Engine

Imani^{1*}, A.

Anjomrouz², A.

Rasti³, A.

Bu-Ali Sina University,
Hamedan, Iran

Sharif University of Technology,
Tehran, Iran.

Iran University of Science and
Technology, Tehran, Iran.

(Received:2023/05/10, Revised: 2023/07/12, Accepted: 2023/07/26, Published: 2024/08/25)

DOR: <https://doi.org/10.1001.1.23223278.1402.12.1.5.4>

ABSTRACT

Despite the wide use of micro-turbine engines in various aerospace fields, these engines consume a relatively high amount of fuel to provide desired thrust. The fuel consumption is a key parameter in the efficiency, endurance and range of an unmanned air vehicle. An effective approach to reduce the fuel consumption of these engines while maintaining the thrust value is to convert them into micro-turbofan engines. In this research, a mixed flow micro-turbofan engine structure derived from a micro-turbojet engine is employed. In order to analyze the performance of this structure, a thermodynamic modeling using matrix iteration method and Newton-Raphson solver is performed for a micro-turbofan engine. The findings of engine modeling are validated against a gas turbine performance simulation software. Afterwards, the required fan module is designed for the converted engine. The operation of the micro-turbofan engine in the steady-state and transient regime is investigated. Comparing the performance of the new engine with the experimental data of baseline engine indicates that despite no change in thrust value, the specific fuel consumption is reduced by 20%.

Keywords:Mixed flow, Micro-turbofan Engine, Thermodynamic Modeling, Fan Design, Specific Fuel Consumption.

کاهش مصرف سوخت ویژه یک موتور میکرو - توربوجت با تبدیل آن به موتور میکرو - توربوفن

علی راستی^۳

امین انجم روز^۲

امین ایمانی^{۱*}

دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

(تاریخ دریافت: ۲۰/۰۲/۱۴۰۲؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۴/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۱۷؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۲/۰۶/۰۳)

چکیده

با وجود کاربرد زیاد موتورهای میکروتوربینی در عرصه‌های مختلف هوافضا، اما این موتورها برای تأمین تراست مطلوب، سوخت نسبتاً بالایی مصرف می‌کنند. میزان مصرف سوخت یک پارامتر کلیدی در کارایی، مداومت پرواز و برد یک وسیله پرنده بدون سرنشین است. یک راهکار مؤثر برای کاهش مصرف سوخت این موتورها در عین حفظ میزان تراست، تبدیل آنها به موتورهای میکرو - توربوفن است. در این تحقیق، یک ساختار موتور میکرو - توربوفن با جریان آمیخته مشتق از یک موتور میکرو - توربوجت بکار گرفته می‌شود. جهت تحلیل عملکرد این ساختار، یک مدل‌سازی ترمودینامیکی با روش تکرار ماتریسی و حل‌کننده نیوتن - رافسون برای یک موتور میکرو - توربوفن انجام می‌شود. یافته‌های مدل‌سازی موتور در مقایسه با یک نرم‌افزار شبیه‌سازی عملکرد موتور توربینی صحت‌گذاری می‌شوند. پس از آن ماژول فن لازم برای موتور تبدیل یافته طراحی شده و عملکرد موتور میکرو - توربوفن در حالت پایا و گذرا مورد بررسی قرار می‌گیرد. مقایسه عملکرد موتور جدید با داده‌های تست موتور پایه نشان می‌دهد که علی‌رغم عدم تغییر در مقدار تراست، مصرف سوخت ویژه به اندازه ۲۰ درصد کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: جریان آمیخته، موتور میکرو-توربوفن، مدل‌سازی ترمودینامیکی، طراحی فن، مصرف سوخت ویژه

^۱ - استادیار (نویسنده پاسخگو): a.imani@basu.ac.ir

^۲ - دانشجوی دکتری: amin.anjomrouz@mech.sharif.edu

^۳ - دکتری تخصصی: alirasti@iust.ac.ir



۱- مقدمه

کاربرد موتورهای میکروتوربین گاز در صنایع مختلف روبه افزایش است. موتورهای میکروتوربینی بیشتر به عنوان عامل پیشران در هواپیماهای بدون سرنشین و همین طور به عنوان واحد توان کمکی^۱ برای هواپیماهای تجاری و یا برای تولید برق اضطراری استفاده می شوند. علاوه بر این، می توان از این موتورها در وسایل نقلیه الکتریکی هیبریدی و نیز به عنوان درایو مکانیکی برای پمپها و کمپرسورها استفاده نمود [۱]. ویژگی نسبت توان به وزن بالا، قابلیت چند-سوختی و سادگی نسبی طراحی و تولید از جمله عوامل مهمی است که منجر به بهره برداری و توسعه روز افزون این موتورها شده است. در سالهای اخیر، بهبود عملکرد این موتورها مورد توجه محققان و شرکتها قرار گرفته است و فعالیتهایی در حوزه بهبود طراحی اجزای مختلف موتور مانند کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، نازل، ورودی موتور و همچنین سیستم کنترل انجام گرفته است. یکی از نقاط ضعف میکروتوربینها داشتن مصرف سوخت ویژه^۲ نسبتاً بالا است. با توجه به استفاده زیاد از اینگونه موتورها بعنوان پیشران سامانههای هوایی، سوخت مصرفی یکی از پارامترهای مهم و تعیین کننده در ابعاد، وزن، هزینه و مداومت پروازی این وسایل است.

موتورهای توربوفن نسبت به موتورهای توربوجت مصرف سوخت ویژه کمتری دارند؛ زیرا بخش عمده ای از تراست تولیدی این موتورها از طریق هوای خروجی از نازل مسیر کنارگذر موتور تأمین می شود. بنابراین، برای تولید تراستی معادل با تراست موتور توربوجت، مصرف سوخت کمتری خواهند داشت. طراحی و ساخت یک موتور توربوفن جدید زمان و هزینه بالایی می طلبد در حالی که توسعه یک موتور توربوجت موجود و تبدیل آن به توربوفن هزینه و پیچیدگی کمتری دارد. البته این کار مستلزم بازطراحی، اضافه نمودن المانهای جدید مانند فن و در صورت لزوم طبقات کمپرسور، توربین و... می باشد لکن کمترین تغییر در هسته موتور اتفاق خواهد افتاد.

یک راهکار مؤثر جهت بالابردن کارایی میکرو-توربوجتها و کاهش میزان سوخت مصرفی آنها، تبدیل این موتورها به

میکرو - توربوفن است. در سالهای اخیر تحقیقاتی در این زمینه انجام گرفته است. در یک تحقیق توسط کادوش و کوکورل [۲] عملکرد یک موتور میکرو - توربوفن حاصل از تبدیل یک موتور میکرو - توربوجت مورد بررسی قرار گرفت. این موتور به صورت توربوفن با جریان غیر آمیخته بوده و در آن از گیربکس انتقال متغیر پیوسته^۳ و نازل کنارگذر متغیر استفاده شد. نتایج این تحقیق افزایش میزان تراست و کاهش چشمگیر میزان سوخت را نسبت به موتور توربوجت پایه نشان می دهد. در ادامه این تحقیق، عملکرد موتور میکرو توربوفن با گیربکس و نازل متغیر به عنوان پیشران مدل یک هواپیمای بدون سرنشین مورد ارزیابی قرار گرفت [۳]. نتایج شبیه سازی نشان داد که موتور جدید میزان مصرف سوخت را در انجام مأموریت در ماخ و ارتفاعهای مختلف به صورت قابل ملاحظه ای کاهش و مداومت پرواز را افزایش می دهد. در تحقیق دیگری توسط ویاس و همکاران [۴] رسیدن به هندسه ورودی هوا برای عملکرد یک موتور میکرو - توربوفن در محدوده ترانسونیک^۴ با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی مدنظر قرار گرفت. طرحهای انتخاب شده جهت سنجش اثر عدد ماخ و زاویه حمله در شرایط خارج طرح ارزیابی شدند. عملکرد ورودی به یک نقشه فشار بازیابی به صورت تابعی از شرایط عملیاتی خلاصه شد. این نقشه در یک مدل موتور با استفاده از جعبه ابزار T-MATS ادغام شد تا تغییرات مصرف موتور را در رژیمهای مختلف ورودی ارزیابی کند. در مقاله مذکور یک روش برای طراحی ورودی های موتور با سرعت بالا تشریح شده است و اثرات زاویه نصب را بر روی یک هندسه بهینه شده از نظر بازیابی فشار و عملکرد موتور مشخص می کند. در یک پژوهش دیگر توسط لارج و پسایریدیس [۵] موضوع تبدیل موتور میکرو - توربوجت به میکرو توربوفن با استفاده از گیربکس متغیر پیوسته مورد بررسی قرار گرفت. هدف، دستیابی به سیستم پیشران برای پهپادهای کوچک تاکتیکی با وزن کمتر از ۶۰۰ kg بود. برای این منظور، موتور میکرو - توربوجت BMT 120 KS به عنوان موتور پایه انتخاب شده و ارزیابی عملکرد موتور تبدیل یافته با استفاده از نرم افزار عملکرد توربین گاز GasTurb13 انجام شد. سپس طراحی اولیه یک کمپرسور

3- Continuously Variable Transmission (CVT)

4 -Transonic

1 -Auxiliary power unit

2 -Specific Fuel Consumption (SFC)

تعیین شد. سپس هندسه و ابعاد فن شامل نوع ایرفویل، طول و پیچش پره، تعداد پره و قطر کلی فن تعیین گردید.

