

## مروری بر ساختار و مشخصات موتورهای میکروتوربوجت

امین انجم روز<sup>۱</sup>، سجاد غدیری<sup>۲</sup>، امین ایمانی<sup>۳\*</sup><sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران<sup>۲</sup> دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران<sup>۳</sup> استادیار، گروه مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۶/۰۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۷/۲۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۹/۱۴

## چکیده

امروزه موتورهای میکروتوربوجت بدلیل داشتن تراست بالا در عین وزن کم و ابعاد کوچک، کاربرد گسترده‌ای در حوزه‌های مختلف از وسایل تفریحی تا پهپادها و موشک‌ها در صنایع نظامی پیدا کرده‌اند. با توجه به این کارآیی چشم‌گیر، شرکت‌های متعددی در این زمینه ورود کرده و محصولات متنوعی تولید شده است. این کاربرد وسیع و محصولات متعدد، باعث افزایش اهمیت تحقیقات مروری در این موضوع شده است. در این پژوهش، مطالعه گسترده‌ای بر روی موتورهای میکروتوربوجت با نیروی پیشران کمتر از ۱۰۰۰ نیوتن انجام شده است. این موتورها معمولاً دارای قطر کمتر از ۳۰۰ میلی‌متر، نسبت فشار کمپرسور کمتر از ۵ و مصرف سوخت کمتر از ۲۵۰۰ گرم بر دقیقه هستند. از مطالعه آماری موتورهای موجود در این محدوده تراست، اطلاعات مفیدی در رابطه با مشخصات ساختاری و عملکردی این دسته از موتورها حاصل شده که در قالب جداول و نمودارهایی ارائه می‌شود. در تحقیق حاضر، اجزاء اصلی این موتورها شامل کمپرسور، محفظه احتراق و توربین و همچنین سامانه‌های جانبی مورد استفاده و نحوه ارتباط بین آنها تشریح می‌شود. اگرچه ساختار کلی این موتورها مشابه موتورهای هوایی بزرگ است، اما در فلسفه طراحی، نوع اجزاء اصلی و جزئیات تفاوت‌های زیادی با موتورهای توربوجت بزرگ دارند. در انتهای مقاله مشخصات بیش از صد عدد موتور میکروتوربوجت موجود در سطح دنیا شامل محدوده تراست، ابعاد، دور موتور، نرخ جریان هوا و سوخت مصرفی و دمای توربین ارائه شده است.

**کلمات کلیدی:** موتورهای میکروتوربوجت؛ وسایل هوایی؛ نیروی پیشران؛ مشخصات عملکردی.

## A review on the structures and characteristics of micro-turbojet engines

Amin Anjomrouz<sup>1</sup>, Sajjad Ghadiri<sup>2</sup>, Amin Imani<sup>3,\*</sup><sup>1</sup> PhD Candidate, Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran<sup>2</sup> PhD Candidate, Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran<sup>3</sup> Assist. Prof., Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran

## Abstract

Nowadays, micro-turbojet engines are widely used in various fields, from recreational devices to drones and missiles in the military industry. Given their remarkable performance, numerous companies have entered this area and produced a variety of products. This widespread use and diverse range of products have led to an increased importance of review studies in this subject. In this research, an extensive study has been conducted on micro-turbojet engines with a thrust force below 1000 Newtons. These engines have a diameter less than 300 mm, compressor pressure ratio less than 5 and fuel consumption lower than 2500 gr/min. Statistical analysis of the engines within this thrust range has yielded valuable information regarding the structural and performance specifications of this category of engines, which is presented in the form of tables and graphs. In this study, the main components of these engines, including the compressor, combustion chamber, turbine, and auxiliary systems, as well as their interconnections, are described. Although the overall structure of these engines is similar to large-scale aircraft engines, there are significant differences in design philosophy, types of main components, and details. At the end of the paper, specifications of over one hundred micro-turbojet engines available worldwide including thrust range, dimensions, engine rotor speed, air flow rate, fuel consumption, and turbine temperature are presented.

**Keywords:** Micro-turbojet engines; aerial vehicle; thrust; performance characteristics.

## ۱- مقدمه

موتورهای توربوجت کوچک (میکروتوربوجت) دسته‌ای از موتورهای توربوجت هستند که کاربرد گسترده‌ای در حوزه‌های تفریحی، نظامی و غیرنظامی دارند. این کاربرد گسترده باعث تولید محصولات متعددی از این دسته شده است. موتورهای میکروتوربوجت بازدهی کلی و عمر مفید کمتری نسبت به نمونه‌های بزرگتر داشته و در عوض فرآیند طراحی و ساخت ساده‌تری دارند. اگرچه ساختار کلی این موتورها مانند موتورهای توربوجت بزرگ است، اما در جزئیات تفاوت‌های زیادی با موتورهای بزرگ داشته و همین موضوع باعث اهمیت انجام پژوهش‌های متمرکز بر این دسته از موتورها شده است. اگر چه طراحی و ساخت نخستین موتور توربوجت در دهه ۱۹۳۰ میلادی انجام شد، اما توسعه تجاری موتورهای میکروتوربوجت با ساختار کنونی به دهه ۱۹۹۰ میلادی برمی‌گردد. در تحقیق حاضر، موتورهای میکروتوربوجت از لحاظ اجزاء، ساختار و مشخصات عملکردی مطالعه و بررسی می‌شوند. طبق مطالعات انجام شده، تحقیقاتی که در این زمینه ارائه شده‌اند، در ادامه در چند دسته طبقه‌بندی و معرفی می‌شوند. اپانگ و همکاران [۱] در سال ۲۰۱۵ پژوهشی در زمینه عملکرد موتورهای میکروتوربوجت انجام دادند. در این پژوهش نخست سیکل عملکردی این موتورها تشریح شد، در ادامه نحوه مدلسازی عملکردی و چالش‌های آن بیان و مطالعات انجام شده در این زمینه شامل مطالعات عملکرد اجزا مختلف موتور و نیز عملکرد کلی موتور معرفی شد. داتراک [۲] در سال ۲۰۱۶ در پژوهشی موتورهای توربین گازی کوچک (با محدوده توان کمتر از ۱۰ کیلووات برای موتورهای تولید کننده توان و نیروی پیشران کمتر از ۲۵۰ نیوتن برای موتورهای تولید نیروی پیشران) را از لحاظ ساختار و مشخصات بررسی کرد. در این پژوهش مشخصات موتورهای توربین گازی کوچک شامل چهار موتور برای تولید نیروی پیشران و دو موتور برای تولید توان در محدوده ذکر شده ارائه شد. کاستا و همکاران [۳] در سال ۲۰۱۹ موتورهای توربوجت و توربوفن با محدوده نیروی پیشران بین ۲۶۰۰ تا ۶۰۰۰ نیوتن را برای یافتن مهم‌ترین کمیت‌های موثر بر این نوع موتورها مورد بررسی قرار دادند. آنها دریافتند که موتورهای موجود در این محدوده نیروی پیشران، دارای نسبت فشار (نسبت فشار کل خروجی کمپرسور به فشار ورودی کمپرسور) بین ۳ تا ۹ برای موتورهای توربوجت

