طرح نوآورانه موتور میکروتوربوفن با هسته موتورهای میکروتوربوجت هم افزا

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۰۴
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۱۶

محمود عدمی[۱]،حمید فرخ فال[۲]،مهرداد بزاززاده[۳]، فرهاد سبقت الهی[٤]

۱- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، adami@mut-es.ac.ir
۲- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک ، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،
۳- - دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک ، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،
۴ - دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک ، دانشگاه صنعتی مالک اشتر،

چکیده

با توسعه فن آوری تولید هواگردهای بدون سرنشین، افزایش کارایی و قابلیتهای عملیاتی موتورهای توربینی مقیاس کوچک از اهمیت ویژه‌ای برخوردار شده‌اند. تاکنون تبدیل موتورهای میکروتوربوجت به دیگر انواع ساختارهای میکروتوربوشفت و میکروتوربوپراپ بعنوان یکی از روشهای افزایش کارایی عملیاتی شده‌اند. پژوهشهای گذشته حاکی از وجود چالشهای تئوریک و فنی در راستای تبدیل میکروتوربوجت به میکروتوربوفن است. این تحقیق با ارائه تکنیک نوآورانه کلاستر[۱] کردن چند موتور میکروتوربوجت بصورت دوار حول یک محور و استفاده از هم‌افزایی توان آنها برای دستیابی به یک موتور میکروتوربوفن، راهکاری برای رفع این چالشها ارائه داده است. نتایج نشان می‌دهد موتور میکروتوربوفن با پیکربندی هم افزایی توان چند میکروتوربوجت در هسته مرکزی ضمن برخورداری از قابلیتهای فنی و عملیاتی موتورهای توربوفن با ساختارهای شناخته شده دارای قابلیتهای ویژه‌ای است و می تواند مشکل تامین پیشرانه مناسب و کارآمد برای طیف وسیعی از هواگردها را مرتفع سازد. این تحقیق با تمرکز بر معرفی طرح و اثبات فن‌آوری آن مقدمه ای برای پژوهش‌های بیشتر و بررسی جزییات تکنیک کلاستر کردن چند موتور میکروتوربوجت و تبدیل آنها به دیگر پیشرانه های هوایی در آینده خواهد بود.

واژگان کلیدی: *میکروتوربوفن، چند میکروتوربوجت، کلاستر کردن، هم افزایی توان، پیشرانه*

Innovative Design of the Microturbofan Engine with a Clustered Core of Microturbojet Engines

Mahmoud Adami[1], Hamid Farokhfal[2], Mehrdad Bazazzadeh[3], Farhad Sebghatollahi[4],

1 Associate Professor, Faculty of Mechanical Engineering. Malek-ashtar University of Technology
2 Associate Professor, Faculty of Mechanical Engineering. Malek-ashtar University of Technology
3 Associate Professor Faculty of Mechanical Engineering. Malek-ashtar University of Technology
4 PHD Student, Faculty of Mechanical Engineering. Malek-ashtar University of Technology

Abstract

With the development of unmanned aerial vehicle technology, increasing the efficiency and operational capabilities of small-scale turbine engines has become increasingly important. So far, converting microturbine jets to other types of microturbine shaft-driven propellers or microturbine ducted fans has been one way to improve operational efficiency. Previous research has indicated theoretical and technical challenges in directly converting a microturbine jet engine to a microturbine ducted fan. This research proposes an innovative technique of clustering multiple microturbine jets in a rotating configuration around a central axis and combining their power outputs to achieve a microturbine ducted fan design, addressing these challenges. The results show that a microturbine ducted fan engine designed with a power integration configuration of multiple microturbine jets in the central core provides technical and operational capabilities similar to known ducted fan engines, while offering specialized benefits suitable for a variety of aircraft applications. This can help solve the problem of providing a suitable and efficient propulsion system for a wide range of unmanned aerial vehicles. This research focuses on introducing the design concept and demonstrating the proof of concept. It paves the way for more detailed future studies examining the technical details of clustering multiple microturbine jets and converting them to other aircraft propulsion systems.

Keywords: *micro-turbofan, multiple micro-turbojet, clustering, power integration, propulsion*

۱. مقدمه

ایجاد تغییر و یا ارتقاء هر سامانه‌ای با سامانه‌های بدیع باید توجیه علمی، عملیاتی و گاهی اقتصادی داشته باشد. با بهره‌گیری از خلاقیت و تحلیل مهندسی می‌توان کل سامانه و یا زیر سامانه‌های آن را در جهت هدف معینی بر پایه تغییر در رویکرد و منطق طراحی توسط طراح و یا استفاده از فن‌آوری‌های نوین در اجزا و زیر سامانه‌ها تغییر داد.

موتورهای توربینی با هسته مرکزی توربین گاز دارای انواع ساختارهای مختلف برای انواع ماموریتهای متفاوت طراحی و ساخته شده‌اند. انواع موتورهای توربوفن، توربوپراپ، توربوشفت و پراپ‌فن دارای هسته مرکزی توربین گاز هستند. اینکه کدام ساختار مناسب کدام ماموریت است به عواملی مثل نوع ماموریت، مداومت پرواز، محل نصب موتور و حتی عوامل اقتصادی بستگی دارد.

یکی از مهمترین پارامترها در پیشرانه‌های هوایی توربینی مصرف سوخت ویژه [۲] می باشد. کاهش مصرف سوخت ویژه در انواع پیشرانه ها همواره جزو اصلی‌ترین دقدقه‌های طراحان بوده است. در گذشته انواع نوآوری‌ها، روشهای تحلیلی، محاسباتی و تدابیر ویژه مهندسی در راستای کاهش مصرف سوخت و افزایش کارایی در انواع پیشرانه‌ها بررسی و برخی از آنها عملیاتی شده‌اند.

بعنوان یک اصل کلی و مهم، افزایش دبی جرمی خروجی در پیشرانه های توربینی بعنوان راهکاری برای کاهش مصرف سوخت ویژه در یک مقدار تراست ثابت همواره مورد توجه بوده است. بطوریکه انواع ساختارهای مختلف برای افزایش دبی جرمی ابداع و عملیاتی شده‌اند. در این راستا یکی از ساختارهای عملیاتی شده در صنایع هوایی موتورهای توربوفن می‌باشند که بسیار کارآمد و پرکاربرد نیز هستند.

در سال‌های اخیر استفاده از انواع پیشرانه‌های مقیاس کوچک به دلیل توسعه دانش فنی طراحی و ساخت انواع پرنده‌های بدون سرنشین گسترش یافته و نیاز به پیشرانه‌های کارآمد با تراست و مصرف سوخت مناسب این پرنده ها با انواع ماموریتهای مختلف رو به افزایش است.

تقریبا با فاصله کمی پس از توسعه فن‌آوری طراحی و ساخت انواع موتورهای میکروتوربوجت تعدادی از شرکتهای تولید کننده این میکروموتورها با اضافه کردن توربین دوم در خروجی گاز گرم آنها و اضافه کردن سامانه کاهنده دور مناسب، دو ساختار جدید میکروتوربوشفت و میکروتوربوپراپ را توسعه و عملیاتی نموده‌اند.

توسعه بالگردهای بدون سرنشین در سالهای اخیر و نیاز به تامین کننده توان کارآمد و سبک برای استفاده در این بالگردها موجب توسعه فن‌آوری و ایده تبدیل موتورهای میکروتوربوجت به میکروتوربوشفت شده است. این موتورها با افزودن توربین دوم به ساختار اصلی موتورهای میکروتوربوجت و تغییراتی در نازل خروجی گاز توسعه یافته‌اند. در شکل۱ تصویر نمونه‌ای از یک موتور میکروتوربوشفت ارائه شده است.

شکل ۱: نمونه موتور میکروتوربوشفت[1]

توسعه فن آوری طراحی و ساخت پهپادهـایی بـا مداومت پرواز بالا و نیاز به پیشرانه‌های کارآمد و پـر بازده جهـت کـاهش مصـرف سـوخت نیـز موجـب توسعه نوع دیگری موتور برگرفته از میکروموتورهای توربوجت به نام میکروتوربوپراپ شده است. سـاختار اصلی این موتورها شبیه موتورهای میکروتوربوشفت است با این تفاوت که محور خروجـی آنهـا بـه ملـخ کوپـل شـده اسـت. در شـکل۲ نمونـه موتـور میکروتوربوپراپ نشان داده شده است.

