AERO2022-01520087

مدلسازی ترمودینامیکی یک موتور میکروتوربوفن دو محوره با جریان غیرآمیخته

امین ایمانی [۱*]، امین انجم روز [۲]، علی راستی جهرمی [۳]

۱- استادیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه بوعلی سینا، همدان، a.imani@basu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۳- دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

*نویسنده مخاطب

چکیده

موتورهای میکروتوربینی که برای پیشرانش سامانه‌های هوایی بدون سرنشین مورد استفاده قرار می‌گیرند، معمولا بصورت میکروتوربوجت هستند. این موتورها مصرف سوخت نسبتا بالایی دارند. این در حالیست که میزان مصرف سوخت یکی از عوامل کلیدی در ساختار، وزن و مداومت پروازی سامانه هوایی است. با توجه به اینکه موتورهای توربینی نوع توربوفن، میزان مصرف سوخت کمتری دارند، یک راهکار موثر جهت بهبود عملکرد موتورهای میکروتوربوجت توسعه ساختار آنها به فرم میکروتوربوفن است. در این مقاله یک طرح موتور میکروتوربوفن دو محوره ارائه می‌شود. در این طرح، یک موتور میکروتوربوجت بعنوان هسته موتور جدید بوده و یک روتور حاوی یک فن و یک طبقه توربین به همراه یک داکت کنارگذر در ساختار موتور لحاظ می‌شود. مدلسازی ترمودینامیکی موتور در نرم افزار Gasturb انجام شده و عملکرد آن با موتور میکروجت پایه مقایسه می شود. نتایج مدلسازی کاهش قابل ملاحظه مصرف سوخت ویژه و در عین حال افزایش میزان نیروی پیشران را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: *موتور میکروتوربوفن دو محوره- مدلسازی ترمودینامیکی- مصرف سوخت ویژه - نیروی پیشران*

۱- مقدمه

با افزایش پیچیدگی موتورهای توربین گاز به نظر می‌رسد که دستیابی به حداکثر بهره‌وری از موتور به سرعت در حال پیشرفت است. در تلاش روزافزون برای بهبود عملکرد موتورهای توربین گاز، فناوری‌های جدیدی برای افزایش نسبت توان به وزن و به حداقل رساندن مصرف سوخت ویژه (SFC) مورد توجه قرار گرفته‌اند که در عین حال هزینه‌های کلی توسعه موتور را کاهش می‌دهند. یک دسته از موتورهای توربین گاز که در سال‌های اخیر در صنایع تجاری و بالاخص در حوزه‌های نظامی بطور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد موتورهای میکروتوربینی است. این موتورها معمولا بعنوان پیشران سامانه‌های بدون سرنشین هوایی بکار گرفته می‌شوند. اگرچه میزان تراست تولیدی توسط موتورهای میکروتوربینی قابل ملاحظه است اما میزان مصرف سوخت آنها نسبتا بالاست. سوخت مصرفی یکی از پارامترهای مهم و تعیین‌کننده در ابعاد، وزن و هزینه یک سامانه می‌باشد. بنابراین کاهش میزان آن در بهبود طراحی، ساخت و اجرای عملیات کاملا موثر است. موتورهای توربوفن نسبت به توربوجت میزان مصرف سوخت ویژه کمتری دارند زیرا بخش عمده‌ای از تراست تولیدی این موتورها از طریق هوای خروجی از نازل مسیر کنارگذر تعبیه شده در اطراف هسته موتور تأمین می‌شود. بنابراین، برای تولید تراستی معادل با تراست موتور توربوجت مصرف سوخت کمتری خواهند داشت.

فرآیند طراحی یک موتور جدید معمولاً مستلزم هزینه بالا و دوره توسعه طولانی‌مدت است. برای استفاده از مزایای موتورهای دارای کنارگذر و در عین حال کاهش هزینه و زمان توسعه در مقایسه با طراحی یک موتور جدید، دستیابی به یک طرح موتور توربوفن مشتق از یک موتور توربوجت موجود می‌تواند تاثیرگذار باشد. مفهوم تبدیل یک موتور توربوجت به یک موتور توربوفن قبلا برای موتورهای با ابعاد و تراست بالا اجرایی شده است. این امر معمولاً نیازمند بازطراحی و تغییرات قابل‌توجهی در بخشهای اصلی مانند افزودن شفت، فن و کمپرسور فشار پایین، توربین فشار پایین، تغییرات محفظه احتراق و نازل و ... دارد. با این حال جهت کاهش هزینه و حداقل کردن روند طراحی و ساخت، حداقل تغیرات در هسته موتور انجام می‌گیرد.