و تا ۱۴ برای موتورهای توربوفن هستند. دمای ورودی به توربین در این موتورها بین ۸۰۰ تا ۱۰۱۰ درجه سانتیگراد، سرعت دورانی آنها بین ۲۹۰۰۰ تا ۴۲۰۰۰ دور در دقیقه، قطر و طول این موتورها به ترتیب بین ۳۰۰ تا ۴۵۰ و ۷۵۰ تا ۱۵۰۰ میلیمتر، دبی جرمی هوای ورودی به این موتورها در محدوده ۴ تا ۸/۵ کیلوگرم بر ثانیه و وزن آنها از ۵۵ تا ۱۱۵ کیلوگرم است. هدف کلی در این دسته از پژوهش‌ها معرفی ساختار کلی موتور و نیز مقایسه مشخصات و عملکرد موتورهای مختلف است.

مدلسازی ترمودینامیکی و صفر بعدی موتورهای میکروتوربوجت در نقطه طراحی و خارج از نقطه طراحی، یکی از مراحل اولیه در طراحی و شبیه‌سازی رفتار این موتورهاست. الذهبی و همکاران [۴] در سال ۲۰۱۶ با روش تئوری و تجربی این مدلسازی را برای یک موتور میکروتوربوجت انجام دادند. وو و همکاران [۵] و ایمانی و همکاران [۶] در سال ۲۰۲۳ مدلسازی حالت پایا در نقطه طراحی و خارج از نقطه طراحی را به ترتیب برای یک موتور میکروتوربوجت و یک موتور میکروتوربوفن انجام داده و از نتایج تجربی برای صحت‌سنجی مدل استفاده کردند. طراحی سیستم کنترل برای موتورهای میکروتوربوجت از دیگر تحقیقات انجام شده در این زمینه است [۷]. از مباحث مهم در طراحی کنترلر، مدلسازی فرآیند گذرای راه‌اندازی موتور است که در این زمینه نیز تحقیقاتی صورت گرفته است [۸-۱۰]. در این دسته از پژوهش‌ها هدف مدلسازی و پیش‌بینی رفتار موتور با استفاده روابط دینامیکی و ترمودینامیکی است و غالباً با عنوان مدلسازی صفر بعدی از آن یاد می‌شود. اهمیت این نوع مدلسازی در سادگی و در عین حال کارایی آن است.

طراحی و شبیه‌سازی عملکرد اجزاء موتورهای میکروتوربوجت نیز در تحقیقات متعددی بررسی شده است. روش‌های طراحی استفاده شده غالباً در ترکیب با شبیه‌سازی سه بعدی جریان سیال با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی و استفاده از داده‌های تجربی می‌باشند. اجزاء اصلی موتورهای میکروتوربوجت، مشابه موتورهای توربوجت شامل کمپرسور، محفظه احتراق و توربین می‌باشند که تا کنون مطالعات گسترده‌ای در ارتباط با آنها صورت گرفته است. از این دسته می‌توان به تحقیقات انجام شده در حوزه طراحی و شبیه‌سازی کمپرسور [۱۱-۲۱]، محفظه احتراق [۲۲-۲۵] و

میکروتوربوجت و مقایسه‌ی طرح موجود با طراحی‌های حاصل از روابط نیمه‌تجربی و شبیه‌سازی عددی، دریافت که طرح توربین موجود تا حد زیادی بهینه است و قابلیت بهبود عملی وجود ندارد. او در ادامه توربین را ساخته و آزمایش نمود. بریونس و همکاران در سال ۲۰۲۰ شبیه‌سازی حالت پایای جریان سیال در یک موتور میکروتوربوجت را در شرایط عملکردی مختلف انجام دادند. در این پژوهش بر خلاف سایر تحقیقات جریان سیال در تمامی اجزا موتور به صورت همزمان و با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی شبیه‌سازی شد [۲۹]. هدف از این دسته تحقیقات شناسایی رفتار جریان در بخش‌های مختلف موتور به تنهایی و یا در ارتباط با یکدیگر بوده و می‌تواند در طراحی اجزاء موتور نقش مهمی ایفا کند.

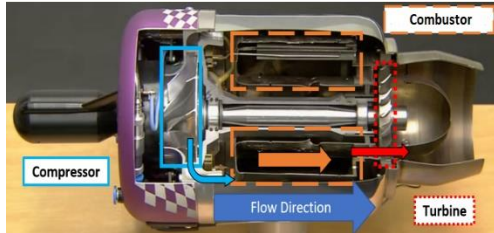
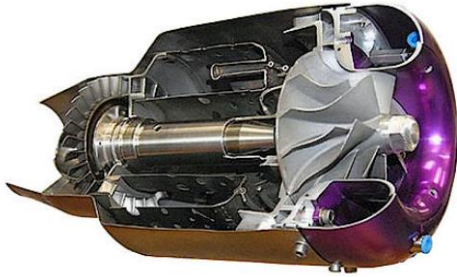
در کنار شبیه‌سازی جریان سیال درون موتورهای میکروتوربوجت، شبیه‌سازی‌های سازه‌ای به منظور تحلیل استحکامی و ارتعاشاتی نیز مورد استفاده قرار می‌گیرند. شهریاری و همکاران [۳۰] در سال ۲۰۱۵ طراحی بهینه وزنی سازه دیسک پره‌دار یکپارچه مربوط به یک موتور مینی‌توربوجت را انجام دادند. کومار و همکاران [۳۱] در سال ۲۰۲۰ با در نظر گرفتن تنش‌های حرارتی و گریز از مرکز تحلیل استحکامی روتور و استاتور توربین یک موتور میکروتوربوجت را در حالت پایا و گذرا انجام دادند.

در غالب پژوهش‌های انجام شده در حوزه موتورهای میکروتوربوجت از نتایج تجربی و آزمون موتور نیز استفاده شده است؛ اما پاره‌ای از تحقیقات [۳۲-۳۵] با هدف طراحی و توسعه بسترهای آزمون و استخراج نتایج تجربی برای این موتورها صورت گرفته‌اند.

طبق بررسی انجام شده تا کنون تحقیق جامعی که در آن اطلاعات کافی در رابطه با مشخصات و ساختار موتورهای میکروتوربوجت ارائه شود، انجام نشده است. چنین پژوهشی چه در مرحله انتخاب یک موتور میکروتوربوجت و چه در مرحله طراحی بسیار مفید است. در این پژوهش معرفی جامعی از موتورهای میکروتوربوجت با نیروی پیشران کمتر از ۱۰۰۰ نیوتن ارائه می‌شود. در ابتدای این مقاله ساختار و عملکرد کلی این دسته از موتورها بررسی شده، در ادامه اجزاء اصلی و جانبی آنها تشریح و در انتها مشخصات موتورهای میکروتوربوجت ارائه می‌شود.