شکل ۲: تصویر نمونه موتور میکروتوربوپراپ[1]

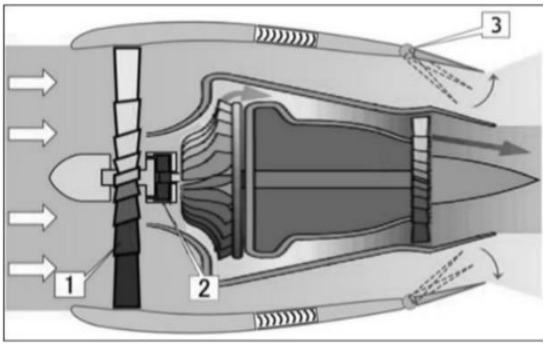
با توجه به توسعه ساختارهای مختلف موتورهـای هواتنفسی مقیاس کوچک و نیـاز بـه پیشـرانه‌هـایی کارآمد و پر بازده به خـوبی جـای خـالی و اهمیـت تحقیق و پژوهش در راستای دستیابی بـه فـن‌آوری طراحی و ساخت موتورهای میکروتوربوفن احسـاس می‌شود. به نظر می‌رسد برخی چالشـهای تئـوری و فنی و مهندسـی محـدود کننـده فعالیتهـای علمـی پژوهشی و مانع توسعه فـن‌آوری طراحـی و سـاخت موتورهای میکروتوربوفن شده است.

دریس‌وراستریت و همکـاران [۲] در سـال ۲۰۱۵ در مقاله‌ای عنوان کرده‌اند که در این زمـان (تـاریخ انتشار مقاله) تقریبا پهپـادی بـرای پـرواز در ارتفـاع بـالای 15000 ft بعلـت فقـدان پیشـرانه مناسـب وجود ندارد. اگر یک موتور توربوپراپ یا توربـوفن بـا بازدهی مطلوب در دسترس قرار گیرد ایـن خـلا پـر خواهد شد. یک طراحـی دقیـق و بهینـه مولفـه‌هـا می‌تواند کم شدن بازدهی بـه علـت کوچـک شـدن ابعاد موتورهای توربینی را کاهش دهد.

حامد گلچین، فتح الله امی و زهـره صـبوحی [۳] در سال ۲۰۱۹ در مقاله‌ای طراحـی و سـاخت یـک مجموعه شـفت پـاور بـا هـدف تبـدیل یـک موتـور میکروتوربوجت به میکروتوربوپراپ در کلاس کمتـر از ۲۰ کیلووات با هدف بدست آوردن حداکثر تـوان را مـورد بررسـی قـرار داده انـد. در ایـن تحقیـق موتورwren100 به عنوان تولید کننده گـاز مـورد استفاده قرار گرفته و مشخصات جریان خروجـی آن اندازه گیری شده است. توربین قدرت یک مرحله‌ای که بر اساس نازل ثابـت و بـدون هرگونـه پـیچش و باریـک شـوندگی در اسـتاتور آن بـا متـد ویلسـون طراحی شده و مجموعه شفت پاور با یک گیـربکس به یک ملخ کوپل شده‌اند. در نهایت این مجموعه بـا ماکزیمم بار تست شده و نتـایج تسـتها نشـاندهنده افزایش قابل توجه در توان جذب شـده و بـازدهی و کاهش قابل توجه در مصرف سوخت بوده است.

کوبی‌کادوش و بنی‌کوکورل [۴] در سـال ۲۰۱۷ میلادی در مقاله‌ای به بررسی ترمودینامیکی تبـدیل یـک موتـور میکروتوربوجـت بـه یـک موتـور میکروتوربوفن از طریق سیستم انتقال قدرت متغیـر پرداخته‌اند. در ایـن مطالعـه یـک فـن توسـط یـک گیـربکس متغیـر بـه شـفت اصـلی موتـور میکروتوربوجت اضافه شده و عملکرد موتـور بـا نـرم افزار متلـب شـبیه‌سـازی شـده اسـت. نتـایج ایـن پژوهش حاکیست استفاده از سیستم کاهنده متغیـر به موتور این امکان را می‌دهد در بهینه ترین شرایط تنظیم و کاربر بتواند برای شرایط مختلف مثـل اوج

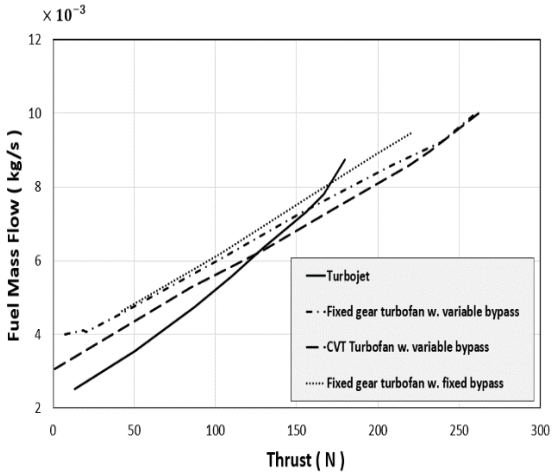
گیری، کروز و پرواز با سرعت بالا تغییرات لازم را اعمال نماید. این روش تبدیل موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن به دلیل تغییرات خیلی کم در ساختار موتورمیکروتوربوجت یا هسته مرکزی آن کم هزینه ترین روش عنوان شده است. در شکل۳ شماتیک این ساختار نشان داده شده است.



شکل ۳: شمای تبدیل میکروتوربوجت به میکروتوربوفن[٤]

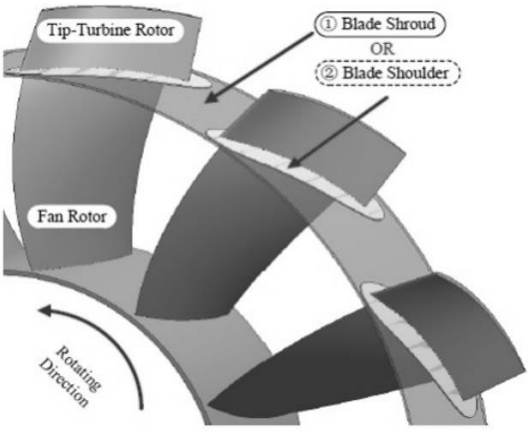
میزان تغییرات دبی جرمی سوخت برای چهار ساختار مختلف مطالعه شده در این تحقیق یعنی میکروتوربوجت، میکروتوربوفن با گیربکس ثابت و گذر سرد متغییر، میکروتوربوفن با گیربکس متغییر و گذر سرد ثابت و میکروتوربوفن با گیربکس ثابت و گذر سرد ثابت، نشان دهنده وابستگی میزان مصرف سوخت به نوع ساختار تعیین شده است.

این تغییرات در نمودار شکل ۴ نشان داده شده است. نکته مهم در این نمودار تقاطع گراف مربوط به ساختار میکروتوربوجت با دیگر گرافهای مربوط به سه ساختار مختلف میکروتوربوفن است. این تقاطع حاکیست مصرف سوخت در موتورهای میکروتوربوفن با تراست کمتر از حدود ۱۵۰ نیوتن بیشتر از میکروتوربوجت با تراست مشابه است. و یا به عبارتی موتورهای میکروتوربوفن در ابعاد بسیار کوچک مزیتی نسبت به موتورهای میکروتوربوجت نخواهند داشت.



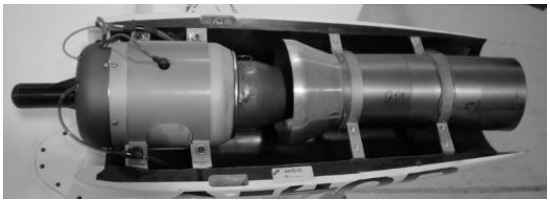
شکل ٤: تغییرات دبی سوخت برای ساختاری مختلف[٤]

در پژوهشی دیگر توسط کوپینگ‌هانگ و همکاران [۵] در سال ۲۰۱۸ میلادی راهکاری برای ناسازگاری سرعت زاویه‌ای فن و توربین فشار پایین در موتورهای توربوفن ارائه شده است. در این روش پیشنهاد شده است برای افزایش شعاع متوسط توربین و کاهش سرعت زاویه‌ای آن، توربین در نوک پره های فن قرار گیرد. نتیجه تحلیلهای این مجموعه یکپارچه توربین و فن افزایش ۸۴ درصدی تراست عنوان شده است. در شکل۵ تصویر فن و توربین تلفیق شده با یکدیگر نشان داده شده است.