در تحقیقاتی که تاکنون در حوزه رسیدن به موتور میکرو - توربوفن از موتور میکرو - توربوجت انجام شده است عموماً از گیربکس‌های کاهنده جهت جداکردن فن از شفت هسته استفاده شده است. موتورهای حاصل به صورت توربوفن با جریان غیرآمیخته هستند و نسبت کنارگذر بالایی دارند. اگرچه راهکارهای ارائه شده منجر به کاهش قابل ملاحظه میزان سوخت شده است؛ اما در عمل امکان اجراکردن این روش‌ها به دلیل در دسترس نبودن گیربکس با ابعاد کوچک و با قابلیت کارکرد در دورهای خیلی زیاد و توان نسبتاً بالا وجود ندارد.

در تحقیق حاضر، ساختار موتور میکرو - توربوفن تک‌محوره با جریان آمیخته و نسبت کنارگذر کم مدنظر قرار می‌گیرد. موتور جدید مشتق از یک موتور میکرو - توربوجت بوده و به دلیل عدم استفاده از گیربکس و حداقل تغییرات در موتور پایه، امکان اجراشدن بالایی دارد. جهت تحلیل عملکرد موتور یک مدل‌سازی ترمودینامیکی در محیط MATLAB-Simulink انجام شده و فن لازم برای دستیابی به ساختار پیشنهادی طراحی می‌شود. عملکرد موتور میکرو - توربوفن در تأمین تراست و میزان سوخت مصرفی با داده‌های تست تجربی موتور میکرو - توربوجت پایه مقایسه خواهد شد.

۲- ساختار موتور میکرو-توربوفن

برای دستیابی به یک موتور میکرو - توربوفن، اضافه کردن جزء فن به موتور میکرو - توربوجت پایه ضروری است. فن را می‌توان به طرق مختلف به موتور اضافه کرد. برای این منظور، می‌توان یک شفت فشار پایین^۲ به موتور اضافه کرد و با اضافه کردن یک طبقه توربین فشار پایین^۳، فن را به محور فشار پایین متصل کرد. در روشی دیگر می‌توان فن را از طریق یک گیربکس بر روی محور موتور قرارداد تا دور فن کمتر از دور محور موتور باشد. روش دیگر آن است که فن مستقیماً بر روی محور موتور قرار گیرد و با دور محور موتور بچرخد. در روش اول طراحی و ساخت روتور فشار پایین با توجه به ابعاد کوچک موتور بسیار پیچیده و پرهزینه است. در روش دوم نیز در دسترس بودن گیربکسی با ابعاد کم که بتواند در دورهای بسیار زیاد انتقال توان داشته باشد

فشار پایین^۱ برای موتور پیشنهادی با استفاده از روش‌های محاسبه خط میانگین انجام گرفت. با توجه به تجزیه و تحلیل انجام شده، عملکرد موتور میکروتوربین نسبت به موتور پایه از نظر تراست و مصرف سوخت ویژه بهبود محسوسی یافت. ایلهان و همکاران [۶] نیز برای ساختار میکرو - توربوفن با گیربکس متغیر پیوسته، یک سیستم فشرده‌سازی هوای کم‌فشار را تعریف کردند و به جای بوستر جداگانه و پیچیده برای استخراج توان بیشتر از توربین اصلی، بهبود عملکرد فن را مدنظر قرار دادند. طرح ارائه شده شامل افزایش وتر و در نتیجه افزایش قابل توجه فشار و سرعت محوری در ریشه فن شد و پیچش شدید فن را در پی داشت. از سوی دیگر، ریشه استاتور ترنسونیک متناظر تلفات اختلاط پایین دست را تا حد زیادی افزایش داد. علاوه بر این، یک محدودیت در داکت پایین دست کمپرسور به دلیل افزایش قابل توجه در نیازمندی‌های دیفیوزر ایجاد شد. شبیه‌سازی فن مورد استفاده در این پژوهش در مقاله‌ای دیگر توسط گارباژ و آکارر [۷] گزارش گردید. اوتل و ویلینگر [۸] در پژوهشی، طراحی ترمودینامیکی و مکانیکی یک موتور میکروتوربوشفت مشتق شده از یک موتور میکروتوربوجت را انجام دادند. آنها با طراحی یک طبقه توربین توان برای موتور میکروجت OLYMPUS HP بر مبنای محاسبات سیکل ترمودینامیکی و در نظر گرفتن سایر تغییرات لازم روی موتور پایه، یک طراحی بهینه برای کمینه کردن وزن موتور و خصوصاً وزن گیربکس مورد استفاده، ارائه کردند. صدیقی و فاضلی [۹] در پژوهش خود، توربین توان مورد نیاز برای تبدیل یک موتور توربوجت به توربو شفت را طراحی و شبیه‌سازی کردند. در این تحقیق، طراحی توربین بر اساس روش اینلی-ماتیسون انجام گردید و سپس نتایج حاصل از طراحی به کمک شبیه‌سازی سه‌بعدی و داده‌های تجربی موجود ارزیابی شد.

در تحقیقی دیگر کلی و همکاران [۱۰]، طراحی، تحلیل و ملاحظات ساخت فن برای یک موتور میکرو توربوفن دارای گیربکس را مدنظر قرار دادند. هدف آنها افزایش تراست و کاهش میزان مصرف سوخت ویژه در ماخ و ارتفاع‌های بالاتر نسبت به یک موتور توربوپراپ بود. برای این منظور، ابتدا میزان نسبت کنارگذر و نسبت فشار فن جهت رسیدن به میزان تراست و مصرف سوخت ویژه موتور

2 -Low Pressure (LP) shaft

3 -Low Pressure Turbine (LPT)

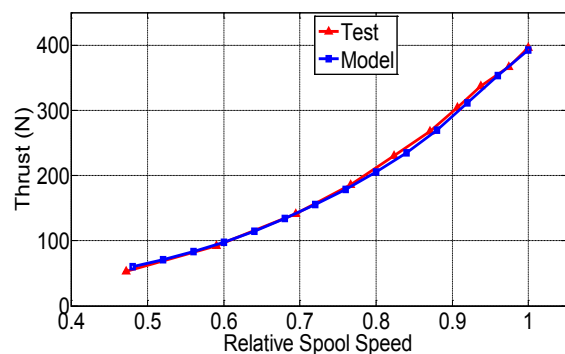
1-Low Pressure Compressor (LPC)

پیش از طراحی موتور میکرو-توربوفن، ابتدا باید رفتار و عملکرد موتور میکرو-توربوجت پایه در شرایط نقطه طراحی و خارج طرح مورد بررسی و تحلیل قرار گیرد. نقطه طراحی موتور در شرایط بیشینه تراست در شرایط SLS (ماخ و ارتفاع صفر) و ISA (شرایط استاندارد آب‌وهوایی) در نظر گرفته می‌شود. ورودی‌های لازم برای مدل‌سازی این موتور با استفاده از نرم‌افزار GasTurb در جدول ۲ آمده است.

جدول (۲): ورودی‌های لازم برای مدل‌سازی موتور میکرو-توربوجت پایه

مقدار	متغیر	جزء موتور
۰/۶۶	دبی ورودی (kg/s)	ورودی هوا
۰/۹۹	نسبت فشار دهانه ورودی	
۰/۷۵	راندمان آیزنتروپیک	کمپرسور
۳/۸	نسبت فشار	
۰/۸۰	راندمان	محفظه احتراق
۰/۹۵	نسبت فشار	
۱۲۲۰	دمای خروجی از محفظه (K)	
۰/۸۲	راندمان آیزنتروپیک	توربین
۰/۹۹	راندمان مکانیکی	شفت
۰/۹۹	ضریب تراست نازل	نازل آگزوز

خروجی‌های مهم مدل‌سازی شامل میزان تراست و مصرف سوخت برحسب دور نسبی شفت به ترتیب در شکل‌های ۲ و ۳ ارائه شده است. حداکثر خطای مربوط به تطابق تراست برابر ۳ درصد و برای میزان مصرف سوخت برابر ۶ درصد است.



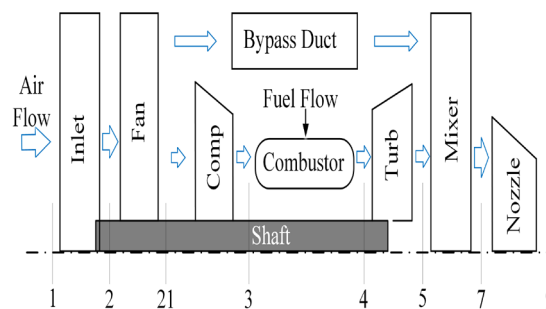
شکل (۲): تراست موتور پایه برحسب دور نسبی شفت

تابه‌حال گزارش نشده است. در این تحقیق دستیابی به موتور میکرو - توربوفن با کمترین تغییرات در موتور پایه مدنظر است؛ لذا روش سوم مدنظر قرار می‌گیرد و فن مستقیماً بر روی شفت اصلی موتور که کمپرسور و توربین روی آن قرار دارند، نصب می‌شود. مزیت اصلی این راهکار طراحی و تحلیل ساده‌تر و پیچیدگی و هزینه کمتر در فرآیند ساخت است. از سوی دیگر، با توجه به اینکه فن بر روی محور اصلی موتور قرار گرفته و با سرعت نسبتاً زیاد دوران دارد، به علت محدودیت‌های آیرودینامیکی و سازه‌ای نمی‌توان قطر آن را از حد مشخصی بیشتر کرد و در نتیجه یک نسبت کنارگذر اندک حاصل شده و منجر به محدودیت در میزان ارتقاء تراست و کاهش مصرف سوخت ویژه موتور می‌شود.