توربین [۲۶-۲۸] اشاره کرد. در ادامه، نتایج برخی از این تحقیقات ذکر خواهد شد. باری و همکاران [۱۱] طراحی کمپرسور گریز از مرکز یک موتور توربین گاز میکرو را با هدف بررسی اثرات مقیاس کردن و لقی نوک پره انجام دادند. جی و گوپینگ [۱۳] به وسیله بازطراحی و ارتقاء پخش‌کن کمپرسور یک موتور میکروتوربوجت توانستند به ۱۱ درصد افزایش نیروی پیشران و ۹ درصد کاهش مصرف سوخت ویژه دست یابند. ژیانگ و همکاران [۱۶] شبیه‌سازی عددی و سه بعدی کمپرسور یک موتور میکروتوربوجت را در دو حالت پایا و ناپایا انجام دادند. این پژوهش با هدف استخراج مشخصات عملکردی کمپرسور در شرایط کاری مختلف با توجه ویژه به رفتار جریان گذرا در عملکرد کمپرسور انجام شد. حبیبی و همکاران [۲۲]، ۱۱ متغیر هندسی موجود در محفظه احتراق را به کمک طراحی آزمایشات<sup>۱</sup> بررسی و مهم‌ترین پارامترها را شناسایی کردند. سپس به کمک یک مدل جایگزین از نوع کریجینگ، عملکرد محفظه را در حالات مختلف هندسه پیش‌بینی کرده و از این طریق هندسه‌ی محفظه‌ی احتراق را بهینه‌سازی کردند. محمد [۲۳] به کمک روابط نیمه‌تجربی موجود یک نمونه محفظه احتراق برای موتور میکروتوربوجت طراحی کرد و این طرح اولیه را به کمک شبیه‌سازی عددی ارزیابی کرد. تورو و همکاران [۲۴] فرایند احتراق داخل محفظه احتراق یک موتور میکروتوربوجت را با مدل‌های آشفستگی مختلف بررسی کرد. نتایج این تحقیق نشان داد که نتایج مدل LES همخوانی بهتری با داده‌های تجربی دارد. اناجی و همکاران [۲۵] مدل‌های مختلف احتراقی را در محفظه احتراق یک توربین گاز سایز میکرو بررسی کردند. آن‌ها پس از بهینه‌سازی طرح محفظه، طرح بهینه را در شرایط واقعی کاری آزمایش کردند. مودلی [۲۶] یک طبقه توربین محوری برای یک میکروتوربوجت را به کمک یک نرم افزار تجاری تحلیل خط میانی، طراحی کرد و طرح خود را در ادامه به کمک شبیه‌سازی سه‌بعدی ارزیابی کرد. او در ادامه پایه‌ی توربین را به کمک تحلیل سازه‌ای با روش المان محدود نیز طراحی کرد. ژانگ [۲۷] توربین یک میکروتوربوجت را در شرایط مختلف شبیه‌سازی عددی کرد و نسبت فشار و بازدهی توربین را بر حسب دور کاری موتور و زاویه‌ی حمله‌ی جریان ورودی به دست آورد. باسون [۲۸] با مهندسی معکوس توربین یک

<sup>۱</sup> Design of Experiments



شکل ۱- مقطع برش خورده سه نمونه موتور میکروتوربوجت [۳۶-۳۸]

## ۲- ساختار و عملکرد کلی

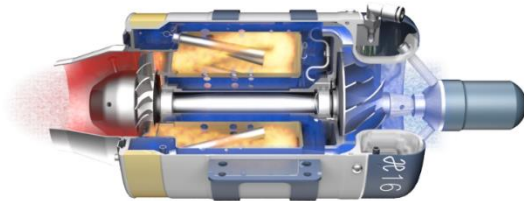
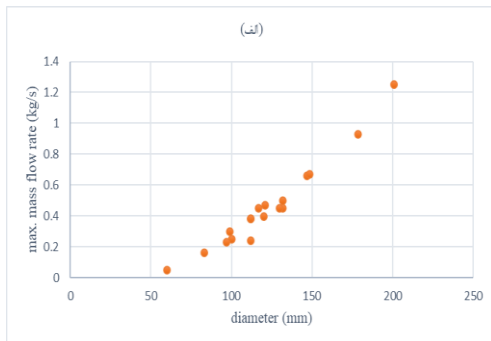
موتورهای میکروتوربوجت از سه بخش اصلی کمپرسور، محفظه احتراق و توربین تشکیل می‌شوند. این اجزا و نمای برش خورده سه نمونه موتور میکروتوربوجت در شکل ۱ مشاهده می‌شود. در این بخش عملکرد کلی موتورهای میکروتوربوجت بر اساس مطالعه آماری عملکرد بیش از ۱۰۰ موتور در این حوزه بررسی می‌شود. مشخصات این موتورها به تفکیک در بخش پایانی مقاله ارائه شده است. کمیت‌های ساختاری و عملکردی مهم شامل، مشخصات ابعادی موتور، نسبت فشار کمپرسور، بیشینه نیروی پیشران، دمای گاز خروجی اگزوز، مصرف سوخت و ... هستند که معمولاً توسط شرکت‌های سازنده اعلام می‌شوند. محدوده تغییرات برخی از مهمترین کمیت‌های ساختاری و عملکردی این موتورها در جدول ۱ مشخص شده است.

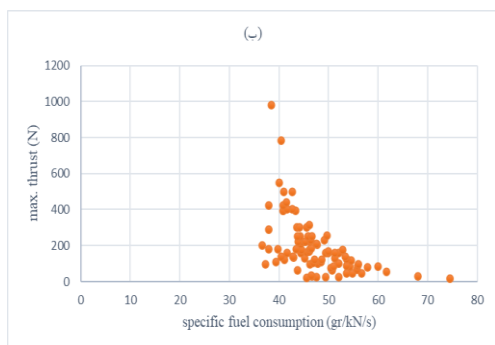
### جدول ۱- محدوده تغییرات کمیت‌های ساختاری و

#### عملکردی موتورهای میکروتوربوجت

محدوده	کمیت (واحد)
۲۳۵-۵۵	قطر (میلیمتر)
۵۶۸-۱۱۲	طول (میلیمتر)
۱/۴-۵/۷	نسبت فشار کمپرسور
۹۷۹-۱۶	بیشینه نیروی پیشران (نیوتن)
۸۷۵-۶۵۰	دمای گاز خروجی اگزوز (درجه سانتیگراد)
۲۲۶۲-۵۲	مصرف سوخت (گرم بر دقیقه)

برای بررسی بیشتر مشخصات عملکردی موتورهای میکروتوربوجت روند تغییرات چند مشخصه اصلی این موتورها در قالب نمودار ارائه شده است. این نمودارها بر مبنای اطلاعات آماری موجود در جدول ۳ استخراج شده‌اند. در شکل ۲ (الف) نمودار تغییرات بیشینه دبی جرمی هوای ورودی به موتور بر حسب قطر آن مشاهده می‌شود. با توجه به رابطه مستقیم دبی جرمی با مساحت ورودی موتور، روند صعودی در این نمودار کاملاً منطقی است. در قسمت (ب) و (ج) این شکل به ترتیب نمودار بیشینه نیروی پیشران و بیشینه سرعت دورانی بر حسب قطر موتور مشاهده می‌شود. به طور معمول با افزایش قطر موتور، نیروی پیشران افزایش یافته و سرعت دورانی آن کاهش می‌یابد که این روند در شکل‌ها نیز نمایان است.