شکل ۵: تصویر مجموعه فن و توربین در نوک آن[۵]

در پژوهشی دیگر توسط ناسا [۶] در سال ۲۰۲۰ میلادی فعالیتهایی آزمایش محور برای تبدیل موتور میکروتوربوجتی با تراست ۲۰۰ نیوتن به موتور میکروتوربوفن انجام شده است. در این مجموعه آزمایشها ابتدا موتور میکروتوربوجت توسط یک مجرای افزاینده تراست یعنی سیستمی شبیه اجکتور[۳] آزمایش شده است. نتیجه این آزمایشها افزایش محسوس در مقدار نیروی تراست بوده است. در شکل۶ تصویر این آزمون نشان داده شده است.

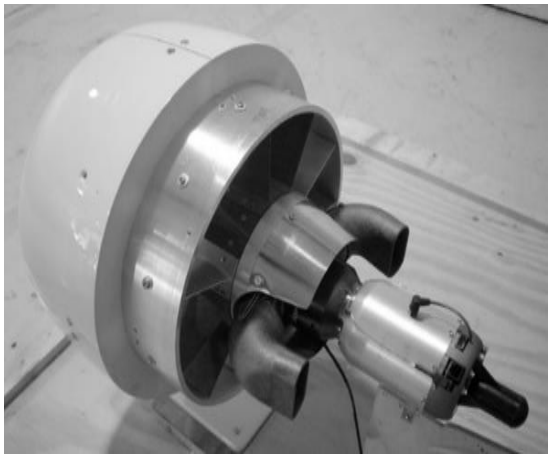


شکل ۶- میکروتوربوجت با مجرای افزاینده تراست ناسا[۶]

در آزمون دوم با استفاده از یک توربین آزاد و نصب آن بر خروجی یک موتور میکروتوربوجت، توان تقریبی ۱۰ اسب بخار از شفت خروجی گیربکسی کاهنده با نسبت تبدیل ۸ به ۱ دریافت شده است. خروجی این مجموعه با یک ملخ کوپل شده و تراستی بسیار بیشتر از تراست موتور میکروتوربوجت دریافت و نتایج آن بررسی شده است. در شکل۷ تصویر این مجموعه نشان داده شده است.

شکل ۷- موتور میکروتوربوجت تبدیل شده به میکروتوربوپراپ ناسا[۶]

در آزمون سوم ملخ با یک فن مجرا دار جایگزین شده است. در این آزمون با توجه به نوع ساختار تعیین شده، موتور میکروتوربوجت بعنوان هسته مرکزی بصورت وارونه بر خلاف جهت جریان هوا در وسط داکت نصب شده است. برای این مجموعه یک فن مخصوص طراحی شده و توسط هولدرهای مناسب به مجموعه موتور و سیستم کاهنده متصل شده است. توان تولید شده از خروجی گیربکس به فن منتقل شده و تراست فقط توسط فن تولید می‌شود. در شکل۸ تصویری از این موتور نشان داده شده است.



شکل ۸- تصویر میکروتوربوجت تبدیل شده به میکروتوربوفن ناسا[۶]

در قسمت نتیجه گیری این مجموعه آزمایشها به امکان پذیر بودن تبدیل موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن اشاره شده و در ادامه اشاره به این دارد که توان دریافتی بیشتر از ۲۵ اسب بخار از توربین دوم دارای مزایا و بهره بیشتری است. نتیجه مشخص این مجموعه آزمایشها که در دو حالت استاتیک و کروز انجام شده کاهش مصرف سوخت و افزایش تراست بوده است.

بررسی مطالعات گذشته در خصوص تبدیل موتورهای میکروتوربوجت به میکروتوربوفن نشان

دهنده سه چالش فنی مهم در مسیر دستیابی به موتور میکروتوربوفن با کارایی قابل قبول و قابلیت عملیاتی شدن است. در یک جمعبندی این سه چالش را می توان به شرح زیر خلاصه نمود.

۱- بدون بهره عملیاتی بودن تبدیل موتورهای میکروتوربوجتهای با تراست کمتر از حدود ۱۵۰ نیوتن (با استناد به نمودار شکل ۴)

۲- ابعاد هندسی کوچک موتورهای میکروتوربوجت و عدم امکان عبور شفت کوپل کننده فن و توربین دوم از میان آن

۳- ناسازگاری دور توربین و فن و الزام استفاده از سامانه کاهنده دور به دلیل ابعاد هندسی کوچک توربین و افزایش دور آن

هر کدام از موارد فوق به نوعی دستیابی به موتورهای میکروتوربوفن با کارایی قابل قبول را تحت تاثیر قرار داده‌اند. تاثیر سه عامل محدود کننده فوق در فعالیتهای آزمایش محور ناسا کاملا مشهود است بطوریکه تلاش برای رهایی از آنها پیکربندی موتور میکروتوربوفن ناسا را بصورت کاملا مشهود ناکارآمد و فاقد بهره عملیاتی موثر نموده است. پژوهشگران ناسا برای رهایی از سه چالش فوق اولا مجبور به نصب موتور میکروتوربوجت برخلاف جهت جریان هوای ورودی به فن برای امکان نصب سامانه کاهنده دور و فن کوپل شده به آن شده اند بطوریکه امکان استفاده از مزیتهای رم پرشر[۴] در دهانه ورودی موتور میکروتوربوجت در سرعت کروز و همچنین تراست حاصل از گاز گرم هسته مرکزی یعنی موتور میکروتوربوجت برای این ساختار موتور وجود نخواهد داشت. ثانیا الزام استفاده از سامانه کاهنده دور و اگزوزهای ناکارآمد و ایجاد کننده افت در تراست فن در این ساختار موتور باعث افزایش وزن و کاهش نسبت تراست به وزن در این موتور میکروتوربوفن شده است.

تکنیک پیشنهادی این تحقیق ضمن برطرف کردن کلیه چالشهای فنی مهندسی ذکر شده و ایرادات طرح ناسا، مزیتهای فنی و عملیاتی ویژه‌ای بر قابلیتهای موتور میکروتوربوفن اضافه کرده است.

با توجه به نتیجه گیری ناسا در خصوص افزایش بهره در صورت امکان پذیر بودن دریافت توان از توربین دوم بیشتر از ۲۵ اسب بخار، به خوبی مشخص است که استفاده از موتورهای میکروتوربوجت با تعداد بیشتر از یک موتور با هدف هم‌افزایی توان آنها می‌تواند در افزایش کارایی و بهره دریافتی بسیار موثر باشد. بنابراین این موضوع می‌تواند به نوعی موید اهمیت طرح ارائه شده یعنی کلاستر کردن چند موتور میکروتوربوجت و تبدیل آنها به یک موتور میکروتوربوفن واحد در این تحقیق باشد. در یک جمعبندی کلی مزیتهای فنی تکنیک کلاستر کردن چند موتور میکروتوربوجت را می‌توان به شرح زیر خلاصه نمود.

۱- مجموع تراست چند موتور میکروتوربوجت در تکنیک کلاستری، بیش از ۱۵۰ نیوتن خواهد شد.

۲- استفاده از این تکنیک امکان عبور شفت کوپل کننده توربین و فن از میان میکروتوربوجتها را فراهم خواهد کرد.

۳- چیدمان حلقوی موتورهای میکروتوربوجت حول محور اصلی موتور میکروتورفن باعث فاصله گرفتن خروجی نازلها از محور اصلی و افزایش قطر و کاهش سرعت زاویه‌ای توربین و عدم نیاز به سیستم کاهنده دور در این تکنیک خواهد شد.

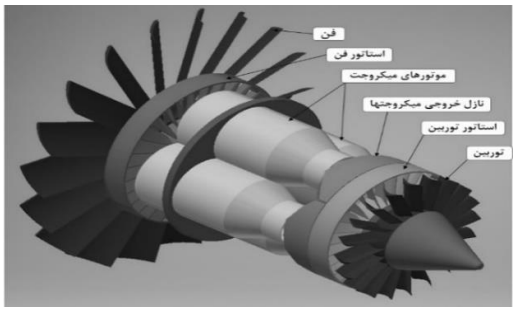
۲. معرفی طرح و تکنیک نوآورانه

در یک نگاه کلی به ساختار موتورهای توربوفن کاملا مشهود است که هسته مرکزی این نوع موتورها در واقع توربین گاز و یا بعبارتی موتورهای توربوجت است. این موضوع منشا اصلی ایده استفاده از چند موتور میکروتوربوجت بعنوان هسته مرکزی موتور توربوفنی با ساختار هم‌افزایی توان چند میکروتوربوجت بعنوان تکنیکی نوآورانه برای دستیابی به پیشرانه‌ای مقیاس کوچک و کارآمد در این تحقیق بوده است.