برای این منظور، موتور میکرو-توربوجت مدل AMT-Titan به‌عنوان موتور پایه انتخاب می‌شود [۱۱]. مشخصات این موتور در جدول ۱ ارائه شده است. شماتیک موتور میکرو-توربوفن این تحقیق و اجزای آن در شکل ۱ نشان داده شده است. در بخش بعدی جهت تعیین مشخصات اجزای موتور میکرو-توربوفن و تحلیل عملکرد آن یک مدل‌سازی ترمودینامیکی انجام می‌گیرد. مدل به دست آمده می‌تواند برای طراحی کنترلر نیز بکار گرفته شود.

جدول (۱): مشخصات موتور میکرو-توربوجت پایه [۱۱]

مقدار	پارامتر
۳۹۲	تراست (N)
۹۶۰۰۰	دور موتور (rpm)
۶۶۰	دبی هوای ورودی (g/s)
۳/۸	نسبت فشار کمپرسور
۱۲۲۰	دمای ورودی توربین (K)
۱۷	دبی سوخت (g/s)
۴۳/۳	مصرف سوخت ویژه (SFC) (g/ (kN.s)



شکل (۱): شماتیک اجزای موتور میکرو-توربوفن با جریان آمیخته

$$BPR = \frac{\dot{m}_{bypass}}{\dot{m}_{core}} \quad (1)$$

معادلات جبری حاکم بر کمپرسور عبارتند از [۲۰]:

$$\theta = \frac{T_{tin}}{T_{std}}, \quad \delta = \frac{P_{tin}}{P_{std}}, \quad N_c = \frac{N}{\sqrt{\theta}}$$

$$\dot{m}_{c,map} = f_1(N_c, \beta_{line})$$

$$\pi = f_2(N_c, \beta_{line})$$

$$\eta = f_3(N_c, \beta_{line}) \quad (2)$$

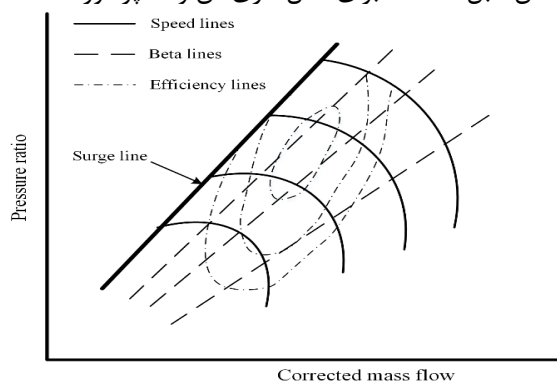
$$\dot{m}_{out} = \frac{\dot{m}_{c,map}}{\sqrt{\theta/\delta}}$$

$$h_{tout} = \frac{h_{tout,ideal} - h_{tin}}{\eta} + h_{tin}$$

$$P_{tout} = \pi(P_{tin}), \quad T_{tout} = f(P_{tout}, h_{tout})$$

$$\tau = \frac{\dot{m}_{out}(h_{tin} - h_{tout})}{N \left(\frac{2\pi}{60} \right)}$$

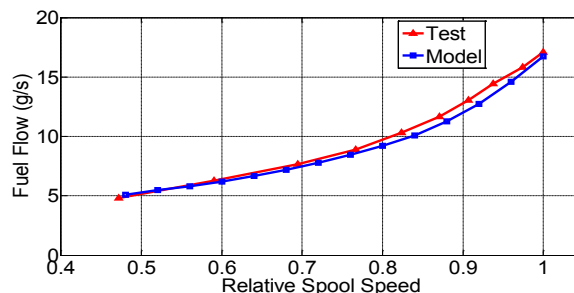
که f_1 ، f_2 و f_3 توابع یا جداول جستجویی هستند که نقشه یک کمپرسور را تعریف می‌کنند. نمای کلی نقشه یک کمپرسور در شکل ۴ نشان داده شده است. مشخصات گاز مانند آنتالپی و دما از جداول گاز تعیین می‌شوند. روابط این بخش قابل استفاده برای مدل‌سازی فن و کمپرسور است.



شکل (۴): نمای کلی نقشه عملکردی یک کمپرسور

۳-۲- محفظه احتراق

در محفظه احتراق سوخت تزریق شده با هوای فشرده ترکیب شده و پس از احتراق، هوای با دمای بالا تولید می‌شود. این هوای داغ منجر به چرخش توربین شده و با عبور از نازل ایجاد تراست می‌کند. افت فشار در محفظه احتراق ثابت فرض می‌شود. روابط مربوط به این بخش عبارتند از:



شکل (۳): سوخت موتور پایه برحسب دور نسبی شفت

۳- مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور میکرو-توربوفن

مدل ترمودینامیکی در این مقاله از نوع مدل سطح جز^۱ است و از روابط ترمودینامیکی فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، میکسر و نازل و همین‌طور داده‌های مربوط به نقشه‌های عملکرد^۲ اجزا به دست می‌آید [۱۲]. نقشه عملکرد یک جز شامل ۳ جدول جستجو^۳ است که رابطه بین نسبت فشار، دبی جرمی اصلاح شده و بازده جز را بر اساس سرعت اصلاح شده شفت و مقدار بتا^۴ مشخص می‌کند [۱۳]. در مدل حاضر از مشخصات میانگین سیال در ورود و خروج هر جز و از نقشه‌های مقیاس شده برای فن، کمپرسور و توربین استفاده می‌شود. با استفاده از داده نقشه‌های اجزای ارائه شده در [۱۴-۱۷] به همراه روش‌های مقیاس کردن [۱۸]، نقشه‌های مقیاس شده^۵ برای اجزای موتور استخراج می‌شوند. مدل‌سازی در محیط MATLAB-Simulink انجام شده و در این فرآیند از امکانات جعبه‌ابزار برای مدل‌سازی و تحلیل سیستم‌های ترمودینامیکی (T-MATS) ارائه شده توسط مرکز تحقیقات گلن ناسا^۶ (GRC) استفاده می‌شود [۱۹]. در ادامه روابط مربوط به اجزای موتور تشریح می‌شود.

۳-۱- فن و کمپرسور

فن در جلوی موتور قرار گرفته و جریان هوای ورودی به موتور پس از آن به دو بخش جریان هسته و جریان کنارگذر تقسیم می‌شود. نسبت کنارگذر موتور به صورت نسبت جریان هوای کنارگذر به جریان هسته تعریف می‌شود:

- 1 -Component level model
- 2 -Performance maps
- 3 -Lookup table
- 4-Beta value
- 5- Scaled maps
- 6-Glenn Research Center

$$\begin{aligned} \dot{m}_{out} &= \dot{m}_{1in} + \dot{m}_{2in} \\ Area_{out} &= Area_{1in} + Area_{2in} \\ h_{out} &= \frac{\dot{m}_{1in} h_{t1in} + \dot{m}_{2in} h_{t2in}}{\dot{m}_{out}} \end{aligned} \quad (5)$$

فشار خروجی میکسر بر اساس یک فرآیند تکراری تعیین می‌شود [۱۹].

۵-۳- نازل

نازل موتور دارای سطح مقطع ثابت خروجی و از نوع همگرا است. علاوه بر مشخصات سیال ورودی به نازل، فشار استاتیکی محیط در خروجی نازل روی جریان نازل اثرگذار است. مشخصات جریان بر اساس چوک شدگی یا غیر آن با مقایسه نسبت فشار نازل با نسبت فشار بحرانی تعیین می‌شود. روابط حاکم بر نازل عبارت‌اند از:

$$\begin{aligned} \pi &= \frac{P_{tin}}{P_{amb}} \\ P_s &= g(h_{tin}, P_{tout}, M=1) \\ \pi_{critical} &= \frac{P_{tin}}{P_s} \end{aligned} \quad (6)$$

If $\pi > \pi_{critical}$

$$[P_s, u] = g_1(h_{tin}, P_{tout}, M=1)$$

else

$$[P_s, u] = g_2(h_{tin}, P_{tout}, P_s = P_{amb})$$

$$Thrust = \dot{m}_{out} u C_v + (P_{out} - P_{amb}) A_e, C_v = 1$$

۶-۳- شفت

با استفاده از گشتاور تولیدی توسط توربین و گشتاور مصرفی فن و کمپرسور، می‌توان دینامیک شفت را به صورت زیر نوشت:

$$\dot{N} = \frac{\Delta \tau}{J \left(\frac{2\pi}{60} \right)} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} P_{tout} &= (1-K) P_{tin} \\ \dot{m}_{gas,out} &= \dot{m}_{air,in} + \dot{m}_f \\ h_{tout} &= \frac{\eta_b \dot{m}_f H + \dot{m}_{in} h_{tin}}{\dot{m}_{out}} \\ FAR &= \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{air,in}} \end{aligned} \quad (3)$$

که K درصد افت فشار در محفظه و H ارزش حرارتی سوخت است.