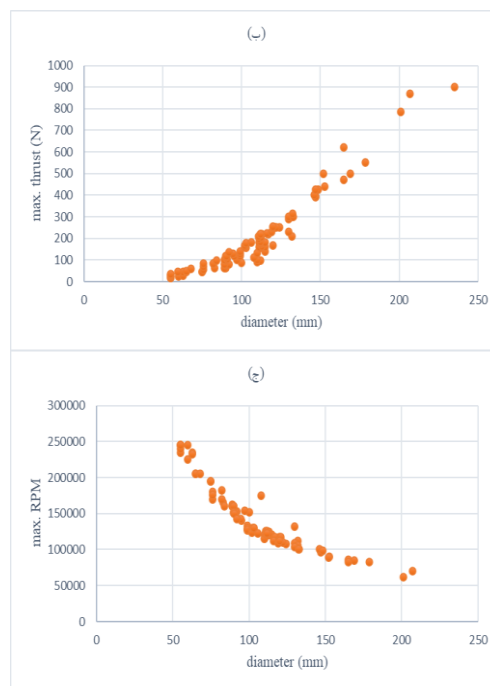




شکل ۳- نمودار بیشینه نیروی پیشران بر حسب مصرف سوخت و مصرف سوخت ویژه در موتورهای میکروتوربوجت

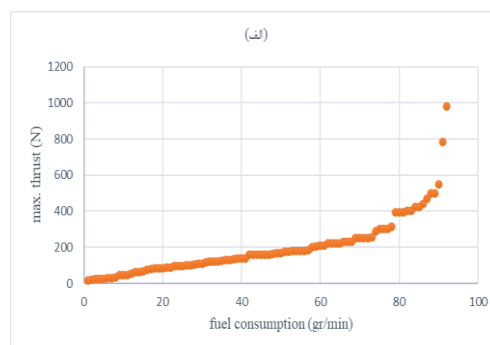
### ۳- اجزاء اصلی موتورهای میکروتوربوجت

اجزاء اصلی یک موتور توربوجت شامل کمپرسور، محفظه‌ی احتراق و توربین می‌شود. این اجزاء متناظر با فرایندهای مختلف سیکل برایتون هستند؛ همچنین، نازل نقش تبدیل توان تولیدی سیکل به انرژی جنبشی و تولید نیروی پیشران را دارد. قطعات ذکر شده در تمام موتورهای توربوجت، فارغ از سایز آنها، به کار گرفته می‌شوند. با این وجود نمی‌توان میکروتوربوجت‌ها را نمونه‌ی کوچک‌شده‌ی موتورهای هوایی بزرگ به حساب آورد. هرچند قواعد حاکم بر عملکرد موتورهای یکسان است، اما طراحی یک میکروتوربوجت الزاماتی متفاوت با موتورهای بزرگ دارد. اجتناب از پیچیدگی‌ها و سادگی موتور هم از دیدگاه سازندگان و هم کاربران میکروتوربوجت‌ها، یک اولویت کلیدی در طراحی به شمار می‌رود. به همین علت، بسیاری از سیستم‌های جانبی موتورهای بزرگ همچون سیستم ضد سرج، سیستم کنترل پره‌های استاتور و یا لقی نوک، سیستم خنک‌کاری پره‌های توربین و سیستم کنترل سطح مقطع خروجی نازل، در سایز میکرو یافت نمی‌شود. این سادگی طرح بدون هزینه نیست و منجر به کاهش بازدهی و عمر مفید موتور می‌شود. گذشته از این موضوع، میکروتوربوجت‌ها در طراحی اجزاء اصلی نیز تفاوت زیادی با موتورهای بزرگ دارند. در این بخش اجزاء اصلی یک میکروتوربوجت و برخی اجزاء جانبی مهم آن شرح داده خواهد شد. آرایش قطعات اصلی بیشتر میکروتوربوجت‌ها به صورت یک طبقه کمپرسور شعاعی، محفظه احتراق لوله تبخیری، یک

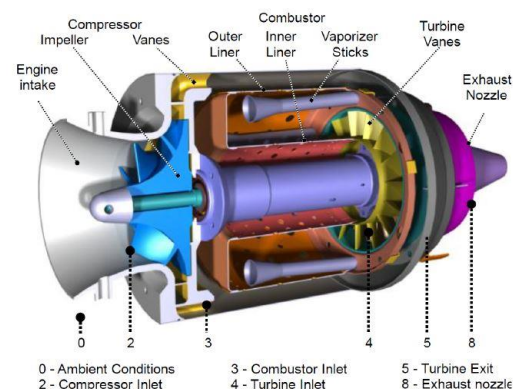


شکل ۲- نمودار دبی، بیشینه نیروی پیشران و بیشینه سرعت دورانی بر حسب قطر در موتورهای میکروتوربوجت

در شکل ۳ قسمت (الف) و (ب) به ترتیب نمودار بیشینه نیروی پیشران بر حسب مصرف سوخت و مصرف سوخت ویژه مشاهده می‌شود. مطابق این شکل‌ها اگرچه با افزایش نیروی پیشران، مصرف سوخت افزایش می‌یابد، اما مصرف سوخت ویژه به طور معمول کاهش می‌یابد. این موضوع نشانگر افزایش بازدهی کلی موتور با افزایش اندازه آن است که نکته‌ای مهم در بررسی موتورهای توربینی کوچک به شمار می‌رود.



طبقه توربین محوری و نازل همگرا است. یک نمونه موتور با این آرایش در شکل ۴ مشاهده می‌شود.



شکل ۴- نمای داخلی و اجزاء مختلف یک موتور میکروتوربوجت [۳۹]

در ادامه مزایا، معایب و در برخی موارد، طرح‌های استثنا در مورد هر یک از قطعات فوق بررسی و بحث خواهد شد.