خوشه‌ای کردن چند موتور میکروتوربوجت با یکدیگر با هدف طراحی و ساخت یک موتور میکروتوربوفن واحد، تکنیکی است که می‌توان برای ارتقای مشخصه های فنی و عملیاتی چند موتورمیکروتوربوجت و هم افزایی توان آنها برای تولید نیروی پیشران استفاده نمود.

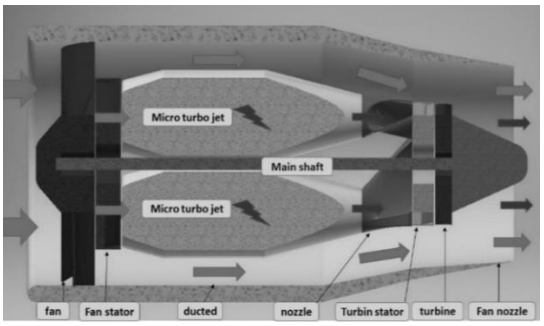
ایده اصلی چنین است که با قرار دادن چند موتور میکروتوربوجت به صورت حلقوی حول یک محور، جریان جت خروجی میکروتوربوجتها را از طریق مجموعه نازل و استاتور مخصوص این ساختار به سمت توربین هدایت نمود و با هم افزایی جریان جتهای گرم توان لازم برای اعمال گشتاور با دور مناسب به فن را تامین نمود. در شکل۹ شمای کلی طرح و اجزای اصلی آن نشان داده شده است.

با استفاده از تکنیک خوشه ای کردن چند موتور میکروتوربوجت با یکدیگر ضمن بدست آوردن مزایای ویژه این طرح بسیاری از چالشهای فنی مثل عبور شفت کوپل کننده توربین با فن و یا کافی نبودن توان قابل حصول از یک میکروتوربوجت برای یک فن کارآمد نیز رفع شده است. نحوه چیدمان موتورهای میکروتوربوجت و دیگر زیر سامانه در ساختار پیشنهادی الزامات فنی و مهندسی خاصی را در فرآیندهای تحلیلی و طراحی و مهندسی اعمال خواهد کرد. از منظر فنی کاملا مشهود است که این ساختار موتور توربوفن نیازمند طراحی و ساخت نازل‌های مخصوص علاوه بر نازل موتورهای میکروتوربوجت‌ها جهت هدایت جریان هوای گرم به سمت توربین و یا حذف نازل موتورهای میکروتوربوجت و طراحی و ساخت نازل یکپارچه مخصوص این ساختار موتور است.

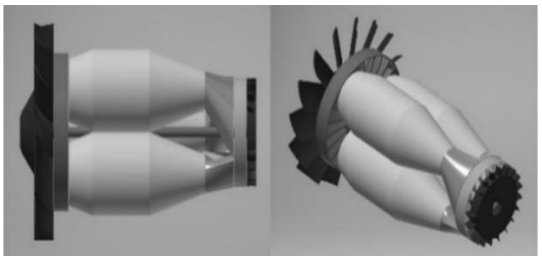


شکل ۹- شمای کلی از اجزای اصلی طرح ارائه شده

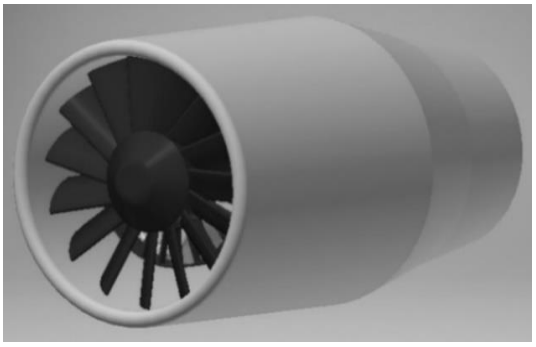
همچنین توربین نیازمند استاتور توربین برای تغییر جهت جریان خروجی از نازلهای میکروتوربوجتها و در ورودی هوای کمپرسور موتورهای میکروتوربوجت نیز استفاده از استاتور فن[۶] الزامی است. مجرای هوای گذر سرد تولید شده توسط فن نیز در این طرح منحصر بفرد خواهد بود. چگونگی ساختار و جانمایی چهار زیر سامانه اخیر یعنی نازل‌های هادی جریان گاز گرم، استاتور توربین، استاتور فن و مجرای عبور جریان گذر سرد فن، باید در تحلیلهای گازدینامیکی و فرآیندهای طراحی مهندسی بررسی و ساختارهای نهایی بهینه‌سازی شوند. در شکلهای۱۰ و۱۱و ۱۲ کلیات طرح، اجزای اصلی و مجاری هوای طرح موتور میکروتوربوفن با استفاده از هم افزایی توان چند موتور میکروتوربوجت نشان داده شده است.



شکل ۱۰- تصویر ساختار داخلی و مسیرهای جریانهای هوا

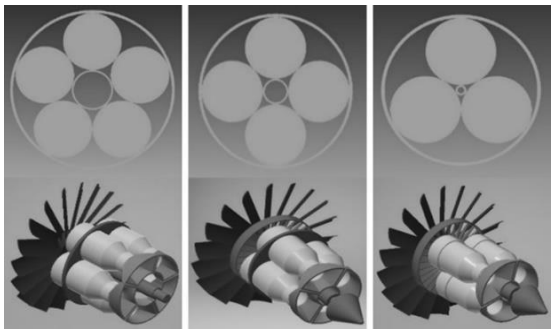


شکل ۱۱- طرح میکروتوربوفن با سه موتور میکروتوربوجت در هسته مرکزی آن



شکل ۱۲- شمای کلی موتور میکروتوربوفن با هسته موتورهای میکروتوربوجت هم افزا

انتخاب تعداد موتورهای میکروتوربوجت برای خوشه‌ای کردن و هم‌افزایی توان آنها می‌تواند از جنبه های مختلف فنی، عملیاتی و یا تحلیلی مورد بررسی قرار گیرد. در شکل۱۳ شماهای مختلفی از خوشه‌ای شدن میکروتوربوجتها بر اساس تعداد آنها نشان داده شده است. با توجه به ساختار و هندسه طرح خوشه‌ای کردن موتورهای میکروتوربوجت امکان عبور شفت کوپل کننده توربین دوم و فن از بین میکروموتورها میسر خواهد شد.



شکل ۱۳- نماهایی از طرح بر اساس تعداد میکروموتورها

با توجه به تصاویر ارائه شده در شکل۱۳ چنین به نظر می‌رسد که هرچقدر تعداد موتورهای میکروتوربوجت بیشتر باشند فضای بیشتری برای سامانه یاتاقان بندی و عبور شفت کوپل کننده توربین و فن در دسترس خواهد بود. و از طرف دیگر هر چقدر تعداد موتورهای میکروتوربوجت کمتر باشد فضای عبور گذر جریان سرد بیشتری در دسترس خواهد بود. بدیهی است مهمترین پارامتر تعیین کننده انتخاب تعداد موتورهای میکروتوربوجت، حداکثر تراست مطلوب موتور میکروتوربوفن طراحی شده با ساختار خوشه‌ای کردن میکروتوربوجتها خواهد بود.

بنابراین پارامترهای حداکثر تراست مطلوب، فضای لازم برای سامانه یاتاقان بندی و شفت اتصال دهنده فن و توربین و مساحت لازم برای عبور جریان هوای سرد فن و قطر بیشینه توربین و فن می‌تواند بر انتخاب تعداد موتورهای میکروتوربوجت موثر باشد. در این تحقیق تعداد میکروتوربوجتها سه عدد در نظر گرفته شده است.

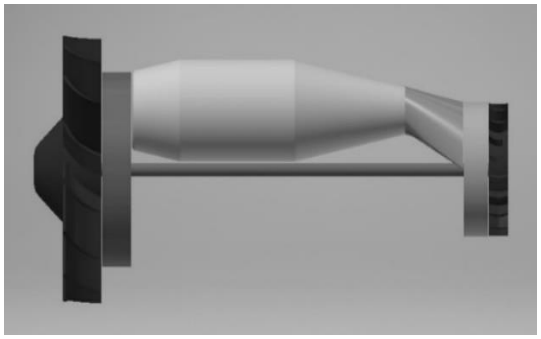
۳. محاسبات و تحلیلهای مقدماتی

موضوع این تحقیق بر پایه اثبات فن‌آوری و تمرکز اصلی بر امکان سنجی اجرای طرح و بررسی کلیات و عدم مغایرت با مبانی علمی و فنی از طریق

تحلیلهای محاسباتی و نرم افزاری با فرضهای ساده کننده منطقی انجام شده است. بدیهی است در مراحل پیشرفته تر نیاز به محاسبات و تحلیلهای دقیقتر خواهد بود.

