اثبات فن آوری طرح موتور میکروتوربوفن به روش هم افزایی توان چند میکروتوربوجت

فرهاد سبقت الهی[۱*]، محمود عدمی [۲]، حمید فرخ فال [۳]، مهرداد بزاززاده[۴]

۱- دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، farhadsebghatollahy@gmail.com

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، adami@mut-es.ac.ir

۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، farrokhfal@mut-es.ac.ir

۴- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، bazazzadeh@mut-es.ac.ir

*فرهاد سبقت الهی

چکیده

نوآوری و ارتقا سطح فن آوری انواع موتورها و پیشرانه های هوایی و همچنین افزایش قابلیتهای عملیاتی این موتورها و پیشرانه ها همواره مورد توجه محافل علمی و تحقیقاتی و صنایع فعال در حوزه هوافضا بوده است. در این تحقیق به بررسی ایده نوآورانه استفاده از هم افزایی توان چند موتور میکروتوربوجت به روش خوشه ای کردن آنها بصورت دوار برای طراحی یک موتور توربوفن مقیاس کوچک و امکان سنجی ساخت آن و همچنین بررسی قابلیتهای عملیاتی و مزایا و معایب موتور میکروتوربوفن تولید شده با این روش پرداخته شده است. به عبارت دیگر در این تحقیق با رویکرد اثبات فن آوری ایده طراحی و ساخت پیشرانه ای با ساختار اصلی توربوفن با استفاده از تعداد مشخصی موتور میکروجت کلاستر (cluster) شده بصورت دوار با یکدیگر و کسب تجربه و دانش فنی تولید نمونه هایی با ساختار مشابه و نشان دادن قابلیتهای ویژه این نوع پیشرانه ها انجام شده است.

واژه های کلیدی *میکرو توربوفن- میکروتوربوجت- هم افزایی توانها*

۱- مقدمه

یکی از مهمترین پارامترها در پیشرانه های هوایی مصرف سوخت ویژه SFC می باشد. کاهش مصرف ویژه سوخت در انواع پیشرانه ها همواره جزو اصلی ترین دقدقه های طراحان می باشد. انواع نوآوری ها، روشهای تحلیلی، محاسباتی و تدابیر ویژه مهندسی در راستای کاهش مصرف سوخت و افزایش کارایی در پیشرانه ها بررسی و برخی عملیاتی شده اند.

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 شده اند. در این راستا یکی از ساختارهای عملیاتی شده در صنایع هوایی موتورهای توربوفن می باشند که بسیار کارآمد و پر کاربرد نیز می باشند. در یک نگاه کلی به ساختار این موتورها کاملا مشهود است که هسته مرکزی این نوع موتورها در واقع توربین گاز و بطور دقیقتر موتورهای توربوجت می باشد. این موضوع منشا اصلی ایده استفاده از چند موتور میکروتوربوجت بعنوان هسته مرکزی موتور توربوفنی با ساختار هم افزایی توان چند میکروتوربوجت بعنوان تغییری اساسی و نوآورانه در این تحقیق می باشد.

بدیهی است ایجاد تغییر و یا ارتقاء هر سامانه ای با سامانه های بدیع باید توجیه علمی، عملیاتی و گاهی اقتصادی داشته باشد. با استفاده از خلاقیت و تحلیل مهندسی می توان کل سامانه و یا اجزا و یا زیر سامانه های آن را در جهت هدف معینی بر پایه تغییر در رویکرد و منطق طراحی توسط طراح و یا استفاده از فن آوری های نوین در اجزا و زیر سامانه ها تغییر داد. در این راستا پژوهشی با در نظر گرفتن موارد فنی عنوان شده و همچنین بررسی انواع ماموریتهایی که می تواند با بهره گیری از این نوع پیشرانه ها تعریف نمود انجام گرفته است. این تحقیق فعالیتی در راستای دستیابی به پیشرانه ای کارآمد با ارایه راهکار بدیع و نوآورانه تبدیل موتورهای موجود میکروتوربوجت به میکروتوربوفن با روش خوشه ای کردن و بهره گیری از هم افزایی توان آنها می باشد.

۲- هدف تحقیق و تعریف ماموریت

در سالهای اخیر استفاده از انواع پیشرانه های با ابعاد کوچک به دلیل توسعه انواع پهپادها گسترش یافته است. توسعه دانش فنی انواع هواگردهای بدون سرنشین با انواع ماموریتهای متنوع نیاز به پیشرانه های کارآمد و با تراست و مصرف سوخت مناسب این پرنده ها را افزایش داده است. موتورهای توربینی با هسته مرکزی توربین گاز دارای انواع ساختارهای مختلف برای انواع ماموریتهای متفاوت طراحی و ساخته شده اند. انواع موتورهای توربوفن، توربوپراپ، توربوشفت و پراپ فن 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. تقریبا با فاصله کمی پس از توسعه فن آوری طراحی و ساخت انواع موتورهای میکروتوربوجت تعدادی از شرکتهای تولید کننده این میکروموتورها با اضافه کردن توربین دوم در خروجی گاز گرم و اضافه کردن سامانه کاهنده دور مناسب، دو ساختار جدید میکروتوربو شفت و میکروتوربوپراپ را توسعه و عملیاتی نموده اند. توسعه بالگردهای بدون سرنشین در سالهای اخیر و نیاز به تامین کننده توانی کارآمد و سبک برای استفاده در این بالگردها موجب توسعه فن آوری و ایده تبدیل موتورهای میکروتوربوجت به میکروتوربو شفت شده است. این موتورها با افزودن توربین دوم به ساختار اصلی موتورهای میکروتوربوجت و تغییراتی در نازل خروجی گاز توسعه یافته اند. در شکل(۱) تصویر نمونه از یک موتور میکروتوربوشفت ارائه شده است.

شکل ۱: نمونه موتور میکروتوربوشفت [٤]

همچنین تو سعه فن آوری طراحی و ساخت پهپادهایی با الزام افزایش مداومت پرواز و نیاز به پی شرانه ای کارآمد و پر بازده جهت کاهش م صرف سوخت، موجب توسعه نوع دیگری موتور برگرفته از میکروموتورهای توربوجت به نام میکروتوربوپراپ شده است. ساختار اصلی این موتورها شبیه موتورهای میکروتوربو شفت می با شد با این تفاوت که محور خروجی آنها به ملخ کوپل می شود. در شکل(۲) نمونه ای از موتور میکروتوربوپراپ نشان داده شده است.