تاکنون پژوهشهای کمی در زمینه تبدیل یک موتور میکروجت به انواع دیگر منتشر شده است. در سال ۲۰۱۹، پالمن و همکاران [۱] ساختار یک موتور میکروتوربوفن تک محوره گیربکس‌دار را ارائه کردند. این ساختار حاصل از تبدیل یک موتور میکروتوربوجت و اضافه نمودن یک فن سرعت متغیر و نازل با نسبت کنارگذر متغیر بود. نتایج این تحقیق نشان داد که با حفظ استقلال هسته در دور بهینه خود، میزان تراست بطور قابل ملاحظه‌ای افزایش و میزان مصرف سوخت کاهش می‌یابد. از طرفی دامنه عملیاتی گسترده‌تری برای موتور جدید امکان‌پذیر می‌شود. لارج و پیسایریدیس (۲۰۱۹) [۲] تحقیقی در زمینه بهبود عملکرد سیستم پیشرانش میکروتوربینی و مناسب بودن کاربرد آن به عنوان پیشرانش پهپادهای کوچک تاکتیکی انجام دادند. در این پژوهش نیز از ایده استفاده از گیربکس پیوسته متغیر جهت تبدیل موتور میکروتوربوجت به میکروتوربوفن استفاده شد و ساختار تک-اسپول بودن و سادگی موتور حفظ گردید. این امر کاهش هزینه توسعه موتور و در عین حال بهبود عملکرد پیشرانش را در پی داشت. ایشان موتور میکرو توربوجت BMT 120 KS را بعنوان موتور پایه انتخاب و جهت ارزیابی عملکرد روند تبدیل از نرم‌افزار GasTurb استفاده کردند. در این تحقیق، طراحی اولیه کمپرسور فشار پایین (LPC) برای موتور پیشنهادی با استفاده از روش‌های محاسبه خط میانگین انجام شد. طبق نتایج ارائه شده، پیشرفت محسوسی در عملکرد موتور میکروتوربینی تبدیل-شده از نظر تراست و مصرف سوخت ویژه حاصل گردید. علاوه بر این، استفاده از گیربکس CVT که عملکرد فن را مستقل از هسته می‌کند، می-تواند باعث افزایش نیروی تراست شود زیرا با کاهش دور فن می توان میزان نسبت کنارگذر را بالا برد و دبی هوای خروجی از کنارگذر افزایش چشم-گیری می‌یابد. این امر امکان عملیات در طیف گسترده‌تری از شرایط محیطی و ماخ و ارتفاعهای مختلف را فراهم می‌سازد و میزان کارکرد و برد

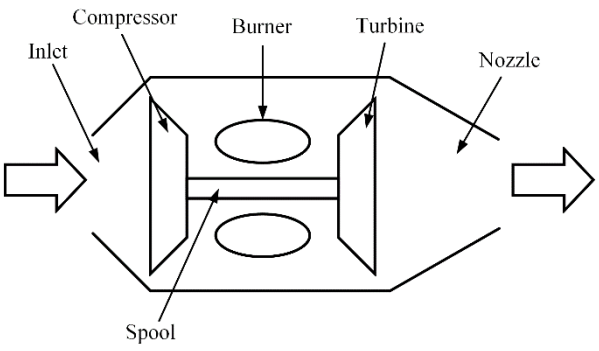
پهپادهای تاکتیکی را افزایش می‌دهد. اوتل و ویلینگر (۲۰۲۰) [۳] نیز در یک تحقیق، طراحی ترمودینامیکی و مکانیکی یک موتور میکروتوربوشفت مشتق شده از یک موتور میکروتوربوجت را انجام دادند. آنها با طراحی یک طبقه توربین توان برای موتور میکروجت OLYMPUS HP بر مبنای محاسبات سیکل ترمودینامیکی و در نظر گرفتن سایر تغییرات لازم روی موتور پایه، یک طراحی بهینه برای کمینه کردن وزن موتور و خصوصا وزن گیربکس مورد استفاده، ارائه کردند.