۳-۳- توربین

با انبساط گاز در توربین کار انجام شده و این کار کمپرسور را می‌چرخاند. روابط حاکم بر توربین عبارت‌اند از:

$$\begin{aligned} \theta &= \frac{T_{tin}}{T_{std}}, \delta = \frac{P_{tin}}{P_{std}}, N_c = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \\ \dot{m}_{out} &= g_1(N_c, \beta line) \\ \pi &= g_2(N_c, \beta line) \\ \eta &= g_3(N_c, \beta line) \\ h_{tout_g} &= h_{tin} - (h_{tin} - h_{tout_g,ideal}) \eta \\ P_{tout} &= \pi(P_{tin}), T_{tout} = f(P_{tout}, h_{tout}) \\ h_{tout} &= \frac{1}{\dot{m}_{out}} [h_{tin} \dot{m}_{tin} + \eta (h_{tin} - h_{tout_g,ideal}) \dot{m}_{in}] \\ \tau &= \frac{\dot{m}_{out} (h_{tin} - h_{tout_g})}{N \left(\frac{2\pi}{60} \right)} \end{aligned} \quad (4)$$

مشابه کمپرسور، در اینجا g_1 ، g_2 و g_3 مجموعه توابع یا جداول جستجویی هستند که نقشه یک توربین را تعریف می‌کنند.

۴-۳- میکسر

در میکسر جریان گذرنده از توربین و مجرای کنارگذر با هم ترکیب می‌شوند. با روابط بقای جرم، انرژی و مومنت مشخصات جریان ترکیب شده به دست می‌آید. برای این بخش روابط زیر برقرار است:

مشخصات نقطه طراحی المان‌های هسته موتور میکرو-توربوجت مورد مطالعه از عملکرد خارج طرح موتور پایه تعیین می‌شود. مشخصات نقطه طراحی موتور میکرو-توربوجت در شرایط استاتیکی سطح دریا^۲ و هوای استاندارد^۳ در جدول ۳ آمده است.

از آنجایی که مهم‌ترین تغییر در موتور پایه برای رسیدن به موتور جدید اضافه نمودن فن است؛ لذا پروسه طراحی فن برای این موتور در بخش بعدی ارائه می‌شود.

جدول (۳): مشخصات نقطه طراحی موتور میکرو-توربوجت

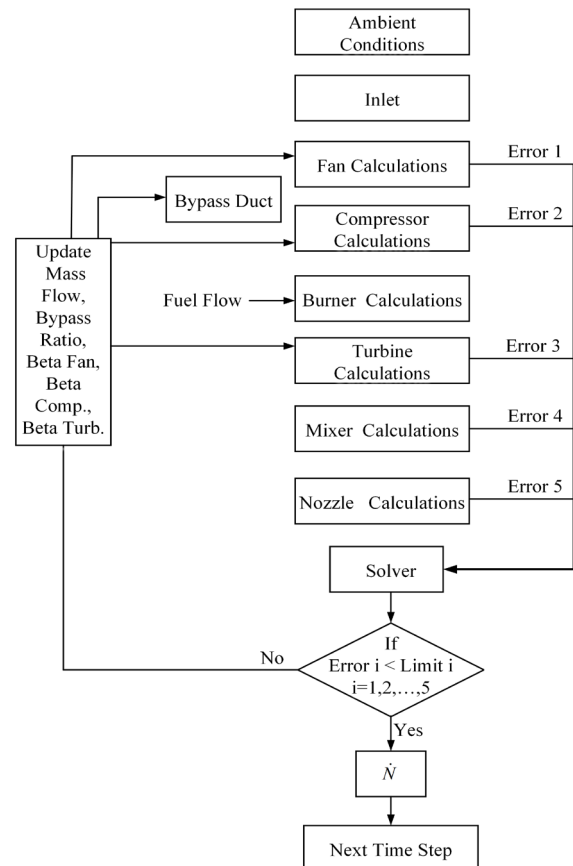
مقدار	پارامتر
حدود ۸۰۰۰	دور موتور (rpm)
۱۰۰۰	دبی هوای ورودی (g/s)
۰/۹	نسبت کنارگذر
۱/۳۵	نسبت فشار فن
۲/۸	نسبت فشار کمپرسور
۱۲۲۰	دمای ورودی توربین (K)
۰/۰۰۶	سطح مقطع میکسر (m ²)

۴- طراحی اولیه فن

در این بخش، هندسه، ابعاد و مشخصات روتور فن و استاتور طبق یک پروسه طراحی تعیین می‌شوند. برای این منظور، ابتدا بعضی پارامترها بعنوان ورودیهای پروسه طراحی انتخاب می‌شوند. در حقیقت پارامترهای ورودی، اهداف طراحی هستند که در انتهای پروسه باید برآورده شوند. دبی جرمی جریان \dot{m}_e نسبت فشار کلی P_{02}/P_{01} و بازده η به عنوان ورودیهای طراحی انتخاب می‌شوند. برای تعیین قطر فن، تخمین سرعت ورودی و محدودیت‌های سرعت و عدد ماخ در نظر گرفته می‌شوند. یکی از اعداد بی‌بعد مؤثر در فرایند طراحی عدد ماخ نسبی جریان در نوک پره فن است. حالت ایده‌آل آن است که مقدار عدد ماخ کمتر از یک باشد که این امر همیشه رخ نمی‌دهد. مقادیر عدد ماخ نسبی نوک پره بین ۱ تا ۱/۲ نیز معمول است. گاهی برخی دیگر از قیود طراحی باعث می‌شوند که ماخ نوک پره تا حدود ۱/۷ نیز بالا برود [۲۳]، ولی ترجیح بر این است که این اتفاق رخ ندهد. در فرآیند طراحی فن یک کد یک-بعدی به همراه قابلیت‌های نرم‌افزار Vista AFD بکار گرفته می‌شوند. روند

که در این رابطه \dot{N} شتاب زاویه‌ای شفت، $\Delta\tau$ اختلاف گشتاور تولیدی توسط توربین و گشتاور لازم برای کمپرسور و فن و J ممان اینرسی روتور می‌باشد.

جهت دستیابی به مدل ترمودینامیکی به روش تکرار ماتریسی بعضی پارامترهای موتور حدس زده شده و به همین تعداد، خطا تعریف می‌شود [۲۱]. برای این منظور، در این تحقیق، مقادیر جریان هوای ورودی موتور، نسبت کنارگذر و مقادیر بتا برای فن، کمپرسور و توربین حدس زده شده و خطاهای مربوط به بقای جرم در فن، کمپرسور، توربین، میکسر و نازل مدنظر قرار می‌گیرند. حدس‌ها در هر تکرار تغییر کرده تا اینکه با یک پروسه عددی میزان خطاها از مقدار تعریف شده کمتر گردد. پروسه عددی معمولاً با استفاده از قاعده حل تکراری نیوتن-رافسون^۱ انجام می‌گیرد [۲۲]. شکل ۵ روند تکراری حل معادلات برای رسیدن به مدل گذرا را نشان می‌دهد. ساختار ماژولار مدل ترمودینامیکی در محیط MATLAB-Simulink و ارتباط بین اجزای مختلف در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل (۵): روش تکرار ماتریسی برای مدل‌سازی

ترمودینامیکی موتور

2-Sea Level Static (SLS)

3-International Standard Atmosphere (ISA)

1-Newton-Raphson

$$T_1 = T_{01} - \frac{c_1^2}{2C_p}$$

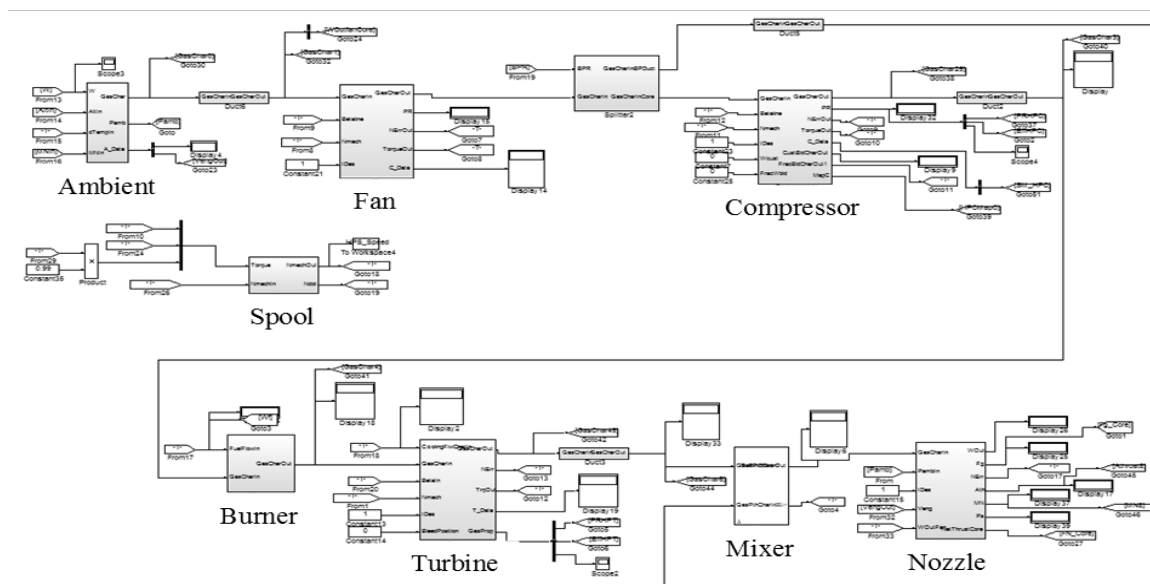
$$P_1 = P_{01} \left(\frac{T_1}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (8)$$

$$\rho_1 = \frac{P_1}{RT_1}$$

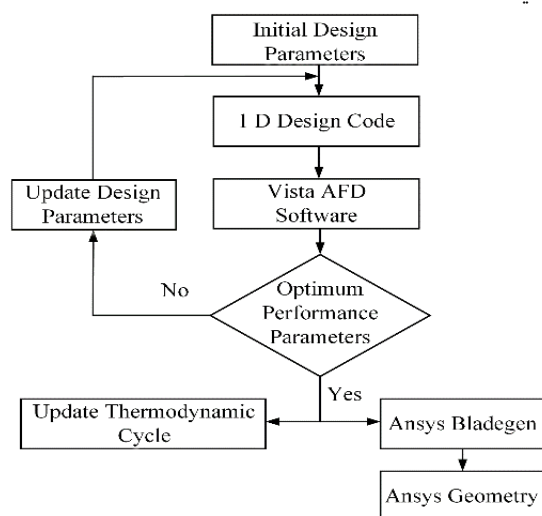
طراحی در شکل ۷ نشان داده شده است. اطلاعات پارامترهای اولیه طراحی (یعنی دبی جرمی، نسبت فشار و بازده آیزنتروپیک) از طراحی سیکل ترمودینامیکی استخراج می‌شوند. با استفاده از سرعت جریان و فرض جریان آیزنتروپیک می‌توان کمیت‌های استاتیک و چگالی جریان را تعیین نمود:

اکنون با استفاده از معادله پیوستگی می‌توان نوشت:

$$\dot{m}_a = \rho_1 A_1 c_1 = \frac{\rho_1 \pi d_s^2}{4} \left[1 - \left(\frac{d_h}{d_s} \right)^2 \right] c_{a1} \quad (9)$$



شکل (۶): مدل‌سازی موتور میکرو توربوفن در محیط MATLAB-Simulink



شکل (۷): روند طراحی اولیه فن

در رابطه (۹)، قطر ریشه و نوک پره مجهول هستند و با انتخاب هر کدام از آنها مقدار دیگری به دست می‌آید. پیشنهاد مرسوم برای نسبت قطر ریشه به نوک پره عددی بین ۰/۴ تا ۰/۶ است [۵، ۲۴]. با تغییر این نسبت و بکارگیری قید عدد ماخ نسبی جریان در نوک پره، با استفاده از روابط زیر می‌توان یک نسبت بهینه را انتخاب کرد.

$$M_{rel s1} = \frac{w_{s1}}{\sqrt{\gamma RT_1}} \quad (10)$$

$$w_{s1} = \sqrt{u_{s1}^2 + c_1^2}$$

$$u_{s1} = \pi N d_{s1}$$

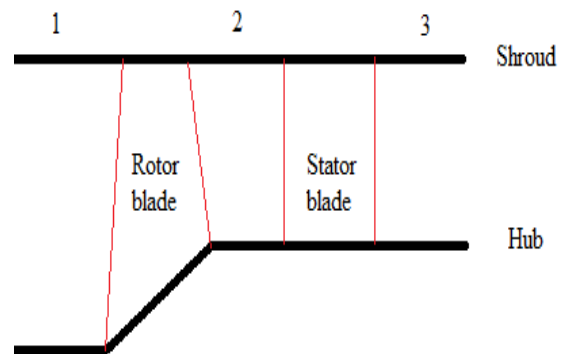
اساس زاویه خروج هوا و زاویه جریان تعیین می‌گردد، سپس با استفاده از نسبت منظر (h/c) و ارتفاع پره (h)، گام پره (s) در شعاع میانگین محاسبه می‌شود. پس از محاسبه گام، تعداد پرها به صورت زیر به دست می‌آید.

$$n = \frac{2\pi r_m}{s} \quad (12)$$

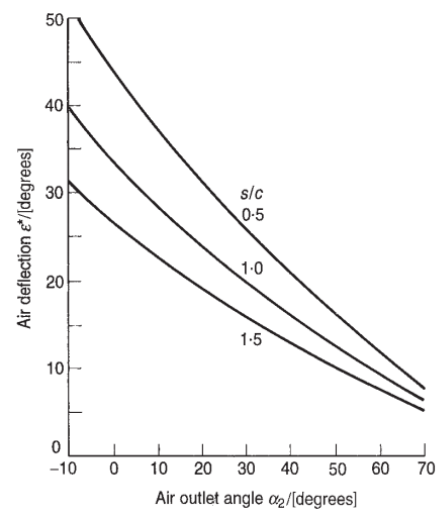
طبق رابطه (۱۲) و بهینه بودن سایر کمیت‌های وابسته به تعداد پره، تعداد پره‌های روتور و استاتور فن به ترتیب ۱۷ و ۱۵ عدد در نظر گرفته می‌شوند. مشخصات فن طراحی شده در جدول ۴ آمده است. نقشه مقیاس‌شده فن نیز در شکل ۱۰ نشان داده شده است. یک مدل ۳ بعدی از فن طراحی شده با استفاده از نرم‌افزارهای Ansys و Ansys Bladegen و Geometry به دست می‌آید. توزیع ضخامت پره‌های روتور و استاتور در شعاع‌های مختلف در شکل ۱۱ و یک تصویر سه بعدی از فن طراحی شده در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

جدول (۴): مشخصات فن طراحی شده

مقدار در استاتور	مقدار در روتور	پارامتر
۰/۸۲		بازده ایزنتروپیک
-	۴۱/۱۲	توان (kW)
-	۴/۹۲	گشتاور (Nm)
-	۰/۵۷	ضریب جریان
-	۰/۴۲	ضریب بارگذاری
۰/۷۹	۰/۷۴	عدد دی‌ها لر
۰/۰۲	۳۵/۵۷	زاویه خروج جریان (degree)
۰/۴۵	۰/۳۷	ضریب دیفیوژن
۱۴/۵۱	۴/۷۵	انحراف (degree)
۱	۱	نسبت منظر
۹۵/۶	۹۵/۶	قطر خارجی (mm)
-	۰/۴۹	$\frac{d_{h1}}{d_{s1}}$
۰/۶۰	۰/۶۰	$\frac{d_{h2}}{d_{s2}}$
۰/۶۰	-	$\frac{d_{h3}}{d_{s3}}$
۱۵	۱۷	تعداد پره
-	۱/۳	$M_{rel s1}$



شکل (۸): شماتیک فن طراحی شده



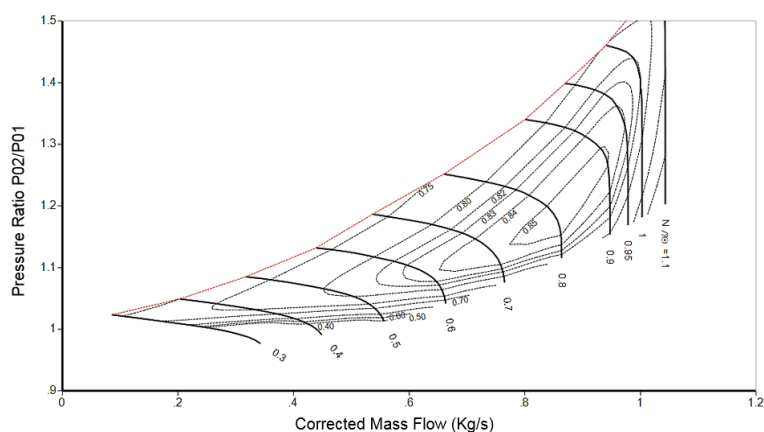
شکل (۹): مقادیر پیشنهادی برای نسبت s/c بر حسب تغییر زاویه جریان و زاویه خروجی آن [۲۴]

بر اساس معیار طراحی و مشخصات جریان، مقدار ۰/۴۹ بعنوان نسبت قطر ریشه به نوک پره بهینه به دست می‌آید. متناظر با این کمیت، سرعت دورانی و قطر پره فن به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$d_{s1} = 95.6 \text{ mm} \quad (11)$$

$$N = 79885 \text{ rpm}$$

فرض می‌شود که قطر پره در روتور و استاتور ثابت است. در شکل ۸ شماتیک فن طراحی شده آمده است. اطلاعات نقطه طراحی موتور جهت محاسبه پارامترهای دیگر فن بکار گرفته می‌شوند. برای تعیین تعداد پره‌های فن، ابتدا با استفاده از شکل ۹ یک مقدار مناسب برای نسبت s/c بر



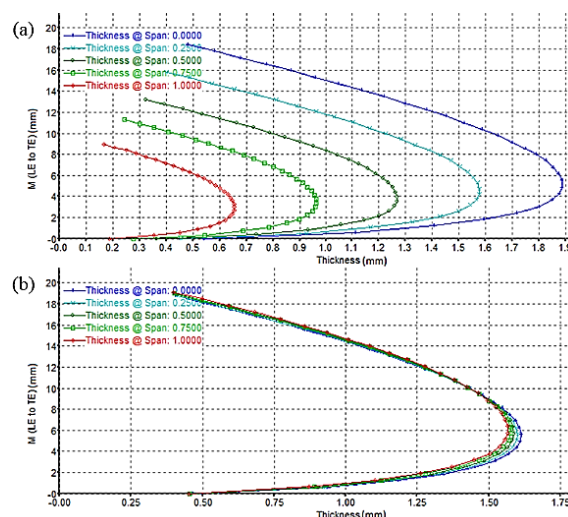
شکل (۱۰): نقشه مقیاس شده فن

۵- نتایج شبیه‌سازی

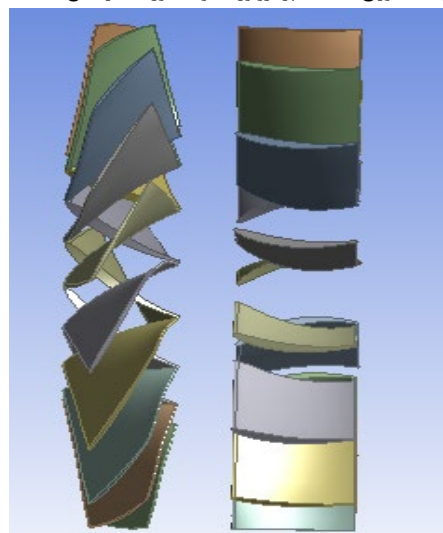
در این بخش، عملکرد موتور میکرو-توربوفن طراحی شده با استفاده از شبیه‌سازی ترمودینامیکی بررسی می‌شود. برای این منظور، ارزیابی عملکرد در ۳ مرحله انجام می‌گیرد. در مرحله اول عملکرد موتور در حالت پایا و در مرحله دوم کارکرد موتور در وضعیت گذرا بررسی می‌شود. در مرحله سوم میزان مصرف سوخت موتور میکرو-توربوفن با موتور میکرو-توربوجت پایه در تأمین تراست مقایسه می‌شود.