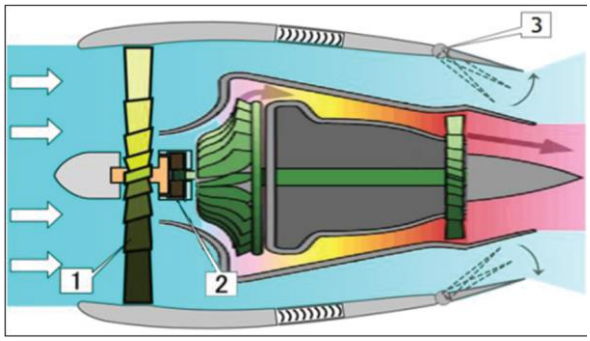
شکل ۲: تصویر نمونه موتور میکروتوربوپراپ [٤]

با توجه به توسعه ساختارهای مختلف موتورهای هواتنفسی مقیاس کوچک و نیاز به پیشرانه هایی کارآمد و پر بازده به خوبی جای خالی و اهمیت تحقیق و پژوهش در راستای دستیابی به فن آوری طراحی و ساخت موتورهای میکروتوربوفن احساس می شود. محدودیتهای ترمودینامیکی و بسیاری چالشهای فنی و مهندسی مانع توسعه فن آوری طراحی و ساخت موتورهای میکروتوربوفن شده است. در بخشهای بعدی برخی از این موانع و چالشها مورد بررسی و راهکارهایی ارائه شده است.

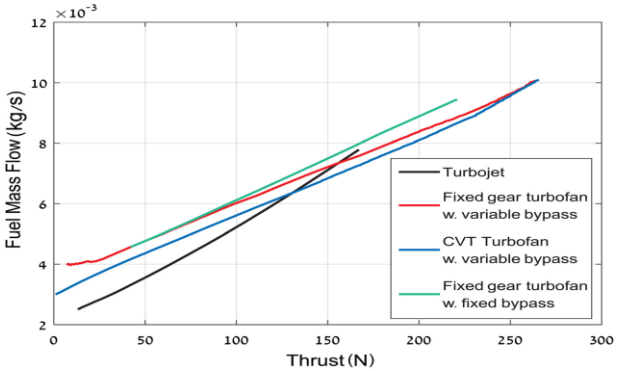
۳- تاریخچه

در سالهای اخیر مطالعات و فعالیتهایی از سوی محافل علمی و صنایع فعال در حوزه هوافضا در خصوص تبدیل موتورهای میکروتوربوجت به دیگر انواع موتورهای توربینی انجام شده است. در این نوشتار دو نمونه از این فعالیتهای پژوهشی در این زمینه بررسی شده است.

دو پژوهشگر به نامهای کوبی کادوش(kobi kadosh) و بنی کوکورل(beni cukurel) از اسرائیل در مقاله ای ترمودینامیک تبدیل میکروتوربوجت به میکروتوربوفن از طریق سیستم انتقال قدرت متغیر را برر سی کرده اند.[۱] در این مطالعه یک فن تو سط یک گیربکس متغیر به شفت اصلی موتور میکروتوربوجت اضافه شده است و عملکرد موتور با نرم افزار متلب شبیه سازی شده است. نتایج این پژوهش حاکیست استفاده از سیستم کاهنده متغیر به موتور این امکان را می دهد در بهینه ترین شرایط تنظیم و کاربر بتواند برای شرایط مختلف مثل اوج گیری، کروز و پرواز با سرعت بالا تغییرات لازم را اعمال کند. این روش تبدیل موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن به دلیل تغییرات خیلی کم در ساختار موتورمیکروتوربوجت یا هسته مرکزی کم هزینه ترین روش عنوان شده است. در شکل(۳) شماتیک این ساختار و در شکل(۴) نمودار میزان تغییرات دبی جرمی سوخت برای چهار ساختار مختلف مطالعه شده در این مقاله نشان داده شده است. نکته مهم در این نمودار تقاطع گراف مربوط به ساختار توربوجت با دیگرگرافهای مربوط به سه ساختار مختلف توربوفن می باشد.این تقاطع حاکیست مصرف سوخت در موتورهای توربوفن با ترا ست کل کم بی شتر از توربوجت با ترا ست م شابه ا ست. و یا به عبارتی موتورهای توربوفن در ابعاد بسیار کوچک مزیتی نسبت به ساختار میکروتوربوجت نخواهند داشت.



شکل ۳: شمایی از تبدیل میکروتوربوجت به میکروتوربوفن [۱]



شکل ۴: نمودار تغییرات دبی مصرف سوخت برای چهار ساختار مختلف[۱]

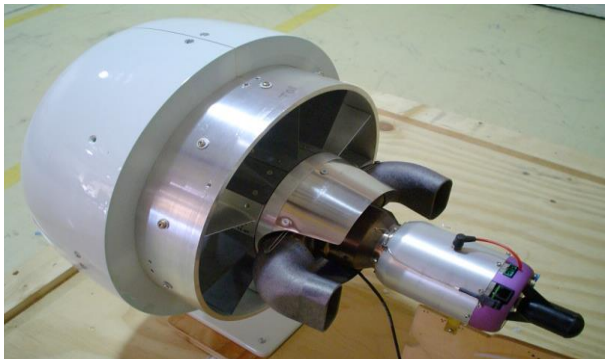
در پژوهشی دیگر توسط ناسا فعالیتهایی آزمایش محور برای تبدیل موتور میکروتوربوجت p200 به موتور میکروتوربوفن انجام شده ا ست.[۲] در این مجموعه آزمایشها در ابتدا موتور میکروتوربوجت توسط یک مجرای افزاینده ترا ست، سی ستمی شبیه اجکتور(ejector) آزمایش شده ا ست. نتیجه این آزمای شها افزایش مح سوس در مقدار نیروی ترا ست بوده ا ست. در شکل(۵) تصویر این آزمون نشان داده شده است.

شکل ۵-نمونه موتور میکروتوربوجت با مجرای افزاینده تراست [۲]

در آزمون دوم با استفاده از یک توربین آزاد و نصب آن بر خروجی میکروتوربوجت، توان تقریبی ۱۰ اسب بخار از شفت خروجی گیربکسی با نسبت ۱ به ۸ دریافت شده است. خروجی این مجموعه با یک ملخ کوپل شده و تراستی بسیار بیشتر از تراست موتور اصلی دریافت شده است و نتایج آن بررسی شده است. در شکل(۶) تصویر این مجموعه نشان داده شده است.

شکل ۶-نمونه موتور میکروتوربوجت تبدیل شده به میکروتوربوپراپ [۲]

در آزمون سوم سعی شده است ملخ را با یک فن مجرا دار جایگزین کنند. در این تحقیق با توجه به نوع ساختار تعیین شده موتور میکروتوربوجت بعنوان هسته مرکزی الزاما می بایست بصورت وارونه در وسط داکت نصب شود. برای این مجموعه یک فن مخصوص طراحی شده است 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 از طریق فن تولید می شود. در شکل(۷) تصویری از این موتور نشان داده شده است.