جهت بررسی عملکرد موتورهای توربینی و استخراج داده‌های مختلف از بخشهای مختلف موتور در حالت پایا و گذرا، نیازمند مدلهای قابل اعتماد هستیم. تاکنون روش‌های متفاوتی برای مدلسازی موتورهای توربین‌گاز اعم از توربین‌های صنعتی یا هوایی در قالب برنامه‌های کامپیوتری ارائه شده است که هر یک حاوی مشخصه‌ها و مزایای خاصی است. این مدلسازی‌ها عمدتاً با استفاده از معادلات ترمودینامیکی و منحنی‌های عملکردی کمپرسور و توربین و با درنظر گرفتن تغییر خواص ترمودینامیکی گاز، خنک-کاری، دینامیک محورها و ... ارائه شده‌اند [۹-۴]. نرم افزارهای تخصصی در این حوزه مانند Gasturb نیز توسط طراحان جهت طراحی و تحلیل عملکرد ترمودینامیکی بکار گرفته می‌شوند.

در این مقاله، یک ساختار برای موتور میکروتوربوفن دو محوره غیرمخلوط شونده ارائه می‌شود. در این ساختار از یک موتور میکروجت بعنوان هسته موتور جدید استفاده شده و بخشهای دیگر مانند فن، توربین فشار پایین و مجرای کنارگذر برای آن مدنظر قرار می‌گیرند. جهت بررسی عملکرد ترمودینامیکی از نرم افزار Gasturb 13 استفاده شده و نتایج با موتور توربوجت پایه مقایسه می شود.

۲- مدلسازی عملکرد موتور میکروجت پایه

موتور میکروجت AMT-Titan در کلاس تراست 40 kg به عنوان موتور پایه در این تحقیق انتخاب می‌شود [۱۰]. شماتیک ساختار این موتور در شکل ۱ آمده است. پیش از طراحی موتور میکروتوربوفن، ابتدا باید رفتار و عملکرد موتور میکروجت پایه مورد بررسی قرار گیرد. برای این منظور، در شرایط عملکردی نقطه طراحی و خارج طرح عملکرد موتور پایه بررسی و تحلیل می‌شود. نقطه طراحی موتور در شرایط بیشینه تراست در شرایط SLS (ماخ و ارتفاع صفر) و ISA (شرایط استاندارد آب و هوایی) در نظر گرفته می‌شود. ورودی‌های لازم برای مدلسازی این موتور به شرح جدول ۱ می‌باشد.



شکل۱- شماتیک ساختار موتور میکروجت پایه

جدول ۱- ورودی‌های لازم برای مدلسازی موتور میکروجت پایه

	متغیر	مقدار
ورودی هوا	دبی ورودی (kg/s)	۰/۶۶
	افت فشار دهانه ورودی	۰/۹۹
کمپرسور	راندمان آیزنتروپیک	۰/۷۶
	نسبت فشار	۳/۸
محفظه احتراق	راندمان	۰/۹۶
	افت فشار	۰/۰۵
	دمای خروجی از محفظه (K)	۱۲۲۰
توربین	راندمان آیزنتروپیک	۰/۸۳
شفت	راندمان مکانیکی	۰/۹۹
نازل اگزوز	افت فشار نازل خروجی	۰/۹۹

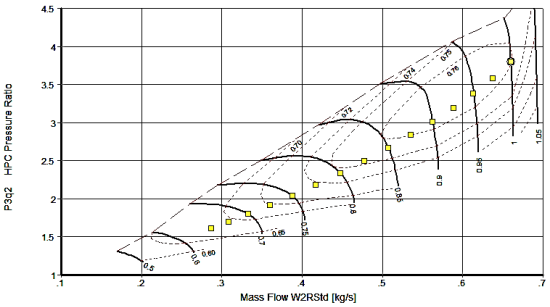
مدلسازی با استفاده از نرم افزار Gasturb انجام می‌گیرد. خروجی مدلسازی، اطلاعات زیادی نظیر دما، فشار، مصرف سوخت و ... را در اختیار کاربر قرار میدهد. در این قسمت به اختصار برخی خروجی‌های مهم و نیز مقدار واقعی آنها که در کاتالوگ موتور [۱۰] ارائه شده است و همینطور درصد خطای مدلسازی مطابق داده های جدول ۲ ارائه می‌شود.