۵-۱- نتایج شبیه‌سازی حالت پایا

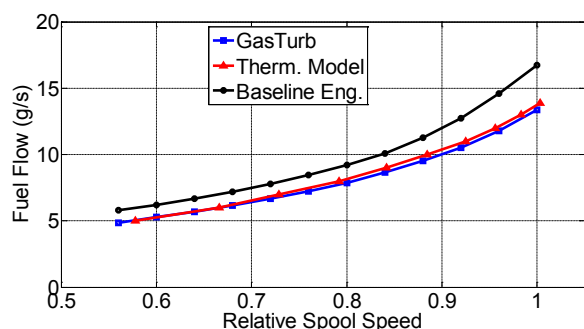
مقادیر پارامترهای مهم موتور در چندین نقطه کاری در شکل ۱۳ نشان داده شده است. جهت صحت‌گذاری مدل ترمودینامیکی در محیط MATLAB-Simulink نتایج شبیه‌سازی با داده‌های مدل‌سازی موتور در نرم‌افزار عملکرد توربین گاز 13 Gasturb مقایسه شده است. داده‌های مربوط به مدل موتور میکرو-توربوجت پایه نیز در این شکل آمده است. شکل ۱۳ (الف) میزان تراست را برحسب دور نسبی شفت نشان می‌دهد که تطابق بسیار خوبی بین شبیه‌سازی MATLAB و شبیه‌سازی 13 Gasturb وجود دارد. با افزایش دور شفت، میزان تراست افزایش یافته و در حداکثر سرعت (یعنی حدود 80000 rpm) به مقدار 395 N می‌رسد که حدوداً با تراست موتور پایه یکسان است. شکل ۱۳ (ب) میزان سوخت مصرفی موتور را برحسب دور نسبی شفت نشان می‌دهد.



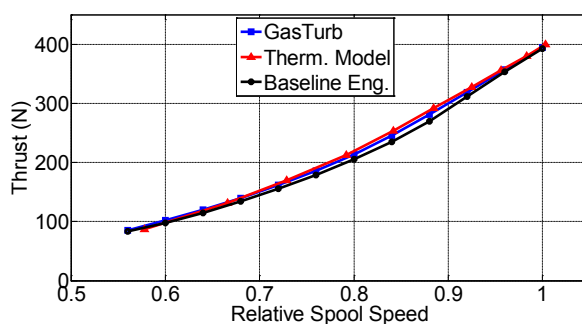
شکل (۱۱): توزیع ضخامت پره روتور (a) و استاتور (b) در شعاع‌های مختلف



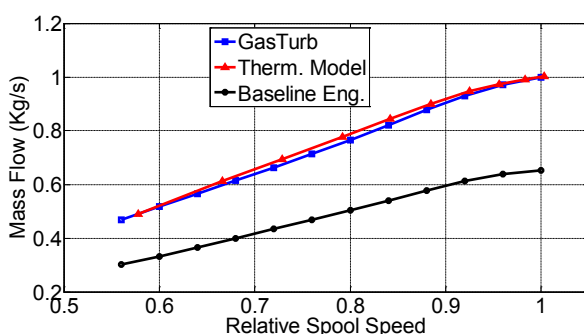
شکل (۱۲): نمای ۳ بعدی فن طراحی شده



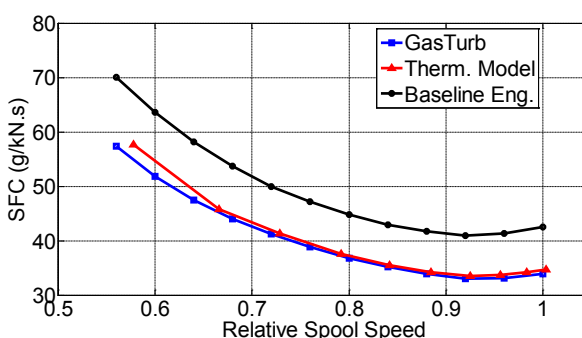
(ب)



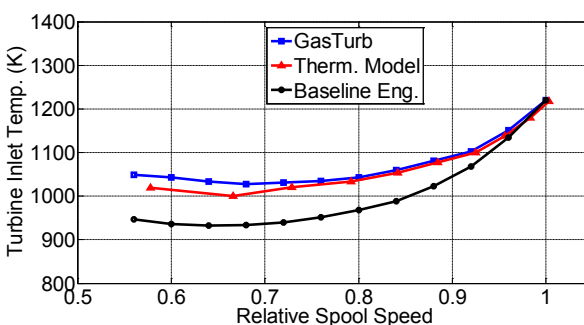
(الف)



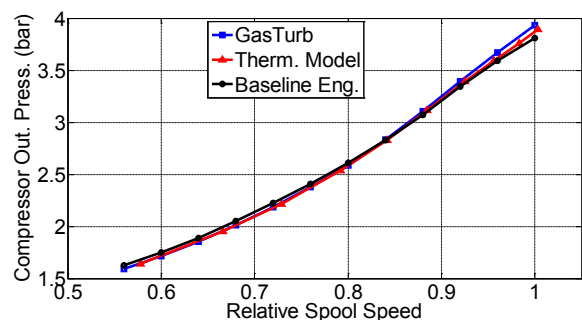
(د)



(ج)



(و)



(ه)

شکل (۱۳): عملکرد موتور میکرو-توربوفن در حالت پایا: الف) تراست، ب) نرخ سوخت، ج) مصرف سوخت ویژه، د) دبی هوای ورودی، ه) فشار خروجی

کمپرسور، و) دمای ورودی توربین

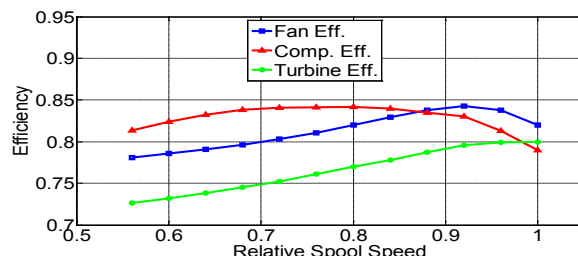
موتور میکرو-توربوفن نسبت به میکرو-توربوجت پایه با توجه به افزودن عنصر فن به موتور کاملاً قابل پیش‌بینی است. لازم به ذکر است که دمای ورودی توربین در محدوده مجاز موتور پایه قرار دارد. جهت بررسی کمی میزان تطابق دو مدل، حداکثر درصد اختلاف پارامترهای موتور در جدول ۵ آمده است. با توجه به داده‌های این جدول، حداکثر اختلاف بین خروجی‌های دو مدل ترمودینامیکی و GasTurb 13 برابر ۵/۲ درصد و مربوط به مصرف سوخت ویژه می‌باشد. بنابراین مدل‌سازی انجام شده در محیط MATLAB-Simulink کارکرد قابل قبولی در تحلیل عملکرد موتور در حالت پایا دارد. لازم به ذکر است که بازده عناصر مختلف موتور در نقاط کاری مختلف، می‌تواند متمایز باشد یعنی فن، کمپرسور، توربین و ... در نقطه طراحی و خارج طرح طبق

روند افزایش مصرف سوخت تقریباً مشابه مقدار تراست است و در حداکثر سرعت به مقدار 13.5 g/s می‌رسد. مصرف سوخت در تمام دورهای نسبی، کمتر از میزان مصرف سوخت موتور پایه است. مطابق شکل ۱۳ (ج)، با افزایش سرعت موتور، مقدار مصرف سوخت ویژه کاهش یافته و در حداکثر سرعت به 34 g/kN.s می‌رسد. کاهش میزان مصرف سوخت ویژه برای موتور پیشنهادی نسبت به موتور پایه کاملاً مشهود است. میزان دبی هوای ورودی به موتور، فشار خروجی کمپرسور و دمای ورودی توربین به ترتیب در شکل‌های ۱۳(د)، ۱۳(ه)، و ۱۳(و) نشان داده شده‌اند. روند تغییرات این پارامترها در مقایسه با عملکرد سایر موتورهای توربوفن منطقی بوده و میزان تطابق نتایج دو مدل کاملاً رضایت‌بخش است. افزایش میزان دبی هوای ورودی برای

جدول (۵): حداکثر عدم تطابق بین مدل ترمودینامیکی و مدل Gasturb در حالت پایا

پارامتر	حداکثر خطا (درصد)
تراست (N)	۲/۸
دبی سوخت (g/s)	۳/۷
مصرف سوخت ویژه (g/kN.s)	۵/۲
دبی هوای ورودی (kg/s)	۳/۲
فشار خروجی کمپرسور (bar)	۱/۴
دمای ورودی توربین (K)	۲/۹

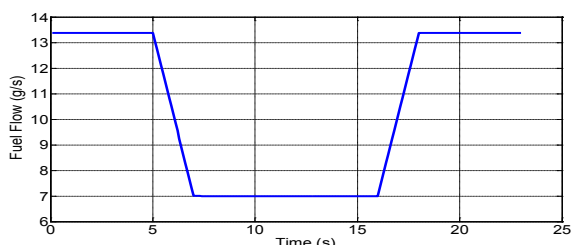
نقشه مربوطه، بازده‌های متفاوتی می‌توانند داشته باشند. برای نشان دادن این موضوع، تغییرات بازده فن، کمپرسور و توربین در نقاط پایای مختلف در شکل ۱۴ نشان داده شده است.