با توجه به ساختار موتورهای میکروتوربوجت که تقریبا همگی دارای کمپرسور از نوع سانتریفیوژ هستند و با توجه به ابعاد هندسی بسیار کوچک آنها کاملا واضح است که امکان عبور شفت دیگری از میان شفت اصلی این موتورها وجود نخواهد داشت. با ارائه تکنیک خوشه‌ای کردن چند میکروتوربوجت حول محور شفت اتصال دهنده توربین و فن، این مشکل مرتفع شده است.

در این تحقیق با تلفیق روشهای محاسباتی و تحلیلهای نرم افزاری ابتدا محاسبات و تحلیلهایی برای تبدیل فقط یک موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن با فرض عدم عبور شفت دوم از وسط شفت موتور میکروتوربوجت مورد بررسی قرار گرفته است. سپس نتایج آن با توجه به هم افزایی توانها به موتورمیکروتوربوفن با بیش از یک موتور میکروتوربوجت تعمیم داده شده است. در شکل۱۴ شمای کلی موتور میکروتوربوفن فرضی با هسته فقط یک موتورمیکروتوربوجت و شفت اتصال دهنده توربین و فن نشان داده شده است.



شکل ١٤-شمای موتور میکروتوربوفن فرضی با یک موتور میکروتوربوجت در هسته مرکزی آن

۳-۱- مشخصات موتور میکروتوربوجت انتخابی

در سالهای اخیر با توسعه فن‌آوری در حوزه‌های مختلف امکان طراحی و ساخت انواع موتورهای توربوجت در مقیاس کوچک فراهم شده است. این موتورها با عنوان تجاری میکروتوربوجت تولید و به بازار عرضه شده‌اند. به دلیل ابعاد هندسی کوچک و الزام فنی در سبک سازی و همچنین دور بالای توربین، کمپرسور از نوع گریز از مرکز یا سانتریفیوژ انتخاب شده است. موتورهای میکروتوربوجت با مشخصه‌های فنی و عملیاتی و برندهای مختلفی در دسترس هستند. در این تحقیق موتور میکروتوربوجت با برند جت‌کت[5] انتخاب شده است. یکی از دلایل انتخاب این موتور در دسترس بودن و قرار گرفتن این موتور در رده موتورهای با تراست متوسط در طبقه‌بندی موتورهای میکروتوربوجت بوده است. اطلاع از پارامترهای فنی و گاز دینامیکی اصلی و ابعاد هندسی موتور انتخابی برای این تحقیق لازمه شروع فرآیندهای تحلیلی و طراحی است. در شکل۱۵ تصویر موتور انتخابی و در جدول ۱ مشخصات ابعادی و برخی از پارامترهای اصلی این موتور بر گرفته از کاتالوگ شرکت تولید کننده آن ارائه شده است.

شکل ۱۵-تصویر موتور میکروتوربوجت انتخابی [1]

جدول۱ مشخصات و پارامترهای موتور jetcat p220

ردیف	پارامتر	واحد	مقدار
۱	نسبت فشار	-	3,9
۲	دبی جرمی	Kg/s	0,45
۳	بیشینه مصرف سوخت	ml/min	725
۴	کمینه مصرف سوخت	ml/min	130
۵	وزن	g	1850
۶	قطر خارجی موتور	mm	116,8
۷	طول موتور	mm	307
۸	دمای گاز خروجی	◦C	480
۹	کمینه دور موتور	rpm	35000
۱۰	بیشینه دور موتور	rpm	117000
۱۱	تراست در کمترین دور	N	9
۱۲	تراست در حداکثر دور موتور	N	220
۱۳	سرعت گازهای خروجی	Km/h	1760
۱۴	توان گازهای خروجی	Kw	53,8
۱۵	مصرف سوخت ویژه	Kg/Nh	0,158

برای طراحی و ساخت موتور میکروتوربوفن با تکنیک استفاده از موتورهای میکروتوربوجت خوشه‌ای شونده لازم است به منظور تعیین ساختار، ابعاد کلی، نحوه جانمایی زیر سامانه‌ها و انتخاب تعداد موتورهای میکروتوربوجت، برخی پارامترهای هندسی و ابعادی دیگر موتور انتخابی اندازه‌گیری شوند. برخی از این پارامترهای مهم و تاثیر گذار اندازه‌گیری و در جدول۲ ارائه شده است.

جدول۲ پارامترهای ابعادی موتور jetcat p220

ردیف	پارامتر	واحد	مقدار
۱	قطر خروجی نازل	mm	52
۲	مساحت خروجی نازل	m^2	0.00212
۳	حداکثر قطر موتور	mm	133
۴	حداکثر طول بدون نازل	mm	200
۵	حداکثر طول با نازل	mm	295
۶	طول نازل	mm	95
۷	طول کل موتور	mm	۳۱۰

۳-۲- ارزیابی توان گازهای خروجی موتور انتخابی

برای ارزیابی توان قابل حصول از خروجی موتور میکروتوربوجت انتخابی با توجه به پارامترهای اصلی این موتور می‌توان انرژی و توان گازهای خروجی از نازل این موتور و تراست آن را محاسبه نمود. با توجه به مشخصات ارائه شده در جدول۱ و استفاده از معادله ۱ توان گازهای جت خروجی از موتور میکروتوربوجت انتخابی قابل محاسبه است.

$$P = \frac{1}{2}(\dot{m})u_e^2 \qquad (1)$$

$u_e = ۴۸۹\ \mathrm{m/s}$

$\dot{m} = 0.45\ \mathrm{kg/s}$

$P = ۵۳۸۰۲.۲\ \mathrm{watt}$

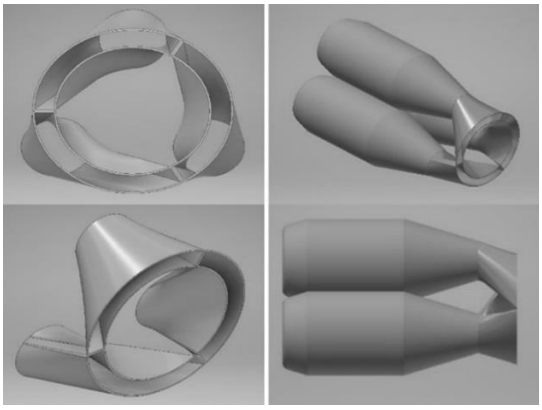
$P = ۷۲\ \mathrm{hp}$

این مقدار با توان گازهای خروجی ارائه شده توسط شرکت تولید کننده موتور میکروتوربوجت طبق جدول۱ مطابقت دارد. بنابراین این موتور با مصرف سوخت ویژه ۰/۱۵۸ کیلوگرم بر نیوتن ساعت، ۲۲۰ نیوتن تراست تولید می‌کند و توان گازهای گرم خروجی از نازل آن معادل ۷۲ اسب بخار است. این توان خروجی هزینه ایست که برای تولید فقط ۲۲۰ نیوتن نیروی تراست پرداخت شده است. بدیهی است گازهای گرم خروجی از نازل این موتور دارای انرژی نهفته زیادی نسبت به تراست تولید شده می‌باشد. طرح پیشنهادی در این تحقیق یعنی تبدیل چند موتور میکروتوربوجت خوشه‌ای شده به یک موتور میکروتوربوفن واحد در واقع راهکاری برای بازیافت بخشی از این انرژی هدر رونده خواهد بود.

۳-۳- طراحی نازلها یا کانالهای هدایت جریان گاز

با توجه به انتخاب سه موتور میکروتوربوجت و مشخصات و ابعاد هندسی میکروتوربوجتها

مخصوصا مساحت خروجی نازل آنها و با توجه به اینکه موتورهای میکروتوربوجت برای انبساط کامل جت گرم در نازل تا فشار استاتیک محیط طراحی شده‌اند. و الزام طراحی با پیش فرض عدم تغییر در ساختار هندسی و اجزای داخلی موتورهای میکروتوربوجت در اجرای طرح، بدیهی است نازل ها و یا بعبارتی هدایت کننده های واسط بین خروجی نازل میکروتوربوجتها و استاتور توربین باید بگونه ای طراحی شوند که دارای مساحت ورودی و خروجی یکسانی باشند. در شکل۱۶ شمایی از این هدایت کننده ها نشان داده شده است.