شکل ۷- تصویر میکروتوربوجت تبدیل شده به میکروتوربوفن [۲]

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

۳-۱- بررسی طرح پیشنهادی ناسا

پیکربندی و نحوه تبدیل موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن در طرح ناسا بصورت کاملا مشهود دارای معایب فنی و عملیاتی بسیاری می باشد. مواردی مثل نصب موتورمیکروجت برخلاف جهت جریان هوای ورودی بطوریکه نمی توان از فشار حاصل از سرعت هواپیما در دهانه ورودی یعنی رم پرشر (ram presser) استفاده ای نمود. و یا عدم استفاده مفید از تراست هسته مرکزی یعنی موتورمیکروجت و همچنین قرار گرفتن خروجی های گاز هسته مرکزی جلو جریان خروجی فن که به نوعی افت محسوب می شود و الزام استفاده از سامانه کاهنده دور به دلیل سرعت زاویه ای بالای توربین دوم را می توان از معایب این پیکربندی برشمرد.

در طرح پیشنهادی این تحقیق سعی شده است ضمن برطرف کردن کلیه ایرادات فوق، مزیتهای فنی و عملیاتی ویژه ای نیز بر قابلیتهای موتور میکروتوربوفن اضافه شود. همچنین با توجه به نتیجه گیری ناسا در خصوص افزایش بهره در صورت امکان پذیر بودن دریافت توان از توربین بیشتر از ۲۵ اسب بخار، به خوبی مشخص می گردد که استفاده از موتورهای میکروتوربوجت با تعداد بیشتر از یک موتور با هدف هم افزایی توان آنها می تواند در افزایش کارایی و بهره دریافتی بسیار موثر باشد. بنابراین این موضوع می تواند به نوعی موید اهمیت طرح ارائه شده خوشه ای کردن مجموعه ای از موتورهای میکروتوربوجت در این تحقیق باشد.

۴- بررسی ساختاری و پارامتری موتور میکروتوربوجت انتخابی

در سالهای اخیر با توسعه فن آوری در حوزه های مختلف امکان طراحی و ساخت انواع موتورهای توربوجت در مقیاس کوچک فراهم شده است. این موتورها با عنوان تجاری میکروتوربوجت هم اکنون تولید و به بازار عرضه شده اند. به دلیل ابعاد هندسی کوچک و الزام فنی در سبک سازی و همچنین دور بالای توربین این موتورها معمولا کمپرسور آنها از نوع گریز از مرکز یا سانتریفیوژ انتخاب می شوند. موتورهای میکروتوربوجت با مشخصه های فنی و عملیاتی و برند های مختلفی در دسترس هستند.در این تحقیق موتور Jetcat p200 انتخاب شده است. از دلایل انتخاب این موتور در دسترس بودن و قرار گرفتن این موتور در رده موتورهای با تراست متوسط در طبقه بندی موتورهای میکروتوربوجت بوده است. در شکل(۹) تصویر موتور انتخابی نشان داده شده است.

شکل ۸-تصویر موتور میکروتوربوجت انتخابی [۴]

اطلاع از پارامترهای فنی و گاز دینامیکی اصلی و ابعاد هندسی موتور انتخابی برای این تحقیق لازمه شروع فرآیندهای تحلیلی و طراحی می باشد. در جدول(۱) مشخصه های فنی بر گرفته از کاتالوگ شرکت تولید کننده این موتور ارائه شده است.

جدول ۱ مشخصات و پارامترهای فنی و هندسی موتور *jetcat p220*

ردیف	پارامتر	واحد	مقدار
۱	نسبت فشار	-	۳.۹
۲	دبی جرمی	kg/s	۰.۴۵
۳	بیشینه مصرف سوخت	ml/min	۷۲۵
۴	کمینه مصرف سوخت	ml/min	۱۳۰
۵	وزن	g	۱۸۵۰
۶	قطر خارجی موتور	mm	۱۱۶.۸
۷	طول موتور	mm	۳۰۷
۸	دمای گاز خروجی	°C	۴۸۰-۷۵۰
۹	کمینه دور موتور	rpm	۳۵۰۰۰
۱۰	بیشینه دور موتور	rpm	۱۱۷۰۰۰
۱۱	تراست در کمترین دور	N	۹
۱۲	تراست در حداکثر دور موتور	N	۲۲۰
۱۳	سرعت گازهای خروجی	Km/h	۱۷۶۰
۱۴	توان حاصل از گازهای خروجی	kw	۵۳.۸
۱۵	مصرف سوخت ویژه در حداکثر دور	Kg/Nh	۰.۱۵۸

همچنین برای تعیین ساختار و ابعاد کلی، نحوه جانمایی زیر سامانه ها و انتخاب تعداد موتورهای میکروتوربوجت خوشه ای شونده برای طراحی و ساخت موتور میکروتوربوفن لازم است برخی پارامترهای ابعادی دیگر موتور انتخابی اندازه گیری شوند. برخی از این پارامترهای مهم و تاثیر گذار اندازه گیری شده و در جدول(۲) ارائه شده است.

جدول ۲ مشخصات ابعادی اندازه گیری شده موتور *jetcat p220*

ردیف	پارامتر	واحد	مقدار
۱	قطر خروجی نازل	mm	۵۲
۲	مساحت خروجی نازل	m^2	۰,۰۰۲۱۲
۳	حداکثر قطر موتور	mm	۱۳۳
۴	حداکثر طول بدون نازل	mm	۲۰۰
۵	حداکثر طول با نازل	mm	۲۹۵
۶	طول نازل	mm	۹۵

۵- مزیتهای عملیاتی طرح تبدیل چند موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن

برای ارزیابی مزیتهای فنی و عملیاتی تبدیل موتورمیکروتوربوجت به میکروتوربوفن می توان از تحلیلهای ساده مهندسی با فرض تبدیل فقط یک موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن استفاده نمود. در اینجا به دو تحلیل ساده اشاره شده است.

۵-۱- تحلیل ساده برای ارزیابی توان گازهای خروجی موتور انتخابی

با توجه به پارامترهای اصلی موتور انتخابی و با فرض ثابت ماندن دبی در دو حالت موتور ثابت و کروز می توان انرژی و توان گازهای خروجی از نازل این موتور و تراست آن را بدست آورد.

از جدول(۱) مشخصات موتور داریم:

$u_e = 1760/3.6 = 489$ m/s

$P=0.5(\dot{m})u_e^2$

$P=0.5(0.45)(489)^2=53802.2$ w , $P=72$ hp

این مقدار با توان گاز خروجی ارائه شده توسط شرکت تولید کننده موتور میکروتوربوجت طبق جدول (۱) مطابقت دارد. بنابراین این موتور با مصرف سوخت ویژه ۰/۱۵۸ کیلوگرم بر نیوتن ساعت، ۲۲۰ نیوتن تراست تولید می کند و توان گازهای گرم خروجی از نازل آن معادل ۷۲ اسب بخار می باشد. این توان خروجی هزینه ایست که برای تولید فقط ۲۲۰ نیوتن نیروی تراست پرداخت می شود. بدیهی است گازهای گرم خروجی از نازل این موتور دارای انرژی نهفته زیادی نسبت به تراست تولید شده می باشد. طرح پیشنهادی در این تحقیق یعنی تبدیل چند موتور میکروتوربوجت خوشه ای شده به یک موتور میکروتوربوفن واحد در واقع راهکاری برای بازیافت بخشی از این انرژی هدر رفته می باشد.