جدول ۲- مقایسه نتایج مدلسازی و مقادیر واقعی در موتور پایه

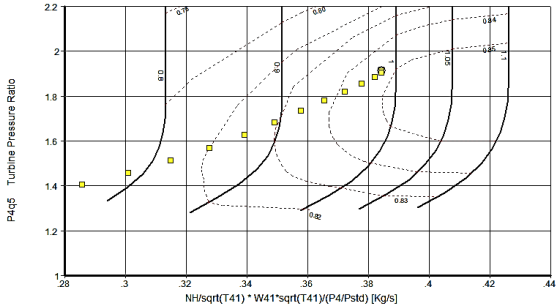
کمیت(واحد)	مقدار واقعی	مقدار مدلسازی	درصد اختلاف
مصرف سوخت ویژه(گرم بر کیلونیوتن بر ثانیه)	۳۷/۸	۳۵/۳	-۶/۶
تراست خالص(نیوتن)	۳۹۲	۳۹۶	+۱
دمای گازهای اگزوز(کلوین)	۱۱۲۳/۱۵	۱۰۷۵/۱۵	-۴/۳

۳- تحلیل عملکرد موتور میکروجت پایه در شرایط خارج طراحی

پس از تعیین نقطه طراحی و مدلسازی عملکرد موتور در این نقطه کاری، برای بررسی دقیق‌تر رفتار و عملکرد موتور در بقیه نقاط کاری، تحلیل خارج طرح انجام می‌شود. در این بخش با تغییر دور شفت و ثابت نگه داشتن بقیه شرایط ورودی (مانند ماخ و ارتفاع و دمای محیط)، تغییرات برخی از مشخصات عملکردی موتور مورد بررسی قرار می‌گیرد. در شکل‌های ۲ و ۳ به ترتیب منحنی عملکردی کمپرسور شامل نسبت فشار بر حسب دبی اصلاح شده کمپرسور و منحنی عملکردی توربین شامل نسبت فشار بر حسب دبی اصلاح شده توربین به همراه خط کاری موتور مشاهده می‌شود.

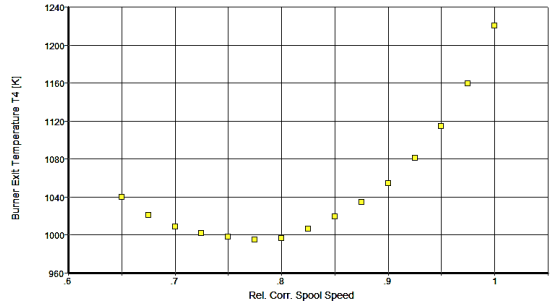


شکل۲- خط کاری بر روی منحنی عملکردی کمپرسور موتور میکروجت پایه



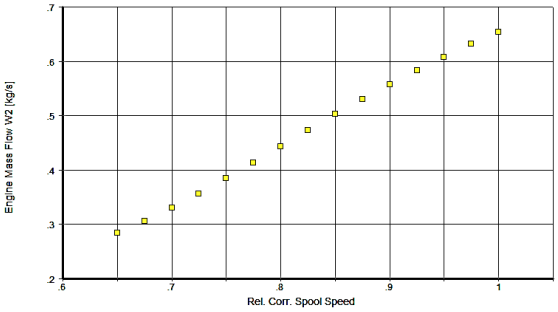
شکل۳- خط کاری بر روی منحنی عملکردی توربین موتور میکروجت پایه

شکل ۴ منحنی تغییرات دمای گاز خروجی از محفظه احتراق بر حسب سرعت دورانی اصلاح شده شفت موتور را نشان می‌دهد. مطابق این شکل با افزایش دور موتور، نخست دمای گازهای خروجی از محفظه احتراق کاهش یافته و پس از یک مقدار کمینه، دوباره افزایش می‌یابد.