شکل ۱۶- نماهایی از هدایت کننده های گاز به توربین

بنابراین می‌توان بعنوان یک برآورد اولیه مساحت دیسک عامل توربین را به سادگی برآورد نمود. بدیهی است در سیکلهای فرآیند طراحی ممکن است این پارامترها چندین بار تغییر داده شوند. از مشخصات هندسی اندازه گیری شده جدول۲ مساحت خروجی نازلها محاسبه شده است.

مساحت خروجی نازل یک میکروتوربوجت:

$$A_N = ۰.۰۰۲۱۲۲\ m^2$$

مساحت خروجی نازل سه میکروتوربوجت:

$$A_{N\ total} = ۰.۰۰۶۳۶۷\ m^2$$

با برابر قرار دادن مجموع مساحت خروجی نازل میکروتوربوجتها با مساحت دیسک توربین دوم و با مشخص شدن مساحت دیسک عامل توربین قطر متوسط و شعاع متوسط توربین قابل محاسبه است.

$$A_t = A_{N\ total} = ۰.۰۰۶۳۶۷\ m^2$$

$$A_t=(\pi r_2^2 - \pi r_1^2)=\pi(r_2 - r_1)(r_2 + r_1)$$

با فرض ارتفاع تیغه های توربین:

$$h = (r_2 - r_1) = ۰.۰۱۵\ mm$$

شعاع متوسط توربین:

$$r_{mt} = \frac{(r_2 + r_1)}{2} = ۶۷.۵\ mm$$

حداکثر قطر توربین:

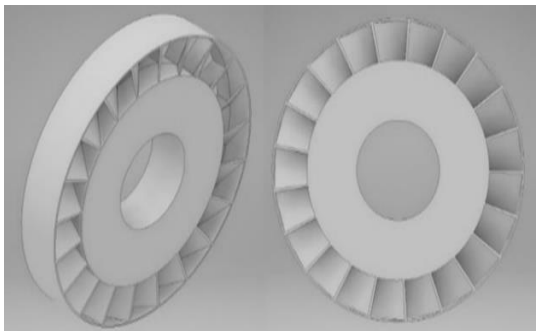
$$D_{max,turbin} = ۱۵۰mm$$

قطر هاب توربین:

$$D_{max,turbin} = ۱۲۰mm$$

۳-۴- طراحی و تحلیل استاتور توربین

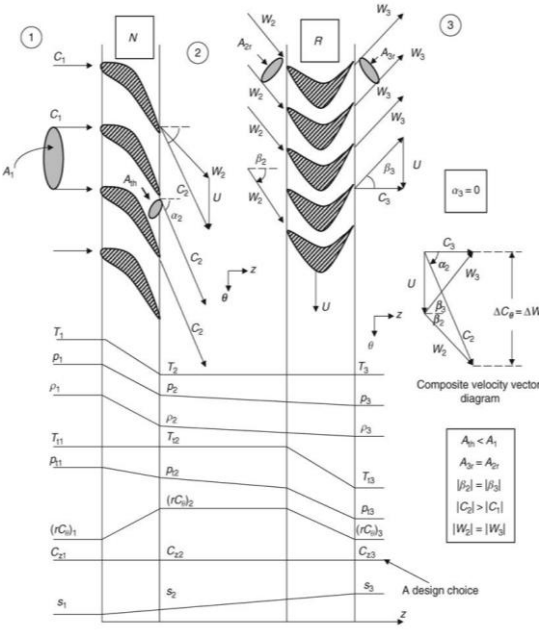
با هدایت جریان هوای گرم پر سرعت به سمت استاتور توربین، شکل۱۷ از طریق کانالهای هادی جریان گاز و با توجه به اینکه جریان خروجی از نازل موتورهای میکروتوربوجت برای انبساط کامل طراحی شده‌اند. هم کانالهای هادی جریان و هم استاتور توربین الزاما باید فقط بعنوان هدایت کننده و جهت دهنده جریان گازهای پر سرعت عمل کنند. لذا در طراحی این دو المان عدم تغییر در انتالپی باید در نظر گرفته شود. بنابراین استاتور توربین در این طرح فقط وظیفه تغییر جهت و یکنواخت کننده جریان هوای گرم را بعهده خواهد داشت. زاویه خروجی گاز گرم پر سرعت ۶۰ درجه در نظر گرفته شده است.



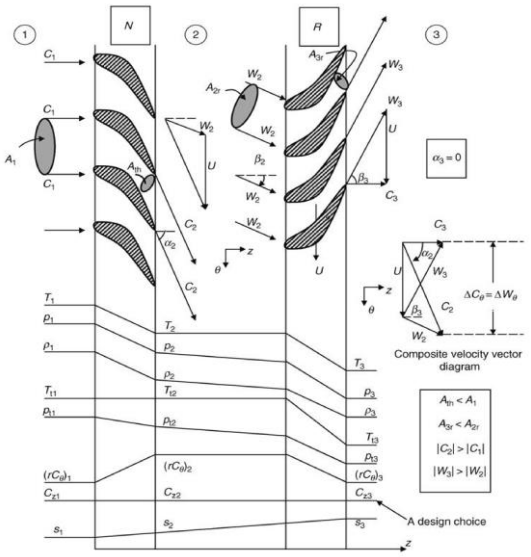
شکل ۱۷- تصویر استاتور توربین دوم با زاویه ۶۰ درجه

۳-۵- انتخاب نوع توربین

موتورهای میکروتوربوجت برای انبساط کامل جت گازهای گرم در نازل آنها تا فشار استاتیک محیط طراحی شده‌اند. لذا در صورت استفاده از توربین دوم یا کم فشار با ساختار غیر از ساختار ضربه‌ای، فشار استاتیک در خروجی توربین دوم کمتر از فشار محیط خواهد شد. همچنین با توجه به اینکه سرعت U توربین در توربین‌های با درجه عکس‌العمل ۵۰ درصد، دو برابر نوع ایمپالسی یا ضربه‌ای است استفاده از توربین ضربه‌ای باعث عدم نیاز به سامانه کاهنده دور خواهد شد. بنابراین تنها گزینه ممکن برای طرح فوق استفاده از توربین ضربه‌ای خواهد بود. مقایسه پارامترهای مختلف بخصوص فشار استاتیک در خروجی دو نوع توربین ضربه‌ای و ۵۰ درصد واکنشی از نمودارهای شکلهای۱۸ و ۱۹ با یکدیگر تایید کننده تصمیم گیری در خصوص انتخاب توربین نوع ضربه‌ای برای این تحقیق است.



شکل ۱۸- پارامترهای مختلف برای توربین ضربه‌ای[۷]

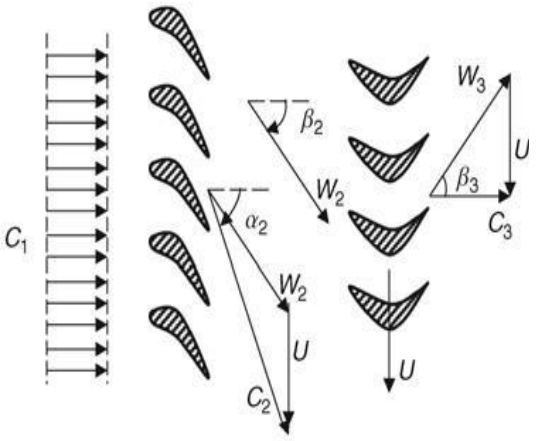


شکل ۱۹- پارامترهای مختلف توربین۵۰٪ واکنشی [7]

۳-۶- برآورد مشخصه های ابعادی و توان قابل حصول از توربین به روش محاسباتی

در جدول۱ سرعت گازهای خروجی از نازل موتور انتخابی ۴۸۹ متر بر ثانیه داده شده است. برآورد توان قابل دریافت گازهای خروجی موتور میکروتوربوجت انتخابی با توجه به مثلثهای

سرعت در توربین ضربه‌ای شکل ۲۰ به شرح زیر قابل محاسبه است.