۵-۲- تحلیل ساده جهت ارزیابی بازده پیشرانش

اگر بتوانیم به روشی دبی جرمی خروجی از موتور را تقریبا دو برابر کنیم و با فرض مصرف سوخت ثابت و همچنین با فرض ساده کننده ثابت ماندن توان گازهای خروجی(با توجه به ثابت فرض کردن مصرف سوخت) داریم:

$\dot{m}=1$ kg/s ,$P=53802.2$ w, $u_e^2=P/(0.5\dot{m})$, $u_e=328$ m/s

با فرض سرعت کروز ۲۰۰ متر بر ثانیه، برای دو موتور میکروتوربوجت و میکرو توربوفن بازده پیشرانش را می توان محاسبه نمود.

موتور میکروتوربوجت:

$F_{static}=\dot{m}.u$ $\quad F_{static}=(0.45)(489)=220$N

$F_{Cruise}=\dot{m}(u_e$ $\quad F_{cruise}=(0.45)(489-200)=130$N

$\eta_p=2u/(u+u_e)$ $\quad \eta_p=2(200)/(200+489)=0.58$

موتور میکروتوربوفن:

$F_{static}=\dot{m}.u$ $\quad F_{static}=(1)(328)=328$ N

$F_{Cruise}=\dot{m}(u_e-u)$ $\quad F_{cruise}=(1)(328-200)=128$N

$\eta_p=2u/(u+u_e$ $\quad \eta_p=2(200)/(200+328)=0.757$

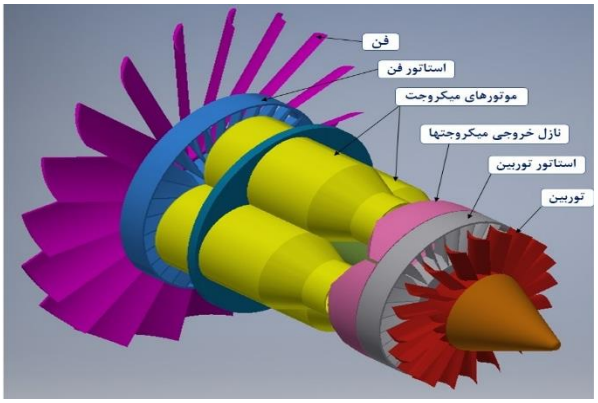
با توجه به محاسبات فوق با اجرای طرح تبدیل موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن بازده پیشرانش می تواند حدود ۱۵ درصد افزایش داشته باشد. تحلیلهای فوق با پیش فرض تبدیل یک موتور میکروتوربوجت انجام شده است. به نظر می رسد استفاده از چند موتور میکروتوربوجت و تبدیل آنها به یک موتور میکروتوربوفن واحد می تواند دارای مزیتهای فنی و عملیاتی منحصر بفرد و ویژه ای باشد.

۶- معرفی طرح و ایده اصلی استفاده از هم افزایی توان چند موتور میکروتوربوجت برای دستیابی به موتور میکروتوربوفن

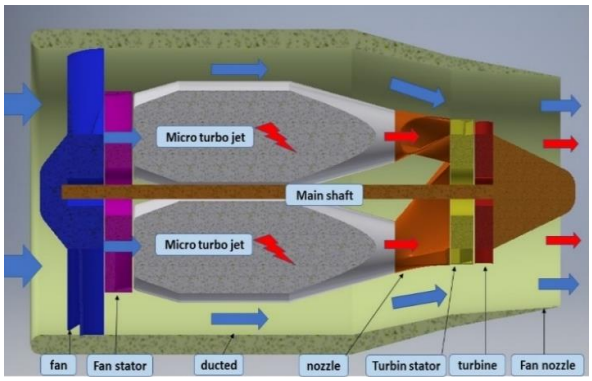
خوشه ای کردن چند موتور میکروتوربوجت با یکدیگر با هدف طراحی و ساخت یک موتور میکروتوربوفن واحد روش نوآورانه ایست که می توان برای ارتقای مشخصه های فنی و عملیاتی چند موتورمیکروتوربوجت و هم افزایی توان آنها برای تولید نیروی پیشران استفاده نمود.

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 کرده و با هم افزایی جریان جتهای گرم توان لازم برای اعمال نیرو به فن را تامین نماییم. در شکل(۹) شمای کلی طرح و اجزای اصلی آن نشان داده شده است.

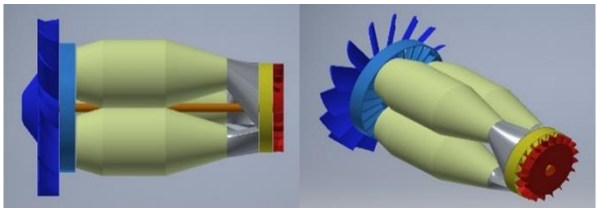
با استفاده از تکنیک خوشه ای کردن چند موتور میکروتوربوجت با یکدیگر ضمن بدست آوردن مزایای ویژه این طرح بسیاری از چالشهای فنی مثل عبور شفت کوپل کننده توربین و فن و یا کافی نبودن توان قابل حصول از یک میکروتوربوجت برای یک فن کارآمد نیز رفع خواهد شد. بدیهی است نحوه چیدمان موتورهای میکرو توربوجت و دیگر زیر سامانه در ساختار پیشنهادی الزامات فنی و مهندسی خاصی را در فرآیندهای تحلیلی و طراحی و مهندسی اعمال خواهد کرد. در یک جمعبندی مختصر چنین به نظر می رسد 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 ها و طراحی و ساخت نازل یکپارچه مخصوص این ساختار موتور می باشد. 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 الزامی به نظر می رسند. همچنین مجرای هوای گذر سرد تولید شده توسط فن نیز در این طرح منحصر بفرد خواهد بود. اینکه ساختار و جانمایی چهار زیر سامانه اخیر یعنی نازل های هادی جریان گاز گرم، استاتور توربین، استاتور فن و مجرای عبور جریان گذر سرد فن دارای چه خصوصیات و شکلی باشند در تحلیلهای گاز دینامیکی و فرآیندهای طراحی مهندسی باید بررسی و ساختارهای نهایی بهینه سازی شوند. در شکلهای (۱۰) و (۱۱) کلیات طرح و اجزای اصلی و مجاری هوای طرح موتور میکروتوربوفن با استفاده از هم افزایی توان چند موتور میکروتوربوجت نشان داده شده است.