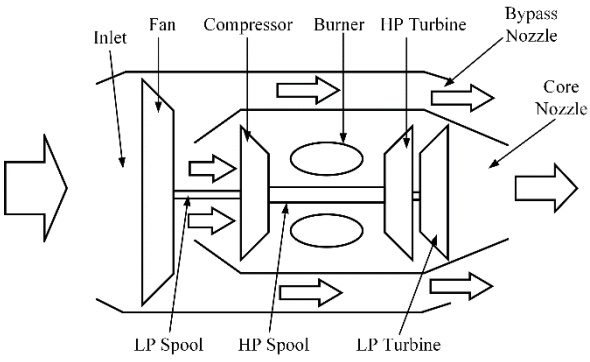


شکل۴- تغییرات دمای گاز خروجی از محفظه احتراق بر حسب درصد دور شفت اصلاح شده

منحنی تغییرات دبی هوای ورودی به موتور بر حسب سرعت دورانی اصلاح شده شفت موتور در شکل ۵ آمده است. مطابق این شکل با افزایش دور موتور، دبی هوای ورودی به موتور نیز افزایش می‌یابد.



شکل۵- تغییرات دبی هوای ورودی بر حسب درصد دور شفت اصلاح شده



شکل۶- شماتیک ساختار موتور میکروتوربوفن

۴- مدلسازی عملکرد موتور میکروتوربوفن در نقطه طراحی

شیوه‌های مختلفی را می‌توان برای تبدیل یک موتور توربوجت به توربوفن بکار برد. به عنوان مثال می توان یک موتور توربوجت را به یک موتور توربوفن تک محوره با جریان آمیخته بدون جعبه دنده تبدیل کرد و یا به یک موتور توربوفن تک محوره با جریان آمیخته گیربکس‌دار رسید. در این پژوهش موتور توربوفن دو محوره با جریان غیر آمیخته مورد نظر است. شماتیک این ساختار در شکل ۶ آمده است. در این شکل بخشهای اصلی موتور مشخص شده اند. در ادامه، مدلسازی و تحلیل عملکرد این طرح، ارزیابی و مشخصات ترمودینامیکی و عملکردی آن استخراج می‌شود.

برای نقطه طراحی مشخصات اجزای مختلف موتور مطابق جدول ۳ تعیین شده‌اند. نقطه طراحی موتور در شرایط SLS و ISA و در ماکزیمم دور در نظر گرفته شده است.

جدول ۳- ورودی‌های مورد استفاده در مدلسازی موتور میکروتوربوفن

	متغیر	مقدار
ورودی هوا	دبی ورودی (kg/s)	۲/۳
	نسبت فشار دهانه ورودی	۰/۹۹
داکت کنارگذر	نسبت فشار	۰/۹۹
	نسبت کنارگذر	۲/۵
فن	راندمان آیزنتروپیک	۰/۸۲
	نسبت فشار	۱/۴
کمپرسور	راندمان آیزنتروپیک	۰/۷۶
	نسبت فشار	۳/۸
محفظه احتراق	راندمان	۰/۹۶
	افت فشار	۰/۰۵
	دمای خروجی از محفظه (K)	۱۲۲۰
توربین فشار بالا	راندمان آیزنتروپیک	۰/۸۳
توربین فشار پایین	راندمان آیزنتروپیک	۰/۸
شفت فشار بالا	راندمان مکانیکی	۰/۹۹
	سرعت دورانی (RPM)	۹۶۰۰۰
شفت فشار پایین	راندمان مکانیکی	۰/۹۸
	سرعت دورانی (RPM)	۵۵۰۰۰

به عنوان خروجی مدلسازی ترمودینامیکی، مقدار تراست خالص و مصرف سوخت ویژه موتور توربوفن به همراه نتایج موتور پایه در جدول ۴ آورده شده است.