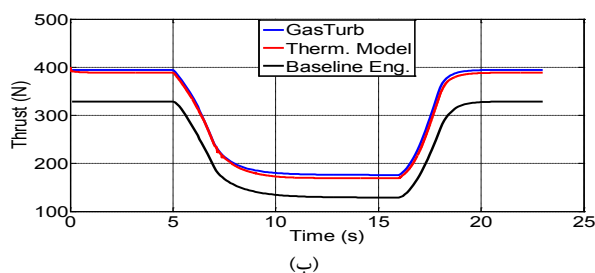
شکل (۱۴): تغییر بازده اجزای موتور در دورهای مختلف

۵-۲- نتایج شبیه‌سازی حالت گذرا

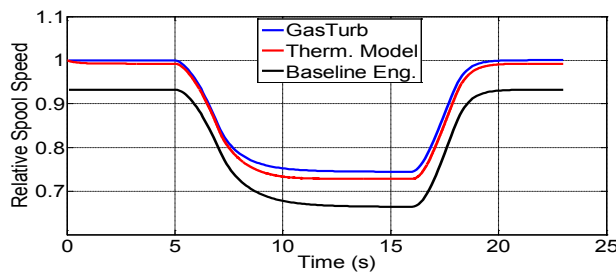
بررسی عملکرد موتور در شرایط گذرا بسیار حائز اهمیت است؛ چون بعضی پارامترهای موتور با تغییر ناگهانی تراتل یا سوخت، تغییرات چشمگیر و بعضاً خطرناک دارند. مثلاً تغییرات دمای ورودی توربین بسیار وابسته به دینامیک



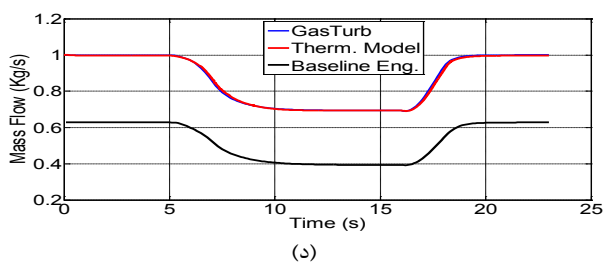
شکل (۱۵): برنامه سوخت موتور برای تحلیل عملکرد گذرا



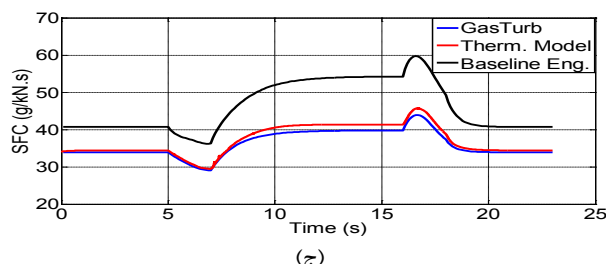
(ب)



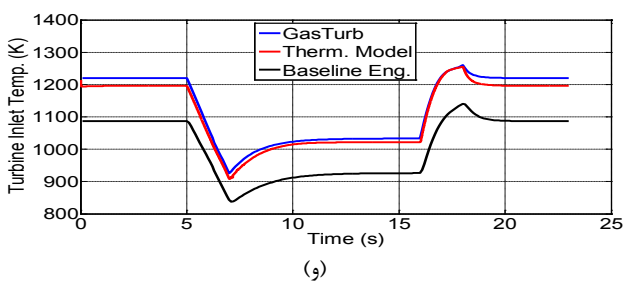
(الف)



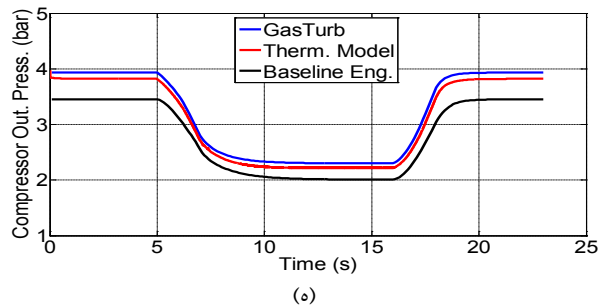
(د)



(ج)



(و)

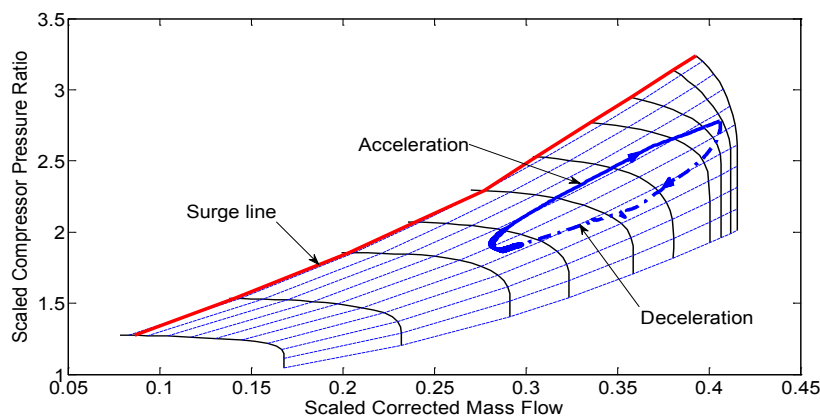


(ه)

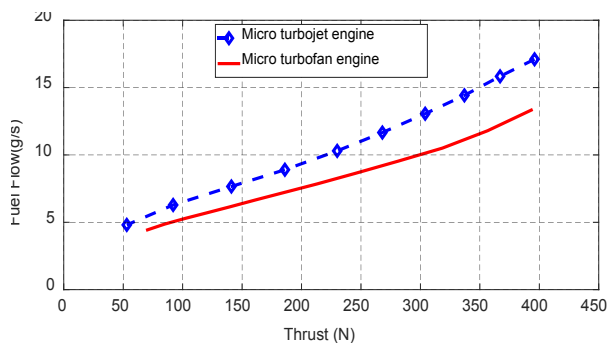
شکل (۱۶): عملکرد موتور میکرو-توربوفن در سناریوی گذرا: (الف) سرعت نسبی شفت، (ب) تراست، (ج) مصرف سوخت ویژه، (د) دبی هوای ورودی، (ه) فشار خروجی کمپرسور، (و) دمای ورودی توربین

دلیل پاسخ کندتر تراست و سریع‌تر دمای ورودی توربین به تغییرات جریان سوخت است. با توجه به اینکه فرمان سوخت برای موتور میکرو-توربوجت پایه کمتر از میزان تعریف شده برای دستیابی به توان بیشینه است، لذا میزان تراست کمتر از موتور میکرو-توربوفن خواهد بود. طبق نتایج به دست آمده، تطابق بالایی بین نتایج مربوط به مدل ترمودینامیکی موتور میکرو-توربوفن در محیط MATLAB-Simulink و مدل نرم‌افزار 13 Gasturb وجود دارد. با توجه به داده‌های جدول ۶، از لحاظ کمی حداکثر اختلاف بین پارامترهای دو مدل در حالت گذرا مربوط به مصرف سوخت ویژه بوده که این اختلاف برابر ۴/۲ درصد است. لذا مدل ارائه شده در این تحقیق رفتار دینامیکی قابل قبولی جهت تحلیل عملکرد موتور در حالت گذرا داشته و می‌توان از آن برای طراحی کنترلر در کارهای آتی استفاده نمود. شکل ۱۷ مسیر عملکرد موتور را روی نقشه کمپرسور نشان می‌دهد. این مسیر شامل یک شتاب‌گیری منفی و یک شتاب‌گیری مثبت است. در فرآیند شتاب‌گیری مثبت، کمپرسور به خط سرج نزدیک و در شتاب‌گیری منفی از خط سرج دور می‌شود.