(a) Impulse stage $[\beta_2 = -\beta_3]$

شکل ۲۰- مثلثهای سرعت در ساختار توربین ضربه ای[۷]

برای توربین ضربه‌ای با درجه عکس‌العمل صفر و یا ضربه‌ای روابط زیر حاکم است.[۷]

$$U_t = \frac{C_{\theta 2}}{2} \quad (۲)$$

$$W_t = 2U^2 \quad (۳)$$

با در نظر گرفتن زاویه خروج گاز از استاتور توربین برابر ۶۰ درجه محاسبات انجام شده است.

$C_2 = ۴۸۹ \text{ m/s}$

$\alpha_2 = ۶۰^\circ$

$C_{\theta 2} = C_2 . \text{Sin}(\alpha_2) = ۴۲۳.۴ \text{ m/s}$

$C_{z2} = C_{z3} = C_3 = C_2 . \text{Cos}(\alpha_2) = ۲۴۴.۵ \text{ m/s}$

$U_t = \frac{C_{\theta 2}}{2} = ۲۱۱.۷ \text{ m/s}$

$W_t = 2U_t^2 = ۸۹۶۳۳.۷۸ \text{ J/kg}$

$\dot{m} = ۰.۴۵ \text{ kg/s}$

$P_t = \dot{m} . W_t = ۴۰۳۳.۲ \text{ watt}$

$\omega_t = U_t / r_{mt}$

$\omega_t = ۳۱۳۶ \text{ rad/s} = ۲۹۹۶۴ \text{ rpm}$

با توجه به انتخاب سه موتور میکروتوربوجت توان قابل دریافت از توربین قابل محاسبه است.

$P_{total\,t} = (۳) \left(۴۰۳۳۵.۲\right) = ۱۲۱۰۰۵ \text{ watt}$

$P_{total\,t} = ۱۶۲ \text{ hp}$

بنابراین توان ایده‌ال قابل حصول از هم‌افزایی توان سه میکروتوربوجت عمل کننده بر توربین ضربه‌ای در نقطه طراحی، (حداکثر توان قابل حصول از میکروتوربوجتها) با مشخصات هندسی در نظر گرفته شده برابر ۱۶۲ اسب بخار محاسبه شده است. با لحاظ کردن بازدهی توربین معادل ۷۰ درصد، توان در دسترس قابل محاسبه است.

$$P_{available} = (۰.7)\, P_{total\,t} = 84704 \text{ watt}$$

۳-۷- بررسی ابعادی و پارامتری فن

برای تخمین و برآورد مشخصه‌های هندسی و ابعادی فن مناسب برای مقدار سرعت زاویه‌ای و توان در دسترس، پس از لحاظ کردن الزام طراحی عدم عبور سرعت پره‌های نوک فن، از ۱.۲ سرعت صوت و همچنین الزام طراحی حداقل قطر هاب فن ۱۴۸ میلیمتر، می‌توان حداقل و حداکثر قطر فن، شعاع متوسط فن، مساحت دیسک عامل فن و سرعت خطی متوسط فن را به شرح زیر محاسبه نمود.

$v_{tip} = \left(۱.۲\right)\left(۳۳۰\right) = ۳۹۶ \text{ m/s}$

$v_{tip} = r_{tip} . \omega_t$

$r_{tip} = ۱۲۶ \text{ mm}$

$D_{max,fan} = ۲۵۲ \text{ mm}$

$D_{min,fan} = ۱۴۸ \text{ mm}$

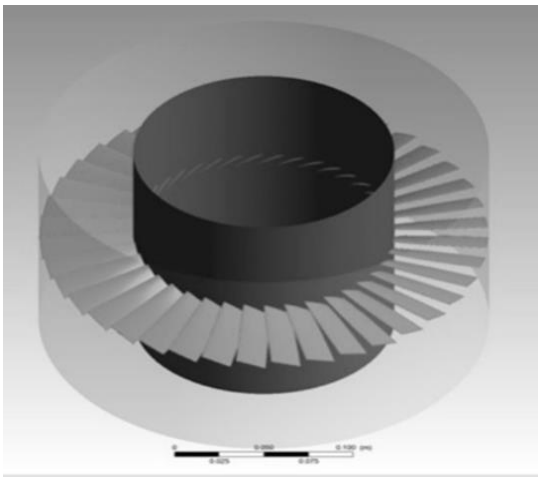
$r_{m,fan} = \frac{(D_{min,fan} + D_{max,fan})}{4} = ۱۰۰ \text{ mm}$

$A_{fan} = ۰.۰۳۵۶۵ \text{ m}^2$

$U_{fan} = r_{m,fan} . \omega_{fan} = ۳۱۳.۶۲ \text{ m/s}$

با تحلیلهای نرم افزاری توسط نرم افزار انسیس[۷] و با استفاده از ماژولهای ویستا[۸] در این نرم‌افزار و طراحی بر اساس خط میانگین، و با استفاده از مشخصات هندسی بدست آمده و مقدار توان در دسترس و تحلیل نتایج در نرم افزار cfx ، ضمن

بدست آوردن مشخصه‌های اصلی فن شامل دبی جرمی عبوری از فن، مقدار افزایش فشار توسط فن و ضریب جریان، می‌توان با استفاده از ابزار طراحی بلیدجن[۹]، مشخصه‌های دیگر فن شامل تعداد تیغه‌ها و مشخصات هندسی ایرفویل را نیز بدست آورد. در شکل۲۱ نمای فن طراحی شده با ابزارهای نرم افزار انسیس نشان داده شده است.



شکل ۲۱- نمای فن طراحی شده در نرم افزار انسیس

نتایج تحلیلها و مقادیر بدست آمده بروش طراحی بر اساس خط میانگین در نرم افزار انسیس، حاکی از مصرف توان فن، کمتر از مقدار توان تولیدی توسط توربین است. بنابراین بالانس انرژی برای توربین و فن کوپل شده به آن می‌تواند برقرار شود. در جدول۳ برخی از نتایج خروجی از نرم افزار انسیس برای فن طراحی شده ارائه شده است.

جدول۱- نتایج حاصل از خروجی نرم افزار cfx

ردیف	پارامتر	واحد	مقدار
۱	دبی جرمی عبوری از فن	Kg/s	۴/۵
۲	افزایش فشار	Pa	۱۱۷۰۰
۳	ضریب جریان	-	۰.۱۴۲۷
۴	سرعت خروجی از فن	m/s	۱۱۴
۵	توان مصرفی	watt	۶۸۰۰۰
۶	تعداد تیغه های فن	عدد	۴۰

جریان خروجی از فن طبق جدول فوق دارای سرعت ۱۱۴ متربرثانیه و افزایش فشار حدود ۱۲ درصدی می‌باشد. این جریان می‌تواند در فن نازل منبسط شود و این انبساط منجر به افزایش سرعت گذر سرد خواهد شد. بنابراین با استفاده از معادله۴ که در واقع نمودی از معادله انرژی است[۸] سرعت خروج جریان سرد از فن نازل را می‌توان محاسبه نمود. با توجه به توان مصرفی فن حدود ۶۸۰۰۰ وات و دبی جرمی حدود ۴.۵ کیلوگرم بر ثانیه، سرعت خروج گذر سرد با فرض انبساط کامل جریان سرد و مساحت خروجی فن نازل قابل محاسبه خواهد بود.

$$P = \frac{1}{2}\dot{m}V_{exit}^2 = \frac{1}{2}\rho A_{exit}V_{exit}^3 = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{4\rho A_{disk}\,\sigma_d}} \quad (4)$$

$$V_{\text{exit}} = 173.8\ \text{m/s}$$

$$\text{A}_{\text{exit}} = ۰.۰۲۱۹\ \text{m}^2$$

۳-۹- محاسبه نسبت کنار گذر

باتوجه به محاسبات انجام شده و نتایج حاصل از جدول۳ و با توجه به اینکه بخشی از جریان هوای تولیدی توسط فن از موتورهای میکروتوربوجت عبور می‌کند، برای این ساختار موتور نسبت کنار گذر بشرح زیر قابل محاسبه است.

$$\dot{m}_{\text{fan}} = ۴.۵\ \text{kg/s}$$

$$\dot{m}_{\text{gas}} = ۳(۰.۴۵) = ۱.۳۵\ \text{kg/s}$$

$$\dot{m}_{\text{mix}} = \dot{m}_{\text{fan}} - \dot{m}_{\text{gas}} = ۳.۱۵\ \text{kg/s}$$

$$\text{B} = ۲.۳۳$$

۳-۹- محاسبه تراست کل

توجه به این نکته مهم است که محاسبات فوق با فرض وجود فن نازل برای فن و با فرض انبساط کامل گذر سرد در فن نازل انجام شده است. بنابراین ترم فشاری تراست برابر صفر و تراست

کل مجموع دو تراست حاصل از اندازه حرکت جریانهای سرد و گرم خواهد بود.