جدول۴- مقایسه عملکرد موتور میکروتوربوفن و موتور میکروجت پایه

کمیت(واحد)	مقدار	مقدار در موتور پایه	درصد تغییرات
مصرف سوخت ویژه(گرم بر کیلونیوتن بر ثانیه)	۲۰/۴	۳۷/۸	-۴۶
تراست خالص(نیوتن)	۶۲۰	۳۹۲	+۵۸/۲

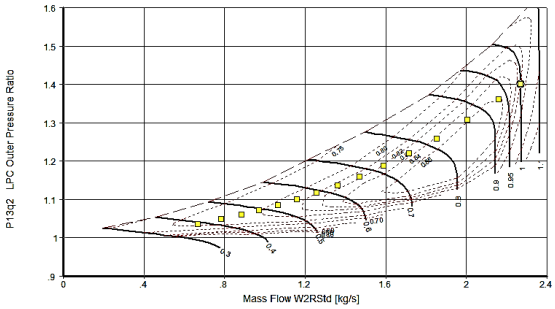
همانطورکه از نتایج تحلیل عملکرد این موتور در نقطه طراحی (جدول ۴) مشخص است، تراست این طرح در مقایسه با موتور میکروجت پایه ۵۸/۲ درصد افزایش و مصرف سوخت ویژه ۴۶ درصد کاهش داشته است.

۵- تحلیل عملکرد موتور میکروتوربوفن در شرایط خارج طراحی

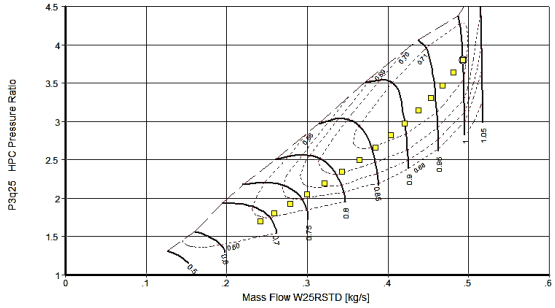
پس از تعیین نقطه طراحی و مدلسازی عملکرد موتور میکروتوربوفن طراحی‌شده در این نقطه کاری، در این بخش برای تحلیل دقیق‌تر و جامع‌تر موتور میکروتوربوفن طراحی‌شده، تحلیل عملکرد آن در شرایط خارج طراحی یعنی در بقیه نقاط کاری احتمالی موتور انجام می‌شود. برای انجام این کار چند تحلیل مختلف را می‌توان انجام داد که عبارتند از تحلیل خارج طرح با تغییر دور شفت (Throttling) و تغییر ماخ و ارتفاع (Flight condition). در ادامه هر یک از این تحلیل‌ها انجام و نتایج آنها برای طرح پیشنهادی موتور میکروتوربوفن ارائه می‌شود.

۵-۱- تحلیل خارج طرح با تغییر دسته گاز یا دور موتور

در این بخش با تغییر دور شفت و ثابت نگه داشتن بقیه شرایط ورودی (مانند ماخ و ارتفاع و دمای محیط) تغییرات برخی از مشخصات عملکردی موتور مورد بررسی قرار می‌گیرد. در شکل‌های ۷ و ۸ به ترتیب منحنی عملکردی نسبت فشار بر حسب دبی اصلاح شده به همراه خط کاری موتور برای فن و کمپرسور مشاهده می‌شود.