شکل ۹- شمای کلی از اجزای اصلی طرح ارائه شده



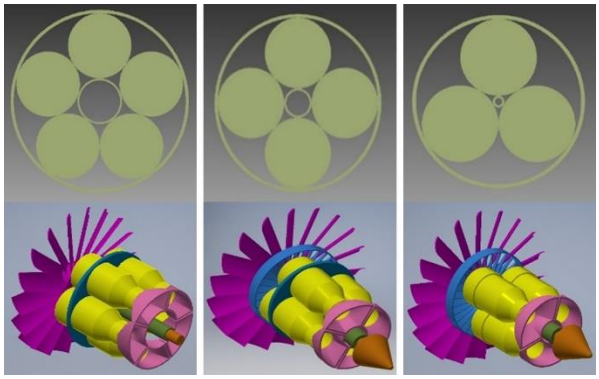
شکل ۱۰- تصویر ساختار داخلی، اجزای اصلی و مسیرهای جریانهای هوا



شکل ۱۱- نماهایی از طرح میکروتوربوفن با سه موتور میکروتوربوجت

اینکه چه تعداد موتورمیکروجت برای خوشه ای کردن و هم افزایی توان آنها مورد استفاده قرار گیرد می تواند از جنبه های مختلف فنی، عملیاتی و یا تحلیلی مورد بررسی قرار گیرد. در شکل (۱۲) شماهای مختلف از خوشه ای شدن میکروتوربوجتها بر اساس تعداد آنها نشان داده شده است. با توجه به ساختار و هندسه طرح خوشه ای کردن موتورهای میکروتوربوجت امکان عبور شفت توربین دوم و فن از بین میکروموتورها میسر می شود. با توجه تصاویر ارائه شده در شکل(۱۲) چنین به نظر می رسد 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 موتور های میکروتوربوجت کمتر باشد فضای عبور گذر جریان سرد بیشتری در دسترس خواهد بود. بدیهی است مهمترین پارامتر تعیین کننده تعداد موتورهای میکروتوربوجت، حداکثر تراست مطلوب موتور میکروتوربوفن طراحی شده با ساختار خوشه ای 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 می تواند بر انتخاب تعداد موتورهای میکروتوربوجت موثر باشد. در این تحقیق تعداد میکروتوربوجتها سه عدد در نظر گرفته شده است.

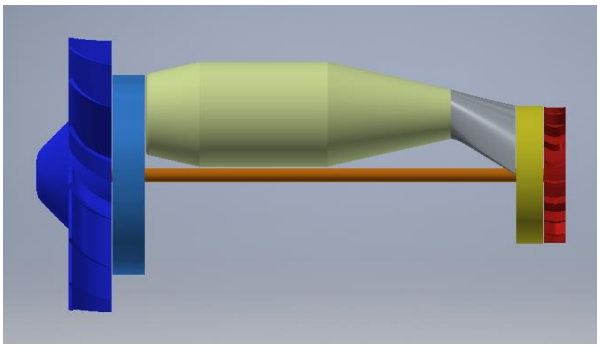


شکل ۱۲- نماهایی از طرح ارائه شده بر اساس تعداد موتورهای هم افزا

۷- تحلیلهای مقدماتی طرح تبدیل چند موتور میکروتوربوجت به یک موتور میکروتوربوفن

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 ارایه تکنیک نوآورانه خوشه ای کردن چند میکروتوربوجت حول محور شفت اتصال دهنده توربین و فن، این مشکل نیز مرتفع می گردد.

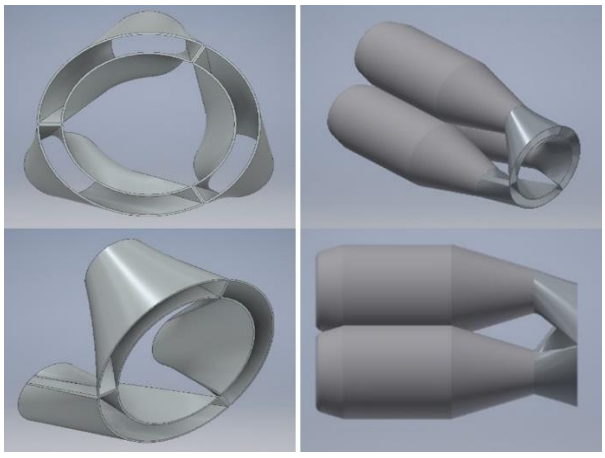
در این تحقیق ابتدا تحلیلهایی برای تبدیل فقط یک موتورمیکرو توربوجت به میکروتوربوفن با فرض عدم عبور شفت دوم از وسط شفت موتور میکروتوربوجت مورد بررسی قرار خواهد گرفت. سپس نتایج آن با توجه به هم افزایی توانها به موتورمیکروتوربوفن با بیش از یک موتورمیکرو توربوجت تعمیم داده خواهد شد. در شکل(۱۳) شمای کلی موتور میکروتوربوفن فرضی با یک هسته موتورمیکروتوربوجت و عدم عبور شفت اتصال دهنده توربین و فن نشان داده شده است.



شکل ۱۳-شمای موتورمیکروتوربوفن فرضی فقط با یک موتور میکروجت

۷-۱- طراحی نازلها یا کانالهای هدایت جریان گاز گرم به توربین

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 شده اند و همچنین با پیش فرض عدم تغییر در ساختار هندسی و اجزای موتورهای میکروتوربوجت در اجرای طرح، بدیهی است نازل ها و یا بعبارتی کانالهای واسط بین خروجی نازل میکروجتها و استاتور توربین باید بگونه ای طراحی شوند که دارای مساحت ورودی و خروجی یکسانی باشند. در شکل(۱۴) شمایی از این کانالها ارائه شده است.



شکل ۱۴- نماهای مختلفی از هدایت کننده های گاز به توربین

بنابراین می توان 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 کنند. از مشخصات هندسی اندازه گیری شده جدول(۲) داریم:

مساحت خروجی نازل یک میکروتوربوجت:

$A_N=0.002122m^2$

مساحت خروجی نازل سه میکروتوربوجت:

$A_{N\ total}=0.006367m^2$

با برابر قرار دادن مجموع مساحت خروجی نازل میکروجتها با مساحت دیسک توربین دوم و با مشخص شدن مساحت دیسک عامل توربین می توان قطر متوسط و شعاع متوسط توربین را محاسبه نمود.