تراست گذر سرد:

$$F_c = \dot{m}_{cold} \cdot v_{exit} = ۵۴۷.۴ \ N$$

تراست گذر گرم: (سه موتور میکروتوربوجت):

$$F_h = \dot{m}_{gas} \cdot C_{z3} = ۳۲۹.۴ \ N$$

تراست کل:

$$F_{total} = F_c + F_h = ۸۷۶.۸ \ N$$

این تراست حدود 30درصد بیشتر از تراست مجموع تراست‌های سه موتور میکروتوربوجت مجزا (۶۶۰ نیوتن) بدون ساختار میکروتوربوفن و با مصرف سوخت یکسان است.

۴. چالش‌های فنی و عملیاتی اجرای طرح

چالش‌های اصلی برای اجرایی شدن طرح فوق شامل مواردی است که در صورت ارائه راهکار برای همه آنها، طرح قابلیت اجرایی شدن را خواهد داشت. در ادامه به تعدادی از چالشها و گلوگاههای فنی اشاره شده است.

- سنکرون کردن دور موتورهای میکروتوربوجت
- ساخت توربین و استاتور مخصوص این ساختار
- ساخت فن و استاتور فن مخصوص این ساختار
- ساخت کانالهای هادی جریان گاز
- ساخت سیستم یاتاقان بندی مناسب این ساختار
- بررسی تاثیرات نیروها و گشتاورهای ژیروسکوپی
- نحوه سوخت رسانی به میکروتوربوجتها
- نحوه خنکاری زیر سامانه‌های مختلف
- بالانس مجموعه‌ها و قطعات دوار

۵. مزایا و قابلیتهای قابل پیشبینی طرح

قابل پیش بینی است اجرایی شدن طرح با ساختار پیشنهادی یعنی کلاستر کردن چند موتور میکروتوربوجت با یکدیگر با هدف بهره‌گیری از هم‌افزایی توان آنها برای دستیابی به یک موتور میکروتوربوفن، ضمن محقق شدن مزیتهای شناخته شده موتورهای توربوفن با ساختارهای شناخته شده، دارای مزیتهای ویژه‌ای به واسطه رویکرد بدیع مهندسی و ساختار ویژه آن بوده و می‌تواند منشا ایجاد زمینه‌های مطالعاتی و تحقیقاتی در حوزه‌های مختلفی باشد. برخی از این ویژگیها بشرح زیر ارائه شده است.

- با انتخاب تعداد و نوع موتورهای میکروتوربوجت می‌توان محدوده وسیعی از موتورهای میکروتوربوفن را با تراست مطلوب طراحی و تولید نمود.
- با اتخاذ تدابیری می‌توان تعدادی از موتورهای میکروتوربوجت کلاستر شده را از مدار خارج نمود. این ایده می‌تواند منجر به دستیابی به موتورهای توربوفن با قابلیت تولید تراست پله‌ای شود.
- در صورت محقق شدن ایده بند قبل این ویژگی می‌تواند موجب افزایش قابلیت اطمینان موتور میکروتوربوفن شود. ایده اولیه اینست که با از مدار خارج کردن یک یا چند موتور میکروتوربوجت کلاستر شده، موتور میکروتوربوفن بتواند با تولید تراست کمتری به کار خود ادامه دهد.
- بر اساس طراحی ماژولار می‌توان هر موتور میکروتوربوجت را به عنوان یک زیر سامانه در نظر گرفت لذا ساختار کلی موتور می‌تواند دارای طول عمر بیشتری نسبت به طول عمر میکروتوربوجتهای کلاستر شده باشد.
- امکان استفاده از نازل متغیر برای کنترل دبی گذر سرد و یا میکس دو جریان سرد و گرم برای کنترل شرایط مختلف پروازی در این ساختار امکان پذیر است.

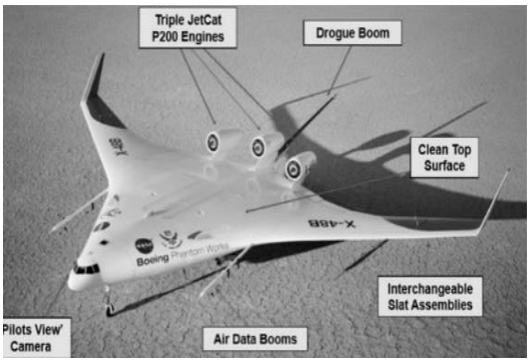
۶. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این تحقیق با معرفی تکنیک نوآورانه تبدیل چند موتور میکروتوربوجت به یک موتور میکروتوربوفن با ایده اصلی استفاده از هم افزایی توان چند موتور میکروتوربوجت سعی شده است با مبانی علمی و فرضیات ساده کننده معقول با ترکیب روشهای محاسباتی و تحلیلهای نرم افزاری کلیت طرح امکان سنجی و اثبات فن آوری شود.

تکنیک ارائه شده بر طرف کننده موانع و چالشهای فنی بسیاری در خصوص تبدیل موتورهای میکروتوربوجت به میکروتوربوفن بعلاوه قابلیتهای ویژه ذکر شده در این تحقیق می‌باشد.

محاسبات و برآوردهای اولیه در این تحقیق نشان دهنده بهبود قابل توجه در مشخصه‌های فنی و عملیاتی موتور میکروتوربوفن طراحی شده با تکنیک ارائه شده است. افزایش حدود ۳۰ درصدی تراست با مصرف سوخت ثابت نسبت به جمع تراست موتورهای میکروتوربوجت مجزا، مزیتی است که اهمیت اجرایی شدن طرح را چند برابر می‌کند.

بسیاری از هواگردها برای تامین نیروی پیشران مورد نیاز برای شرایط مختلف پروازی دارای بیش از یک موتور میکروتوربوجت هستند. بنابراین اجرایی شدن این طرح می‌تواند مرتفع کننده نیاز چنین هواگردهایی بعلاوه قابلیتهای ویژه آن باشد. در شکل۲۲ نمونه‌ای از این پهپادها ارائه شده است.



شکل ۲۲- تصویر پهپادی با سه میکروتوربوجت مجزا [۶]

طرح ارائه شده در این تحقیق با ارائه روشی نوین یعنی استفاده از هم‌افزایی توان چند موتور میکروتوربوجت برای دستیابی به پیشرانه‌هایی کارآمدتر، قابلیت اجرایی شدن در دیگر ساختارهای موتورهای هواتنفسی مانند میکروتوربوپراپها، میکروتوربوشفتها و پراپ‌فنها را در دارد. این تکنیک می‌تواند در راستای افزایش قابلیتهای فنی و عملیاتی این نوع موتورها برای بکارگیری آنها در انواع هواگردها مورد استفاده قرار گیرد. بنابراین سرمایه‌گذاری در خصوص حوزه‌های مختلف پژوهشی مرتبط و توسعه فن‌آوری و ایجاد زیرساختهای آن با توجه به مزیتهای فنی و عملیاتی ویژه این طرح دارای توجیه فنی، عملیاتی و اقتصادی است.

۷. مآخذ

[1] .www.jetcat.com.

[2]. Verstraete D, Hendrick P, Wong K, Armfield S,"micro propulsion activities at the university of sydney", January 2015.

[3]. Golchin H,Ommi F, Saboohi Z, "Assessment of converting approach to efficient design of micro-turboprop engines", a Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran,2019.

[4]. Kadosh K, Cukurel B, "Micro-Turbojet to Turbofan Conversion via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study",Technion-Israel Institute of Technology,2016

[5]. Guoping Huang, Xin Xiang *, Chen Xia,

Weiyu Lu and Lei Li," Feasible Concept of an Air-Driven Fan with a Tip Turbine for a High-Bypass Propulsion System", November 2018.
[6].https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20090040469 2020-04-05T15:15:13+00:00Z,2019
[7]. Saeed Farokhi," Aircraft Propulsion" PhD Professor Aerospace Engineering Department The University of Kansas, US ,2014
[8]. William H.Mason Sam B. Wilso ,"Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control", 2011

۸. پی‌نوشت

1.cluster
2. thrust specific fuel consumption
3. ejector
4. ram presser
5. jet cat
6. OGV
7. Ansys
8. vista AFD
9. Belad Gen