### ۳-۱- کمپرسور

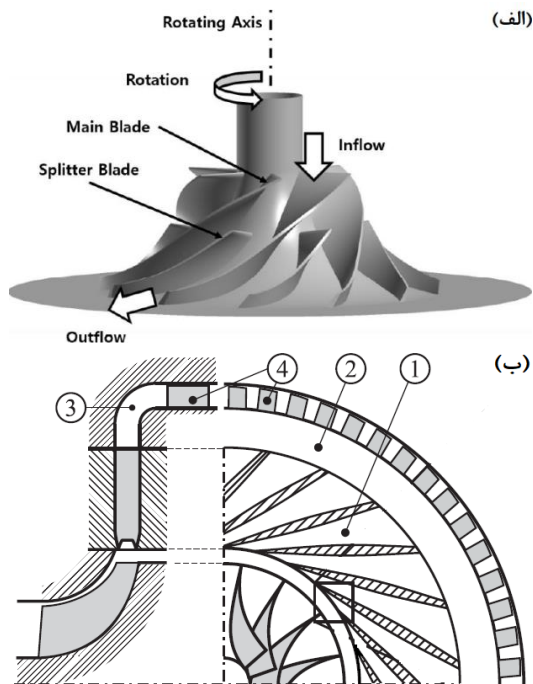
بیشتر موتورهای هوایی سایز بزرگ از چند طبقه کمپرسور محوری به منظور تراکم هوا بهره می‌برند. بعضی موتورهای سایز متوسط با چند طبقه کمپرسور محوری و در ادامه یک طبقه شعاعی نیز وجود دارند. در مقابل اما، در اکثر میکروتوربوجت‌ها از یک طبقه کمپرسور شعاعی جهت تراکم هوا استفاده می‌شود. کمپرسورهای شعاعی مدت‌ها قبل از نمونه‌های محوری اختراع و بکارگیری شده‌اند. قبل از اختراع توربوجت‌های اولیه، طراحی توربوشاژرها با کمپرسورهای شعاعی انجام شده بود و به این علت، مخترعان اولین موتورهای توربینی ( ویتل در انگلستان و فن اوهاین در آلمان) از این نوع کمپرسور در طرح خود بهره بردند. به تدریج با گسترش دانش و تجربه روی کمپرسورهای محوری، این نوع کمپرسورها در موتورهای بکار گرفته شد [۴۰، ۴۱]. مزیت اصلی کمپرسور نوع محوری توان عبور بیشتر دبی در یک قطر ثابت و همچنین بازدهی بیشتر فرایند تراکم است. از طرف دیگر یک طبقه کمپرسور شعاعی قابلیت ایجاد نسبت فشار بیشتری نسبت به نمونه‌ی محوری دارد و فرایند ساخت آن ساده‌تر و ارزان‌تر است. در جدول ۲ یک مقایسه کیفی میان این دو نوع کمپرسور ارائه شده است.

جدول ۲- مقایسه کیفی میان کمپرسورهای محوری و شعاعی [۴۰]

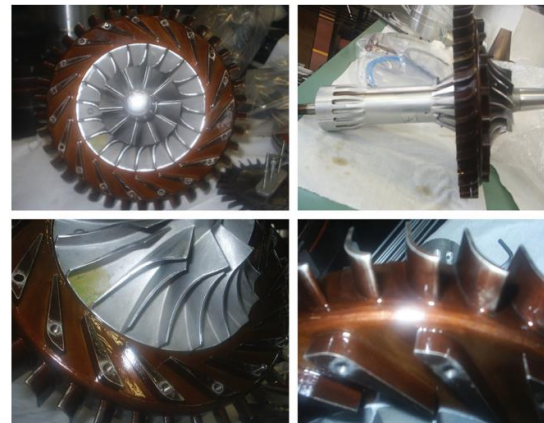
کمیت	شعاعی نسبت به محوری
قطر (دبی یکسان)	بیشتر
طول	کمتر
دبی ( قطر یکسان)	کمتر
تعداد پره در یک مرحله	کمتر
وزن	سبک‌تر
سرعت دورانی	بیشتر
بازدهی	کمتر
نسبت فشار هر مرحله	زیاد
نسبت فشار کلی	کم
تغییر سریع دبی جریان ورودی	تحمل بیشتر
ساخت	آسان‌تر و ارزان‌تر
بالانس	آسان‌تر
تعمیر	آسان‌تر و ارزان‌تر
قابلیت اطمینان	بیشتر
حساسیت به جرم گرفتگی پره‌ها	کمتر
عملکرد موتور در استارت	بهتر
توان مورد نیاز استارت	کمتر
دامنه‌ی عملکردی ( بین خط سرچ و خفگی)	بزرگ‌تر

نسبت فشار کمپرسور در موتورهای میکروتوربوجت معمولاً کمتر از ۵ است. این نسبت در موتورهای توربوجت معمولاً کمتر از ۱۰ نیست و در برخی موارد تا ۴۰ نیز افزایش یافته است [۴۱]. نظر به این واقعیت و همچنین با توجه به سادگی و ارزان‌تر بودن فرایند ساخت و مشکلات عملکردی کمتر و سایر مزایای اشاره شده و همچنین عدم نیاز به نسبت فشار چندان بالا در میکروتوربوجت‌ها، واضح است که استفاده از یک طبقه کمپرسور شعاعی انتخابی مناسب برای این دسته از موتورهاست. در مقابل، چنین انتخابی برای یک توربوجت

بزرگ‌تر قادر به تولید میزان نسبت فشار مورد نیاز نیست و همچنین بازدهی و دبی گذرنده از کمپرسور را کاهش می‌دهد. یک طبقه کمپرسور شعاعی متشکل از یک پروانه<sup>۱</sup> و یک پخش کن<sup>۲</sup> است که در شکل ۵ مشاهده می‌شود.



شکل ۶- پروانه‌ی چرخان و پخش‌کن در کمپرسور شعاعی [۴۴، ۴۵]



شکل ۵- نماهای مختلفی از کمپرسور شعاعی مورد استفاده در یک نمونه میکروتوربوجت [۴۲]

پروانه‌ی چرخان با تغییر جهت حرکت سیال از محوری در ورودی به شعاعی در خروجی و با بهره‌گیری از نیروی مرکزگرا<sup>۳</sup> فشار سیال را افزایش می‌دهد؛ بنابراین، مشکلات جدایش لایه مرزی در این کمپرسورها نسبت به نوع محوری کمتر است [۴۰، ۴۳]. این تغییر جهت حرکت از طرف دیگر باعث کاهش دبی قابل‌گذر از کمپرسور در یک قطر یکسان نسبت به نمونه‌ی محوری می‌شود. در شکل ۶ (الف) یک نمونه پروانه نمایش داده شده است. استفاده از پره‌ی جداکننده<sup>۴</sup> باعث بهبود جریان میان پره‌های اصلی می‌شود، اما در برخی طراحی‌ها ممکن است از آن استفاده نشود.

پخش‌کن عمدتاً دو وظیفه‌ی افزایش فشار از طریق کاهش سرعت و همچنین محوری کردن و گرفتن چرخش جریان ورودی به محفظه احتراق را دارد. ساختار یک نمونه پخش‌کن متداول در شکل ۶ (ب) مشاهده می‌شود. چهار بخش پخش‌کن در شکل ۶ عبارتند از پخش‌کن شعاعی، فضای بدون پره<sup>۵</sup>، پره‌های کاهنده‌ی چرخش<sup>۶</sup> و زانویی منتهی به آن.