$A_t= A_{N\ total} =0.006367m^2$

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

با فرض ارتفاع تیغه های توربین:

$h=(r_2 - r_1)=0.015mm$

شعاع متوسط توربین:

$r_{mt}=\frac{(r_2+r_1)}{2} =0.0675\ m=67.5\ mm$

حداکثر قطر توربین:

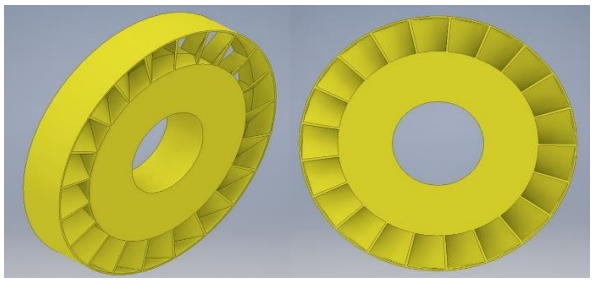
$D_{max,turbin}=150mm$

قطر هاب توربین:

$D_{max,turbin}=120mm$

۷-۲- طراحی و تحلیل استاتور توربین

با هدایت جریان هوای گرم پر سرعت به سمت استاتور توربین از طریق کانالهای هادی جریان گاز و با توجه به اینکه جریان خروجی از نازل موتورهای میکروتوربوجت برای انبساط کامل طراحی شده اند. هم کانالهای هادی جریان و هم استاتور توربین الزاما باید فقط بعنوان هدایت کننده و جهت دهنده جریان گازهای پر سرعت عمل کنند. بدیهی است 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. در این تحقیق زاویه خروجی گاز گرم پر سرعت ۶۰ درجه در نظر گرفته شده است. شکل(۱۵)

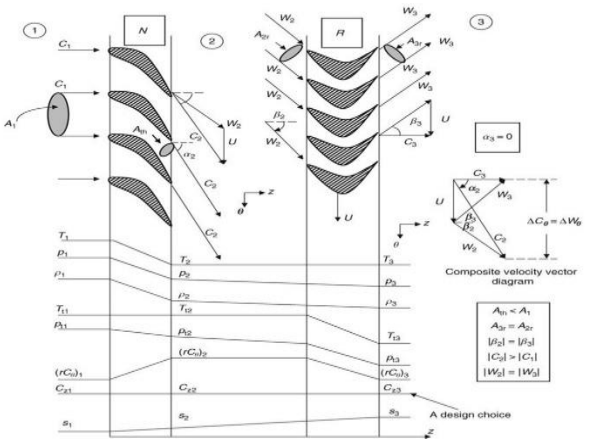


شکل ۱۵- تصویر استاتور توربین دوم

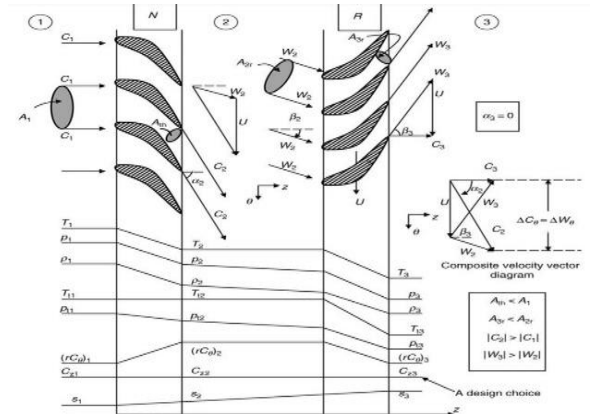
۷-۳- انتخاب نوع توربین

با توجه به اینکه در این طرح از موتورهای میکروتوربوجت طراحی و ساخته شده استفاده می شود. توجه به این نکته مهم است که این میکروموتورها برای انبساط کامل جت گرم در نازل تا فشار استاتیک محیط طراحی شده اند. لذا در صورت استفاده از توربین غیر ضربه ای، فشار استاتیک در خروجی توربین دوم کمتر از فشار محیط خواهد شد. همچنین با توجه به اینکه سرعت U توربین در توربین های با ۵۰ درصد عکس العملی دو برابر نوع ایمپالسی یا ضربه ای می باشد. لذا استفاده از توربین ضربه ای باعث عدم نیاز احتمالی به سامانه کاهنده دور خواهد شد. بنابراین تنها گزینه ممکن برای طرح فوق استفاده از توربین ضربه ای می باشد.

مقایسه پارامترهای مختلف بخصوص فشار استاتیک در خروجی دو نوع توربین ضربه ای و ۵۰ درصد واکنشی از نمودارهای شکلهای (۱۶) و(۱۷) با یکدیگر تایید کننده تصمیم گیری در خصوص انتخاب توربین نوع ضربه ای برای این تحقیق می باشد.



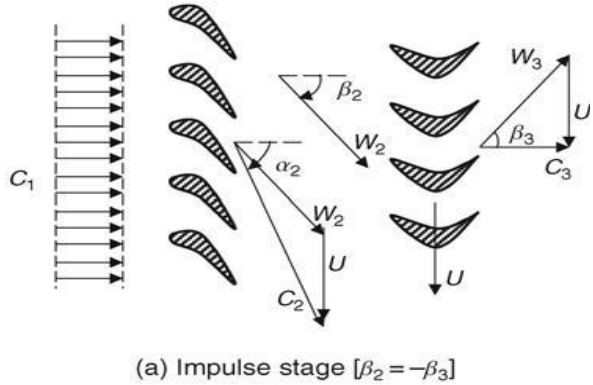
شکل ۱۶- نمودارهای پارامترهای مختلف برای توربین ضربه ای



شکل ۱۷- نمودارهای پارامترهای مختلف برای توربین۵۰٪ واکنشی

۷-۴- برآورد مشخصه های ابعادی و توان قابل حصول از توربین

با توجه به انتخاب نوع توربین ضربه ای و مشخصه های فنی موتور انتخابی از جدول(۱) سرعت گازهای خروجی از نازل موتور ۴۸۹ متر بر ثانیه مشخص شده است. توجه به این نکته مهم است که محاسبات در نقطه طراحی یعنی حداکثر توان انجام شده است. برآورد توان قابل دریافت گازهای خروجی موتور میکروتوربوجت انتخابی با توجه به مثلثهای سرعت در توربین ضربه ای شکل(۱۷) به شرح زیر قابل محاسبه است.



شکل ۱۸-شمای مثلثهای سرعت در ساختار توربین ضربه ای

برای توربین ضربه ای با درجه عکس العمل صفر داریم.

$U=C_{\theta 2}/2$ (1)

$W_t=2U^2$ (2)

با در نظر گرفتن زاو یه خروج گاز از اســـتاتور توربین برابر ۶۰ در جه محاسبات را انجام می دهیم.

$C_2=489$ m/s , $\alpha_2=60^\circ$

$C_{\theta 2}=C_2.Sin(\alpha_2)=423.4$ m/s

$C_{z2}=C_2.Cos(\alpha_2)=244.5$ m/s $=C_{z3}=C_3$

EQ(2) : $U_t=C_{\theta 2}/2=211.7$ m/s

EQ(3) : $w_t=2U_t^2=89633.78$ J/kg

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

$P_t=\dot{m}.w_t=40335.2$ watt

$\omega_t=U_t/r_{mt}$

$\omega_t=211.7/0.0675 = 3136.2$ rad/s$=29964.6$ rpm

و با توجه به انتخاب سه موتور میکروتوربوجت داریم:

$P_{total\ t}= 3(40335.2)=121005$ watt $=162$ hp

بنابراین توان ایده ال قابل حصـــول از هم افزایی توان ســـه میکروتوربوجت عمل کننده بر توربین ضـــربه ای در نقطه طراحی، (حداکثر توان قابل حصول از میکروتوربوجتها) با مشخصات هندسی در نظر گرفته شده برابر ۱۶۲ اسب بخار می باشد. با لحاظ کردن بازدهی توربین معادل ۹۰ در صد توان در دسترس قابل محاسبه است.