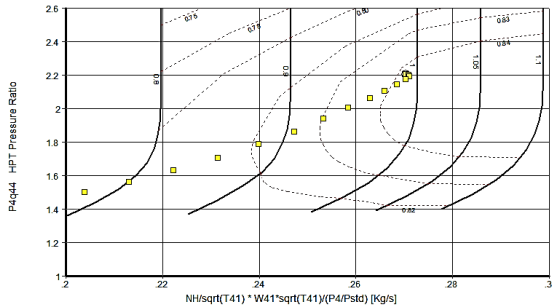


شکل۷- خط کاری بر روی منحنی عملکردی فن موتور میکروتوربوفن

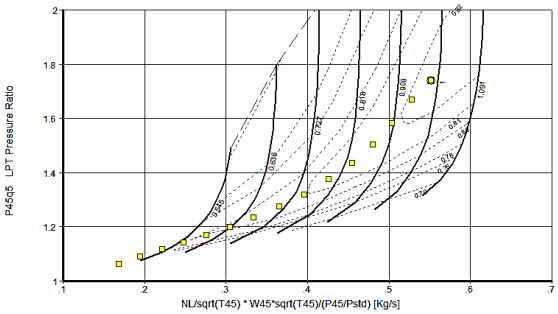


شکل۸- خط کاری بر روی منحنی عملکردی کمپرسور موتور میکروتوربوفن

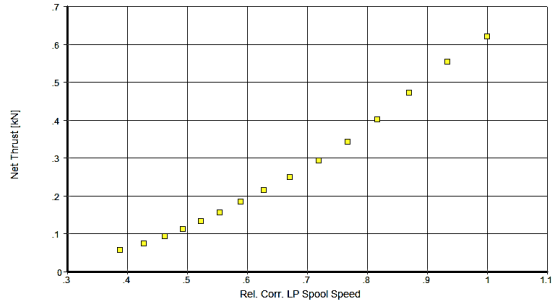
شکل‌های ۹ و ۱۰ به ترتیب منحنی عملکردی نسبت فشار بر حسب دبی اصلاح شده به همراه خط کاری موتور برای توربین پر فشار و توربین کم فشار را نشان می‌دهند.



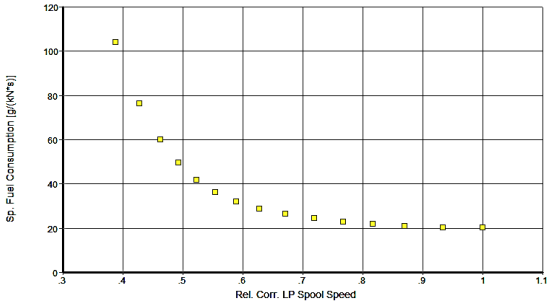
شکل۹- خط کاری بر روی منحنی عملکردی توربین فشار بالا موتور میکروتوربوفن



شکل۱۰- خط کاری بر روی منحنی عملکردی توربین فشار پایین موتور میکروتوربوفن



شکل۱۱- تغییرات تراست خالص بر حسب درصد دور شفت اصلاح شده موتور میکروتوربوفن

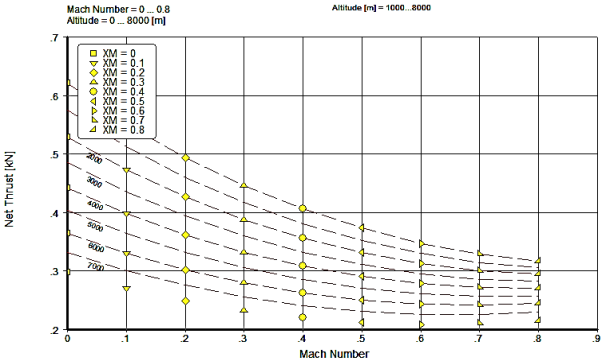


شکل۱۲- تغییرات مصرف سوخت ویژه بر حسب درصد دور شفت اصلاح شده موتور میکروتوربوفن

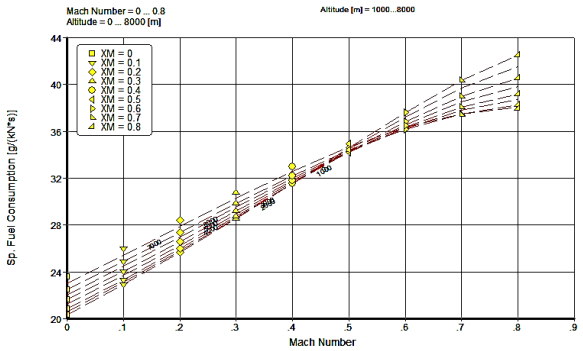
همانطور که از شکل‌های ۱۱ و ۱۲ مشخص است، تراست با کاهش دور شفت موتور کاهش می‌یابد و مصرف سوخت ویژه با کاهش دور افزایش می‌یابد.

۵-۲- تحلیل خارج طرح با تغییر ماخ و ارتفاع

در این بخش، در شرایط پروازی مختلف با تغییر عدد ماخ و ارتفاع پروازی، تحلیل خارج طرح انجام می‌شود. در تحلیل خارج طرح مهمترین پارامترهای عملکردی موتور نیروی تراست و مصرف سوخت ویژه است که در ادامه نمودار تغییرات آنها بر حسب ماخ و ارتفاع ارائه می‌شود.