هندسه‌ی بخش‌های مذکور وابسته به طراحی می‌تواند تغییر کند. به عنوان نمونه، در برخی میکروتوربوجت‌ها از پخش‌کن کراس‌اور<sup>۷</sup> استفاده می‌شود (شکل ۷ سمت راست). در این نوع پخش‌کن پره‌های شعاعی و محوری جداگانه مشاهده نمی‌شود و این دو دسته پره به صورت یکپارچه طراحی می‌شود. در صورت طراحی مناسب، با استفاده از این نوع پخش‌کن می‌توان قطر موتور را کاهش داده و عملکرد کلی آن را نیز بهبود بخشید.

<sup>5</sup> Vaneless space  
<sup>6</sup> Deswirlor  
<sup>7</sup> Crossover

<sup>1</sup> Impeller  
<sup>2</sup> Diffuser  
<sup>3</sup> Centrifugal force  
<sup>4</sup> Splitter blade

یکی از موضوعات دیگر که کمپرسورهای میکروتوربوجت‌ها را نسبت به نمونه‌های بزرگ هوایی متمایز می‌کند، نداشتن هیچ‌گونه سیستم کنترل فعال مانند پره‌های راهنمای ورودی متغیر<sup>۱</sup>، شیر تخلیه<sup>۲</sup> و یا سیستم کنترل لقی نوک است. این امر نه تنها پیچیدگی طراحی و تعیین‌ی عملگرها و قطعات مکانیکی مرتبط با این سیستم‌ها را از بین می‌برد، بلکه الگوریتم کنترل موتور را نیز به شدت ساده‌تر می‌کند. البته طبیعی است که با این ساده‌سازی، انعطاف‌پذیری کمپرسور در برابر سرچ و استال تا حدی کم‌تر شده و بازدهی آن نیز پایین می‌آید.

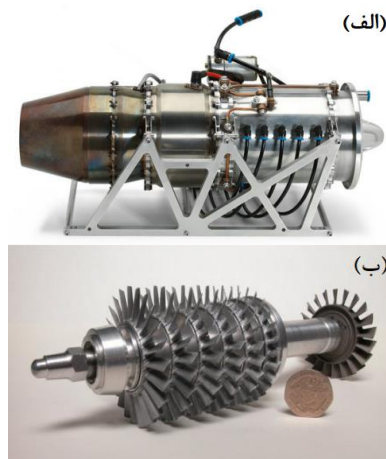
### ۳-۲- محفظه احتراق

طراحی محفظه‌ی احتراق از پیچیده‌ترین بخش‌های طراحی یک موتور توربینی به شمار می‌آید. فرایندهای پاشش، ذره‌سازی<sup>۳</sup>، تبخیر و احتراق سوخت باید در شرایط مختلف پروازی به خوبی صورت پذیرند. به علاوه، خنک‌کاری سازه‌ی محفظه نیز باید به دقت انجام شده و از شکل‌گیری نقاط داغ روی سازه جلوگیری شود. جریان خروجی از محفظه نیز باید با دما و الگوی مناسب وارد توربین شود. در طراحی‌های جدیدتر، بحث کاهش آلاینده‌ی به عنوان الزام مهمی در طراحی موتور رعایت می‌شود که باعث تغییرات اساسی در محفظه احتراق می‌گردد. در موتورهای مدرن یک محفظه‌ی احتراق حلقوی<sup>۴</sup> به کمک ذره‌ساز<sup>۵</sup> و چرخاننده‌ی هوائی با جریان داخلی و خارجی پیچیده پیاده‌سازی این اهداف را بر عهده دارد. در مقابل، طراحان میکروتوربوجت‌ها به روشی ساده‌تر فرایند احتراق را تکمیل می‌کنند. تقریباً تمام این موتورهای کوچک از محفظه احتراق لوله تبخیری<sup>۶</sup> بهره می‌برند؛ مطابق شکل ۹ این نوع محفظه احتراق شامل سه بخش لاینرهای خارجی و داخلی، لوله‌های تبخیر و حلقه‌ی تزریق سوخت است.



شکل ۷- چند نمونه پخش‌کن در کمپرسور شعاعی [۴۶]

استفاده از کمپرسورهای محوری به ندرت در موتورهای میکروتوربوجت مشاهده شده و می‌توان به عنوان یک استثنا از آن نام برد. در شکل ۸ یک موتور میکروتوربوجت با کمپرسور محوری ۵ طبقه (الف) و بخش دوار یک موتور میکروتوربوجت با کمپرسور محوری ۶ طبقه (ب) مشاهده می‌شود.



شکل ۸- کاربرد کمپرسور محوری در موتورهای میکروتوربوجت [۲]

<sup>5</sup> Atomizer

<sup>6</sup> Swirler

<sup>7</sup> Vaporizer Tube

<sup>1</sup> variable inlet guide vanes (VIGV)

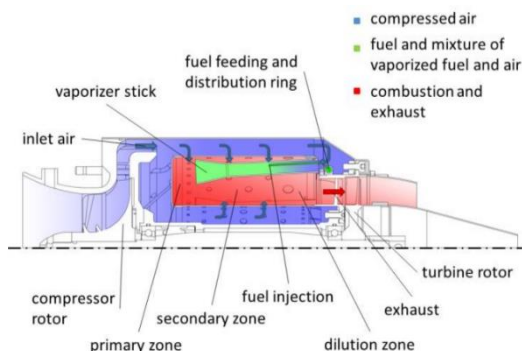
<sup>2</sup> Bleed Valve

<sup>3</sup> Atomization

<sup>4</sup> Annular



در برخی موتورهای نظامی قدیمی سایز کوچک نیز استفاده شده‌اند [۴۹]. در موتورهای بزرگ‌تر زمان اقامت لازم، تأمین شده و استفاده از طرح متداول مزایایی همچون وزن و افت فشار کمتر محفظه احتراق و عملکرد بهتر در شرایط مختلف پروازی را به همراه خواهد داشت. فرآیند کلی احتراق در یک نمونه محفظه احتراق لوله تبخیری در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود.



شکل ۱۰- فرآیند کلی احتراق در یک محفظه احتراق لوله تبخیری [۵۰]

در شروع کار موتور، لوله‌های تبخیر به علت سرد بودن عملکرد مناسبی ندارند و باید تدابیر خاصی جهت اشتعال اولیه اندیشیده شود [۴۸]. این موضوع در قسمت‌های بعدی بیشتر مورد بحث قرار می‌گیرد. به صورت مشابه، هنگام شتاب‌گیری موتور و افزایش نرخ تزریق سوخت، لوله‌ها تا حدی سرد می‌شوند که بازدهی احتراق را کاهش می‌دهد [۴۸]. لوله‌های تبخیر در هندسه‌های گوناگونی ساخته و بکارگیری می‌شوند [۵۱]. طبعاً هرچه طول مسیر سوخت داخل لوله بیشتر باشد، زمان اقامت آن بیشتر بوده و فرایند تبخیر بهتر انجام می‌شود اما طول انحنای بیشتر منجر به افت فشار بیشتر هوای لوله و کاهش دبی آن و همچنین افزایش وزن و قیمت لوله نیز می‌شود؛ بنابراین بین این دو روند باید مصالحه صورت پذیرد.