$P_{available}=0.8\ P_{total\ t}=108904.5$ watt

۷-۵- بررسی ابعادی و پارامتری فن با توجه به مقدار توان در دسترس

برای تخمین و برآورد مشـخصـه های هندسـی و ابعادی فن مناسـب برای مقدار ســـرعت زاویه ای و توان در دســـترس می توان پس از محاســـبه مشخصات هندسی فن، با محاسبه ضریب جریان با الزامات فنی در نظر گرفته شـــده ابتدا دبی جرمی عبوری از فن را محاســـبه ســـپس ســـرعت مماســـی فن را محاســـبه نمود. بعنوان یک تخمین اولیه والزام طراحی عدم عبور سرعت خطی سر پره های فن از ۱,۲ سرعت صوت و حداقل قطر هاب ممکن برای فن می توان حداقل و حداکثر قطر فن را با توجه به ســـرعت زاویه ای بدست آمده برای توربین دوم به شرح زیر محاسبه نمود.

$v_{tip}=(1.2)(330)=396$ m/s

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

$r_{tip}=0.126$m$=126$ mm

$D_{\ max,fan}=252$ mm

با در نظر گرفن الزام فنی مینیمم قطر فن معادل ۱۴۸ میلیمتر می توان شعاع متوسط و مساحت دیسک عامل فن را محاسبه نمود.

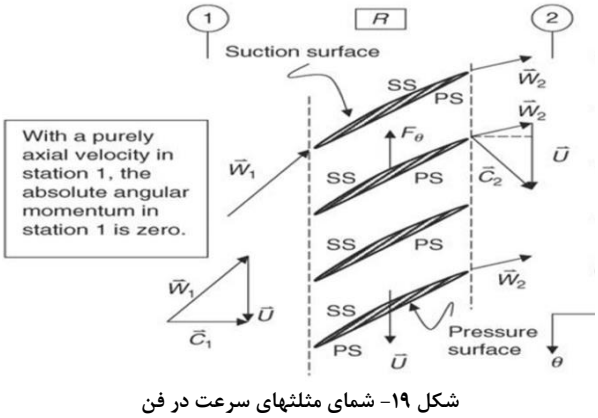
$D_{min,fan}=148$ mm

$r_{m,fan}= (D_{min}+ D_{\ max,fan})/4=100$ mm

$A_{fan}=0.03265$ m^2

$Ufan= r_{m,fan}\ .\ \omega_{fan}=313.62$ m/s

با توجه به شـکل(۱۹)و لحاظ زاویه پره های فن ۶۰ درجه و تعیین ضـریب جریان از معادله(۳)، دبی جرمی عبوری از فن قابل محاسبه می باشد.



شکل ۱۹- شمای مثلثهای سرعت در فن

$\alpha_1=0^\circ$, $\beta_1=60^\circ$

$\Phi=C_{zfan}/U_{fan}=1/\{tg(\alpha_1)+tg(\beta_1)\}=0.57$ (3)

$C_{z2fan}=C_{z1fan}=178.763$ m/s

با در نظر گرفتن چگالی هوا برابر یک و مساحت موثر فن معادل ۹۰ درصد دیسک عامل فن می توان دبی جرمی عبوری از فن و سرعت مماسی فن را محاسبه نمود.

$A_{m,fan}=0.9\ A_{fan}$

$\dot{m}_{fan} = \rho\ .\ A_{m,fan}\ .\ C_{zfan} =5.25$ kg/s (4)

$C_{\theta 2fan}= P_{available}/(\dot{m}_{fan}.U_{fan})= 66.1$ m/s

۷-۶- بررسی ابعادی و پارامتری فن نازل

برای تخمین و برآورد مشـخصـه های هندسـی و ابعادی فن نازل مناسـب برای این ساختار می توان از معادله (۵) [۳] استفاده نمود. با توجه به توان در دسترس فن و دبی جرمی بدست آمده می توان سرعت خروج گذر سرد از فن نازل را محاسبه نمود.

$$\mathbf{P=\frac{1}{2}\dot{m}V_{exit}^2=\frac{1}{2}\rho A_{exit}V_{exit}^3=\frac{T^{3/2}}{\sqrt{4\rho A_{disk}\sigma_d}}} \quad (5)$$

$V_{exit}=203.68$ m/s

همچنین با اســـتفاده از معادله(۶) و فرض ســـاده کننده چگالی هوا در خروجی گذر سرد برابر یک و فرض انبساط کامل گذر سرد از نازل فن ابعاد هندسی خروجی فن نازل محاسبه می شود.

$A_{exit}=0.02577$m^2

با توجه به حداکثر قطر توربین الزاما کمترین قطر فن نازل برابر ۱۵۰ میلیمتر و با توجه به مساحت خروجی نازل، حداکثر قطر فن نازل مشخص می گردد.

$D_{min\ FN}=150$ mm , $D_{max\ FN}=235$ mm

۷-۷- محاسبه نسبت کنار گذر

باتوجه به محاسبات انجام شده برای این ساختار موتور، نسبت کنار گذر بشرح زیر قابل محاسبه می باشد.

$\dot{m}_{fan}=5.25$ kg/s

$\dot{m}_{cold}= \dot{m}_{fan} - 3(0.45)=3.9$ kg/s

$\dot{m}_{gas}=3(0.45)=1.35$ kg/s

$B=2.88$

۷-۸- 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 در نظر گرفته شده است.

تراست گذر سرد:

$F_c=\dot{m}_{cold}\ .\ v_{exit}=794.35$ N

تراست گذر گرم: (سه موتور میکروتوربوجت):

$F_h=3\ \dot{m}_g\ .C_{z3}=330$ N

تراست کل:

$F_{total}=F_c+F_h=1124.42$ N

این تراست حدود ۷۰درصد بیشتر از تراست مجموع تراست های سه موتور میکروتوربوجت مجزا (۶۶۰ نیوتن) بدون ساختار میکروتوربوفن می باشد.

۸- امکان سنجی و 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 و در برخی موارد راهکارهایی کاملا بدیع و نوآورانه ارائه شده است.