شکل۱۳- تغییرات تراست خالص بر حسب ماخ و ارتفاع موتور میکروتوربوفن



شکل۱۴- تغییرات مصرف سوخت ویژه بر حسب ماخ و ارتفاع موتور میکروتوربوفن

مطابق شکل‌های ۱۳ و ۱۴ روند کاهش تراست و افزایش مصرف سوخت ویژه به ازای افزایش ماخ و ارتفاع کاملاً منطقی و مطابق انتظار است. بطوریکه می‌توان کمینه‌ای برای تراست موتور در ارتفاع‌های مختلف در محدوده ماخ ۰/۸ تا ماخ ۰/۶ متصور شد. به عنوان مثال تراست موتور میکروتوربوفن در ماخ ۰/۴ و ارتفاع ۲۰۰۰ متر به حدود ۳۶۰ نیوتون می‌رسد که در مقایسه با تراست موتور میکروجت پایه در این ماخ و ارتفاع (۳۱۰ نیوتون) حدود ۱۶ درصد افزایش یافته است. به علاوه، مصرف سوخت ویژه موتور میکروتوربوفن نیز در مقایسه با موتور میکروجت پایه، در ماخ ۰/۴ و ارتفاع ۲۰۰۰ متر حدود ۲۴ درصد کاهش یافته است. بنابراین راهکار ارائه شده در این تحقیق مبنی بر توسعه موتور میکروتوربوجت و تبدیل آن به میکروتوربوفن علاوه بر افزایش میزان تراست، منجر به کاهش چشمگیر مصرف سوخت ویژه می‌شود.

۶- نتیجه‌گیری

موتورهای میکروجت بصورت گسترده بعنوان پیشران سامانه های هوایی بدون سرنشین بکار گرفته می‌شوند. این موتورها اگرچه تراست بیشتری نسبت به گونه های دیگر موتورهای احتراقی تولید می‌کنند اما میزان مصرف سوخت آنها نسبتا زیاد است. در این تحقیق یک روش جهت کاهش میزان مصرف سوخت این موتورها در عین افزایش میزان تراست ارائه شد. طرح ارائه شده شامل استفاده از موتور میکروجت بعنوان هسته یک موتور میکروتوربوفن بود. المانهای دیگر شامل فن، توربین و بخش کنارگذر نیز در ساختار ارائه شده، مدنظر قرار گرفت و شبیه سازی عملکرد موتور در نرم افزار Gasturb 13 انجام شد. نتایج شبیه سازی ارتقای تراست و کاهش قابل ملاحظه مصرف سوخت موتور جدید را نسبت به موتور پایه نشان داد.

۷- مراجع

[1] M. Palman, B. Leizeronok and B. Cukurel, “Mission Analysis and Operational Optimization of Adaptive Cycle Microturbofan Engine in Surveillance and Firefighting Scenarios,” *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 141, 2019.

[2] J. Large and A. Pesyridis, “Investigation of Micro Gas Turbine Systems for High Speed Long Loiter Tactical Unmanned Air Systems,” *Aerospace*, Vol. 6, No. 55; doi: 10.3390/aerospace6050055., 2019.

[3] O. Christoph and R. Willinger, “Thermodynamic and Mechanical Design Concept for Micro-Turbojet to Micro-Turboshaft Engine Conversion,” *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. Vol. 84195. American Society of Mechanical Engineers, 2020.

[4] G. Oates, *Aerothermodynamics of Gas Turbine Rocket Propulsion*, American Institute of Aeronautics & Ast, 1997.

[5] J.D. Mattingly, W. H. Heiser and D.T. Pratt, *Aircraft Engine Design*, American Institute of Aeronautics & Ast, 2002.

[6] P.P. Walsh and P. Fletcher, *Gas Turbine Performance*, John Wiley & Sons, 2004.

[7] G.G. Kulikov and H.A. Thompson, *Dynamic Modelling of Gas Turbines*, Springer-Verlag, London Ltd, 2004.

[8] J.D. Mattingly, *Elements of Gas Turbine Propulsion*, American Institute of Aeronautics & Ast, 2005.

[9] H. Saravanamuttoo, G.F. Rogers and H. Cohen, *Gas*

Turbine Theory, Pearson Education Canada, 2008.
[10] https://www.amtjets.com/