یکی از مباحث مهم در محفظه‌ی احتراق، امکان شروع مطمئن فرایند احتراق است. موتورهای هوایی بزرگ معمولاً از شمع<sup>۳</sup> و تخلیه‌ی الکتریکی برای تأمین انرژی اولیه‌ی مورد نیاز استفاده



شکل ۹- محفظه احتراق لوله تبخیری [۴۷، ۴۲]

سوخت با فشار نسبتاً پایینی از طریق حلقه‌ی تزریق داخل لوله‌های تبخیر می‌شود. بخشی از هوای ورودی نیز به انتهای محفظه منتقل شده و از آن‌جا وارد لوله‌های تبخیر می‌شود. به کمک این هوای ورودی و فضای داغ داخل لوله تبخیر، فرایند تبخیر سوخت رخ داده و سوخت بخار شده از لوله‌ها خارج می‌شود. پایداری ناحیه‌ی اولیه بر خلاف موتورهای بزرگ، به کمک چرخش بخشی از هوای ورودی تأمین نمی‌شود. بلکه تعیین موقعیت مکانی مناسب خروجی لوله تبخیر و سوراخ‌های روی لاینر داخلی و خارجی این پایداری را تأمین می‌کنند. به کمک این روند نسبتاً ساده، پیچیدگی‌های متعددی حذف می‌شوند؛ عدم طراحی و بکارگیری اتم‌ساز سوخت و چرخش‌ساز هوا و عدم نیاز به پمپ سوخت فشار بالا از مزایای مهم محفظه احتراق لوله تبخیری است. به علاوه، زمان ماندگاری<sup>۱</sup> سوخت و همچنین واکنش‌دهنده‌های احتراق در این طرح نسبت به طرح متداول ( استفاده از اتم‌ساز و چرخش‌ساز) بیشتر است و به همین علت، استفاده از این نوع محفظه در سایز میکرو بازدهی احتراق را نیز افزایش می‌دهد. این فلسفه‌ی طراحی تا حدی شبیه به محفظه احتراق‌های جریان بازگشتی<sup>۲</sup> است که در موتورهای توربوجت اولیه ( همچون موتور نمونه‌ی اولیه‌ی ویتل) استفاده شده بود. البته در آن موتورها بکارگیری این نوع محفظه احتراق بیشتر با هدف کاهش طول شفت موتور انجام شده بود [۴۸]. لوله‌های تبخیر

<sup>۳</sup> Spark Plug

<sup>۱</sup> Residence Time

<sup>۲</sup> Reverse-flow



شکل ۱۲- توربین محوری در موتورهای میکروتوربوجت  
[۵۳، ۵۴]

مهم‌ترین تفاوت توربین میکروتوربوجت‌ها، سادگی آن و نداشتن هیچ‌گونه سیستم خنک‌کاری است. این موضوع علاوه بر کاهش دمای ورودی توربین قابل تحمل، عمر این قطعه را نیز محدود می‌کند. در موتورهای هوایی امروزی دمای ورودی توربین تا ۲۰۰۰ کلوین نیز می‌رسد [۴۸]؛ در حالی که این دما در میکروتوربوجت‌ها نهایتاً در حدود ۱۲۰۰ کلوین است. قسمت دوار توربین در این موتورها معمولاً به صورت بلید(پره) و دیسک یکپارچه (که اصطلاحاً بلیسک نامیده می‌شود) ساخته می‌شود. این روش باعث سادگی فرآیند ساخت در ابعاد کوچک می‌شود.

در موارد محدودی از توربین شعاعی در موتورهای میکروتوربوجت استفاده شده است. در شکل ۱۳ بخش دوار یک موتور میکروتوربوجت با توربین شعاعی مشاهده می‌شود.



شکل ۱۳- قسمت دوار یک موتور میکروتوربوجت با توربین شعاعی [۵۵]

نازل آگزوز از دیگر اجزاء موتورهای میکروتوربوجت است که در ادامه قسمت توربین قرار دارد و وظیفه آن تولید نیروی پیشران از گازهای خروجی توربین است. این جزء در موتورهای میکروتوربوجت به دو حالت یکپارچه با بدنه و مجزا از بدنه

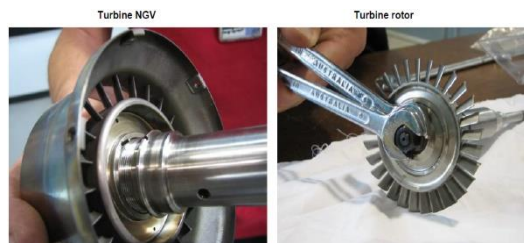
می‌کنند. ممکن است با هدف افزایش قابلیت اطمینان، چندین شمع در نقاط مختلف محفظه قرار داده شود. در میکروتوربوجت‌ها به علت نبود اتم‌ساز و سرد بودن لوله‌های تبخیر در شروع کار، نمی‌توان با استفاده از شمع اشتعال قابل اطمینانی داشت. به همین علت در میکروتوربوجت‌ها، از آتش‌زنی میله‌ی گداخته<sup>۱</sup> استفاده می‌شود. یک نمونه از این آتش‌زنی در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود. این نوع آتش‌زنی که در موتورهای احتراق داخلی نیز کاربرد دارد، با تبخیر و گرمادهی بخشی از سوخت، آغازگر فرایند اشتعال می‌شود.



شکل ۱۱- یک نمونه آتش‌زنی میله گداخته مورد استفاده در موتورهای میکروتوربوجت [۵۲]

### ۳-۳- توربین

در میکروتوربوجت‌ها همانند سایر موتورهای هوایی غالباً از توربین محوری به منظور تولید توان مورد نیاز کمپرسور استفاده می‌شود. در شکل ۱۲ چند نمونه توربین بکارگیری شده در موتورهای میکروتوربوجت مشاهده می‌شود.