- سنکرون کردن دور موتورهای میکروتوربوجت
- تحلیل، و طراحی و ساخت توربین و استاتور آن مخصوص این ساختار

- تحلیل، طراحی و ساخت فن و استاتور فن مخصوص این ساختار
- تحلیل، طراحی و ساخت کانالهای هادی جریان گاز
- تحلیل طراحی و ساخت سیستم یاتاقان بندی مناسب این ساختار
- تحلیل، و بررسی تاثیرات هم افزایی نیروها و گشتاورهای ژیروسکوپی
- تحلیل و بررسی نحوه سوخت رسانی به میکروتوربوجتها
- تحلیل و بررسی نحوه خنکاری زیر سامانه های مختلف
- انواع چالشهای مربوط به طراحی مهندسی، تدوین روشهای تولید، بالانس قطعات دوار، ساخت و تولید و....

۹- ارائه راهکار برای چالشها و گلوگاههای طرح

روشهای متعددی برای حل چالشها و گلوگاههای طرح پیشنهادی کلاستر کردن موتورهای میکروتوربوجت می تواند مورد بررسی قرار گیرد. طراحی و ساخت سامانه کنترل الکترونیک مبتنی بر اندازه گیری دور میکروتوربوجتها می تواند علاوه بر سنکرون کردن میکروموتورهای جت دارای قابلیت کنترل پارامترهای مختلف مثل دما، فشار و یا سرعت جریان هوا و یا گاز های گرم در نواحی مختلف موتور میکروتوربوفن طراحی و ساخته شده باشد. همچنین این سامانه کنترلی می تواند قابلیت برنامه ریزی برای انواع سناریوهای مختلف شامل نحوه استارت و استپ میکروموتورها، از مدار خارج کردن برخی از موتورها، کنترل زیر سامانه های مختلف، کنترل جریان سوخت و حتی ایجاد اختلاف دور بین میکروموتورها برای کنترل برخی پارامترهای دیگر و.... باشد. مدل سازی سه بعدی، استفاده از نرم افزارهای تحلیلی و عددی، تدوین آزمونهای عملی با المانهای شبیه سازی شده و بررسی نتایج آنها می تواند بعنوان راهکارهایی برای اعتبار سنجی و حل دیگر چالشها و گلوگاههای ذکر شده استفاده شود.

۱۰- مزایا و قابلیتهای قابل پیشبینی اجرای طرح

پیش بینی می شود اجرایی شدن طرح و یا ساختار پیشنهادی کلاستر (cluster) کردن چند موتور میکروتوربوجت با یکدیگر جهت هم افزایی توانها برای دستیابی به موتور میکروتوربوفن، ضمن محقق شدن مزیتهای شناخته شده موتورهای توربوفن دارای مزیتهای ویژه ای به واسطه رویکرد بدیع مهندسی و ساختار ویژه آن باشد این موضوع می تواند منشا زمینه های تحقیقاتی در حوزه های مختلفی باشد. برخی از این ویژگیها بشرح زیر می باشد.

- با انتخاب تعداد و نوع موتورهای میکرو توربوجت می توان محدوده وسیعی از موتورهای میکروتوربوفن را با تراست مطلوب طراحی و تولید نمود.
- با اتخاذ تدابیری می توان تعدادی از موتورهای میکروتوربوجت کلاستر شده را از مدار خارج نمود. این ایده می تواند منجر به دستیابی به موتورهای توربوفن با قابلیت تولید تراست پله ای شود.
- در صورت محقق شدن ایده بند قبل این ویژگی می تواند باعث افزایش قابلیت اطمینان کل موتور میکروتوربوفن شود. در واقع ایده اولیه اینست که با خارج شدن از مدار یک یا چند موتور میکروتوربوجت کلاستر شده موتور میکروتوربوفن بتواند با تولید تراست کمتری به کار خود ادامه دهد.
- بر اساس طراحی ماژولار می توان هر موتور میکروتوربوجت را به عنوان یک زیر سامانه در نظر گرفت لذا ساختار کلی موتور می تواند دارای طول عمری 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 در این ساختار امکان پذیر می باشد.

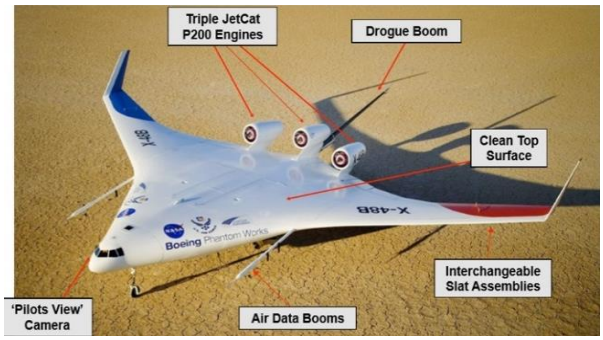
۱۱- نتیجه گیری

در این تحقیق ضمن معرفی طرح بدیع و 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 کلیت طرح امکان سنجی و اثبات فن آوری شود.

محاسبات و برآوردهای اولیه در این تحقیق نشان دهنده بهبود قابل توجه در پارامترهای فنی و عملیاتی موتور میکروتوربوفن طراحی شده به روش استفاده از هم افزایی توان چند میکروتوربوجت بعلاوه قابلیتهای ویژه ذکر شده در این تحقیق می باشد.

افزایش حدود ۷۰ درصدی تراست با مصرف سوخت ثابت نسبت به جمع تراست موتورهای مجزا، مزیتی است که اهمیت اجرایی شدن طرح را چند برابر می کند.

بسیاری از هواگردها دارای بیش از یک موتور میکروتوربوجت برای تامین نیروی پیشران هستند لذا اجرایی شدن این ساختار می تواند مرتفع کننده نیاز چنین هواگردهایی بعلاوه قابلیتهای ویژه آن باشد. در شکل(۲۰) نمونه ای از این پهپادها نشان داده شده است.



شکل ۲۰- پهپاد با بکار گیری سه میکروتوربوجت مجزا برای تامین تراست

با توجه به پیشرفتهای سریع فن آوری تولید وسایل پرنده بدون سرنشین و سرنشین دار، طرح فوق با ارائه ساختاری نوین می تواند برطرف کننده طیف وسیعی از پیشرانه ها برای بکار گیری در انواع هواگردها باشد. بنابراین سرمایه گذاری در خصوص حوزه های مختلف پژوهشی مرتبط و توسعه فن آوری و ایجاد زیر ساختهای آن با توجه به مزیتهای فنی و عملیاتی خاص این طرح دارای توجیه فنی، عملیاتی و اقتصادی می باشد.

۱۲- مراجع

[۱] Kadosh K, Cukurel B, "Micro-Turbojet to Turbofan Conversion via Continuously Variable Transmission: Thermodynamic Performance Study", Technion -Israel Institute of Technology,۲۰۱٦

[۲] https://ntrs.nasa.gov/search.jsp

[۳] Daniel J.Inman, Committee Chair Kevin B.KochersbergerAndrew J. Kurdila William H.Mason Sam B. Wilso ,"Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control", ۲۰۱۱

[٤] www.jetcat.com