موتور است و یا پدیده خطرناک سرج کمپرسور بیشتر در حالت شتاب‌گیری اتفاق می‌افتد. جهت بررسی عملکرد موتور در حالت گذرا، مطابق شکل ۱۵، یک ورودی سوخت تابع زمان به موتور میکرو-توربوفن اعمال می‌شود. سناریوی تعریف شده شامل شتاب‌گیری منفی موتور از یک نقطه پایا به یک نقطه پایای دیگر و سپس شتاب‌گیری مثبت پس از چند ثانیه و رسیدن به نقطه پایای قبلی است. برای این منظور، سوخت از مقدار مربوط به نقطه طراحی با حداکثر تراست اعمال شده، سپس در یک بازه زمانی تا یک نقطه کاری دیگر با تراست حدود ۵۰ درصد کاهش می‌یابد. بعد از آن مجدداً سوخت تا مقدار مربوط به نقطه طراحی زیاد شده و تا چند ثانیه در این مقدار می‌ماند. جهت مقایسه عملکرد، همین فرمان سوخت برای موتور میکرو-توربوجت پایه نیز بکار گرفته شده است. شکل ۱۶ وضعیت خروجی‌های موتور را نشان می‌دهد. تغییرات سرعت نسبی موتور، میزان تراست، مصرف سوخت ویژه، دبی هوای ورودی، فشار خروجی کمپرسور و دمای توربین به صورت تابعی از زمان به ترتیب در شکل‌های ۱۶(الف) تا ۱۶(و) آمده است. تغییرات ناگهانی در مصرف سوخت ویژه و دمای ورودی توربین به



شکل (۱۷): نمایش مسیر شتاب‌گیری موتور روی نقشه عملکردی کمپرسور



شکل (۱۸): مقایسه عملکرد موتور میکرو-توربوفن و میکرو-توربوجت پایه

جدول (۶): حداکثر عدم تطابق بین مدل ترمودینامیکی و مدل Gasturb در طول سناریوی گذرا

حداکثر خطا (درصد)	پارامتر
۲/۲	سرعت نسبی اسپول
۳/۶	تراست (N)
۴/۲	مصرف سوخت ویژه (g/kN.s)
۰/۵	دبی هوای ورودی (kg/s)
۳/۸	فشار خروجی کمپرسور (bar)
۱/۹	دمای ورودی توربین (K)

درصد در عین عدم تغییر تراست در نقاط مختلف عملکردی است.

۷- مراجع

- [1] Derbel, K., and Beneda, K. "Sliding Mode Control for Micro Turbojet Engine Using Turbofan Power Ratio as Control Law", *J. energies*. Vol. 13, No. 18, 2020.
- [2] Kadosh, K., and Cukurel, B. "Micro-Turbojet to Turbofan Conversion via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study", *ASME J. Eng. Gas Turbines Power*. Vol. 139, No. 2, 2017.
- [3] Palman, M., Leizeronok, B., and Cukurel, B. "Mission Analysis and Operational Optimization of Adaptive Cycle Microturbofan Engine in Surveillance and Firefighting Scenarios", *ASME J. Eng. Gas Turbines Power*. Vol. 141, No. 1, 2019.
- [4] Vyas, U., Andreoli, V., and Paniagua, G. "Effect of Transonic Inlet Design on the Performance of a Micro-Turbojet", *AIAA Aerosp. Sci. Meeting, Kissimmee, Florida*, 2018.
- [5] Large, J., and Pesyridis, A. "Investigation of micro gas turbine systems for high speed long loiter tactical unmanned air systems", *J Aerosp*. Vol. 6, No. 5, 2019.
- [6] Ilhan, M., Tayyip Gurbuz, M., and Acarer, S. "Unified Low-Pressure Compressor Concept for Engines of Future High-Speed Micro-Unmanned Aerial Vehicles", *Proc. Inst. Mech. Eng., Part G: J. Aerosp. Eng*. Vol. 233, No. 14, pp. 5264-5281, 2019.
- [7] Tayyip Gurbuz, M., & Acarer, S. "Aerodynamic Analyses of an Integrated Low-Pressure Compression System for Adaptive-Cycle Micro Turbofan Type Jet Engine", *DEUFMD*, Nol. 24, No. 72, pp. 939-951, 2022.
- [8] Öttl, C., and Reinhard, W. "Thermodynamic and Mechanical Design Concept for Micro-Turbojet to Micro-Turboshaft Engine Conversion", *Proc. of the ASME Turbo Expo*. V008T20A005, 2020.
- [9] Seddighi, M., Fazeli, H. "Thermodynamic Design of a Power Turbine for Using in Conversion Process of a Turbojet Engine to a Turbo-shaft Engine", *Sci. J. Fluid Mech. & Aerodyn*. Vol. 3, No. 1, 2014. (in Persian)
- [10] Kelly, C., McCain, C., Bertels, J., Weekley, S., Moody, K.J., Utley, L., and Rouser, K.P. "Design of a Geared Turbofan Module for Small Unmanned Aircraft Applications", *AIAA Scitech Forum*, 2021.
- [11] Titan Gas Turbine Manual, AMT Netherlands, 2014.

۳-۵- مقایسه عملکرد موتور میکرو-توربوفن با موتور میکرو-توربوجت پایه در تأمین تراست و سوخت مصرفی

هدف از انجام این تحقیق نشان دادن بهبود عملکرد یک موتور میکرو-توربوفن مشتق از یک موتور میکرو-توربوجت است. این بهبود بیشتر در میزان مصرف سوخت خود را نشان می‌دهد. در اینجا از داده‌های تست تجربی موتور میکرو-توربوجت پایه (AMT-Titan) برای مقایسه عملکرد استفاده می‌شود [۱۱]. شکل ۱۸ میزان سوخت مصرفی موتور میکرو-توربوجت پایه و میکرو-توربوفن را برحسب میزان تراست نشان می‌دهد. با توجه داده‌های این شکل، درحالی که موتور میکرو-توربوفن می‌تواند بازه تراست موتور پایه را تأمین کند، میزان سوخت آن در تراست‌های مختلف به میزان ۲۰ درصد کمتر از سوخت مصرفی میکرو-توربوجت است. بنابراین میزان مصرف سوخت ویژه موتور جدید حدود ۲۰ درصد کمتر از موتور پایه است. این امر تأثیر بسزایی در عملکرد، میزان برد و مداومت پروازی سامانه هوایی دارد.

۶- نتیجه گیری

در سال‌های اخیر ارتقای عملکرد و کاهش مصرف سوخت موتورهای میکرو-توربوجت مورد توجه قرار گرفته است. یک راهکار مناسب برای این منظور، تبدیل این موتورها به فرم موتورهای میکرو-توربوفن است. در این مقاله، یک روش که حداقل تغییر را در موتور پایه ایجاد کرده و قابلیت اجرایی بیشتری نسبت به تحقیقات دیگر دارد، بکار گرفته شد. یک مدل‌سازی ترمودینامیکی در محیط MATLAB-Simulink برای ارزیابی عملکرد موتور میکرو-توربوفن مشتق از موتور میکرو-توربوجت انجام شد. سپس یک طراحی اولیه فن برای موتور جدید انجام گرفت. نتایج مدل‌سازی موتور در حالت پایا و گذرا با نرم‌افزار Gasturb 13 مقایسه و عملکرد صحیح مدل صحت‌سنجی شد. حداکثر عدم تطابق بین مدل ترمودینامیکی و مدل Gasturb در حالت پایا ۵/۲ درصد و در حالت گذرا ۴/۲ درصد بوده که نشان از قابل قبول بودن مدل‌سازی ترمودینامیکی انجام شده دارد. مقایسه عملکرد موتور میکرو-توربوفن با موتور میکرو-توربوجت پایه نشان‌دهنده کاهش میزان مصرف سوخت ویژه به میزان ۲۰

- Power: an Exploration of Gas Turbine Performance Modeling”, Springer, Switzerland, 2018.
- [19] Zinnecker, A. M., Chapman, J. W., Lavelle, T.M., and Litt, J.S. . “Development of a Twin-Spool Turbofan Engine Simulation Using the Toolbox for Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems (T-MATS)”, NASA/TM—2014-218402, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2014.
- [20] Chung, G. Y., Prasad J. V. R., Dhingra, M., and Meisner, R. “Real Time Analytical Linearization of Turbofan Engine Model”, ASME J. Eng. Gas Turbines Power. Vol. 136, No.1, 2014.
- [21] Montazeri-Gh, M., Rasti, A., Jafari, A., and Ehteshami, M. “Design and Implementation of MPC for Turbofan Engine Control System”, J. Aerosp. Sci. Technol. Vol. 92, pp. 99-113, 2019.
- [22] Walsh, P.P., and Fletcher, P. “Gas Turbine Performance” 2nd ed. Blackwell Science, UK, 2004.
- [23] Farokhi, S. “Aircraft Propulsion” 2nd ed. John Wiley & Sons, UK, 2014.
- [24] Saravanamuttoo, H. I., Rogers. G. F. C., Cohen, H., Straznicky, P.V., and Nix, A.C. “Gas Turbine Theory”, 7th ed. Pearson Education, UK, 2017.
- [12]. Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Pratt, D. T. “Aircraft Engine Design”, 2nd ed., AIAA, Reston, 2002.
- [13]. Lichtsinder, M., and Levy, Y. “Jet Engine Model for Control and Real-Time Simulations”, ASME J. Eng. Gas Turbines Power. Vol. 128, No. 4, pp. 745-753, 2006.
- [14]. Giffin, R. G., Parker, D. E. and Dunbar, L.W. “Experimental Quiet Engine Program Aerodynamic Performance of Fan C”, Report No. NASA CR-120981, Washington, DC, 1972.
- [15]. Stabe, R. G., Whitney, W. J., and Moffitt, T. P. “Performance of a High-Work Low Aspect Ratio Turbine Tested with a Realistic Inlet Radial Temperature Profile”, NASA/TM—1984-83655, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1984.
- [16] Cumpsty, N. “Jet Propulsion: a Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines”, Cambridge University Press, UK, 2003.
- [17] Dufour, G., Carbonneau, X., Cazalbou, J. B., and Chassaing, p. “Practical Use of Similarity and Scaling Laws for Centrifugal Compressor Design”, Proc. of the ASME Turbo Expo. GT2006-91227, Barcelona, Spain, 2006.
- [18]. Kurzke, J., and Halliwell, I. “Propulsion and