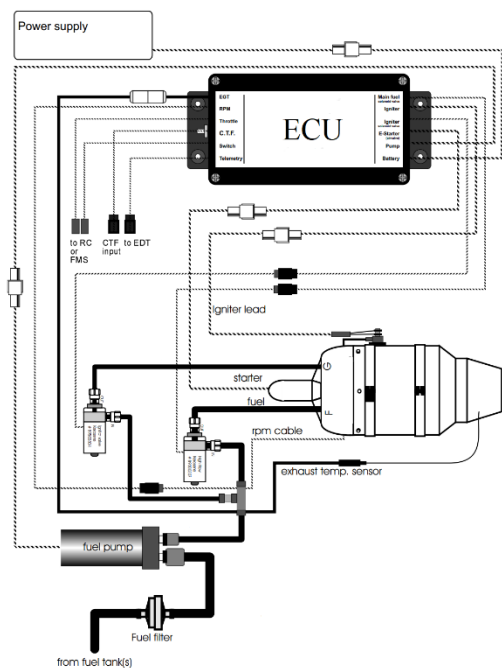


<sup>۱</sup> Glow Plug

الکتریکی از یک موتور الکتریکی به عنوان راه‌انداز (starter) استفاده و این موتور سرعت دورانی اولیه برای موتور را فراهم می‌کند. امروزه بیشتر موتورهای میکروتوربوجت از راه‌انداز الکتریکی استفاده می‌کنند. موتورهای میکروتوربوجت از لحاظ سوخت مصرفی در مرحله روشن شدن در دو نوع راه‌اندازی با پروپان (propane start) و راه‌اندازی با کروسین (kerosene start) موجود می‌باشند. موتور نشان داده شده در شکل ۱۵، دارای راه‌انداز الکتریکی بوده و در مرحله روشن شدن از کروسین استفاده می‌کند.



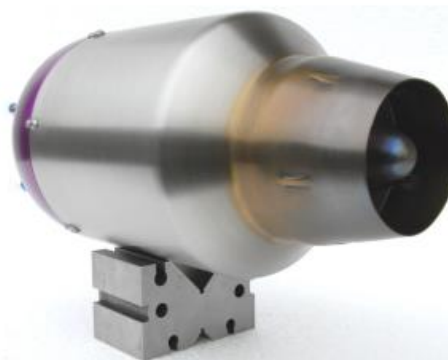
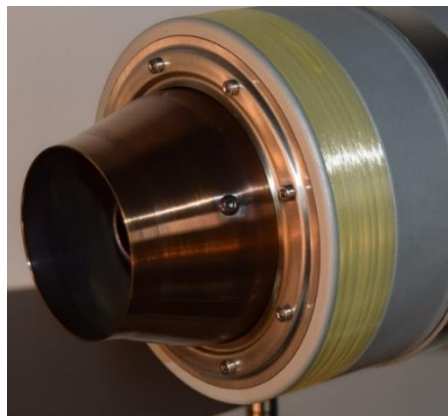
(الف)



(ب)

شکل ۱۵- نحوه ارتباط سامانه‌های جانبی با یک موتور میکروتوربوجت [۵۲]

ساخته می‌شود؛ که در حالت مجزا به وسیله پیچ به بدنه وصل می‌شود. در شکل ۱۴ دو نمونه نازل آگزوز مجزا و یکپارچه مورد استفاده در موتورهای میکروتوربوجت مشاهده می‌شود.

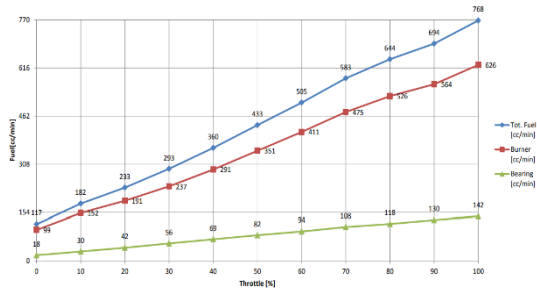


شکل ۱۴- استفاده از نازل آگزوز مجزا و یکپارچه در موتورهای میکروتوربوجت [۳۶، ۵۲]

#### ۴- اجزاء جانبی موتورهای میکروتوربوجت

اجزاء جانبی یک موتور میکروتوربوجت غالباً شامل پمپ سوخت، شیر سلونوئیدی (دو عدد)، سامانه راه‌اندازی، واحد کنترل الکتریکی، سنسور (سرعت دورانی و دمای گازهای خروجی) و منبع تغذیه است. در شکل ۱۵ (الف) یک موتور میکروتوربوجت به همراه سامانه‌های جانبی آن و در شکل ۱۵ (ب) نحوه ارتباط اجزای مختلف با یکدیگر بصورت شماتیک مشاهده می‌شود. سامانه راه‌اندازی (start) موتورهای میکروتوربوجت در دو نوع هوایی (air start) و الکتریکی (electric start) موجود است. در حالت راه‌اندازی با هوا، دمیدن هوا به داخل موتور باعث ایجاد سرعت دورانی اولیه مورد نیاز برای موتور در مرحله راه‌اندازی شده و در حالت

از دلایل افزایش مصرف سوخت موتورهای میکروتوربوجت، استفاده از مخلوط سوخت و روغن برای خنک کاری یاتاقان‌ها است.



شکل ۱۷- نحوه توزیع سوخت مصرفی در موتور الیمپوس  
اچ پی ۵۲]

#### ۵- مشخصات موتورهای میکروتوربوجت

در حال حاضر شرکت‌های متعددی در دنیا در حوزه طراحی و ساخت موتورهای میکروتوربوجت فعالیت می‌کنند و محصولات متعددی تولید می‌شود. برای طراحی، ساخت و حتی انتخاب یک موتور موجود برای یک کاربرد مشخص لازم است که اطلاعات کافی از موتورهای تجاری موجود در دسترس باشد. در این پژوهش بیش از ۱۰۰ موتور میکروتوربوجت تجاری از شرکت‌های مختلف در سراسر دنیا بررسی و مشخصات آنها در جدول ۳ گردآوری شده است. در این جدول موتورها بر اساس پیشینه نیروی پیشران تولیدی مرتب شده‌اند.

#### ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش موتورهای میکروتوربوجت با نیروی پیشران کمتر از ۱۰۰۰ نیوتن مطالعه و بررسی شد. این دسته از موتورهای توربوجت علی‌رغم تفاوت‌هایی که با موتورهای توربوجت بزرگ دارند، شباهت‌هایی با یکدیگر داشته و از لحاظ ساختار کلی و عملکرد مشابه یکدیگرند. در این مقاله ضمن بررسی این موضوع، برخی از مهمترین مشخصات ابعادی و عملکردی این دسته از موتورها و روند تغییرات آنها بررسی شد. مشابه موتورهای بزرگ، این دسته از موتورها نیز از سه جزء اصلی کمپرسور، محفظه احتراق و توربین تشکیل می‌شوند که در این مقاله هر جزء به تفصیل تشریح شد؛ همچنین سامانه‌های جانبی مورد استفاده در موتورهای میکروتوربوجت و نحوه

امروزه در برخی از موتورهای میکروتوربوجت تعدادی از اجزاء جانبی در یک مجموعه یکپارچه عرضه می‌شوند که کاربری آن راحت‌تر است. در شکل ۱۶ یک مجموعه یکپارچه از اجزاء جانبی شامل پمپ سوخت، واحد کنترل الکتریکی و دو عدد شیر سلونوئیدی به همراه نحوه اتصال آن به موتور مشاهده می‌شود.



شکل ۱۶- مجموعه یکپارچه از اجزاء جانبی و نحوه اتصال آن به موتور ۵۲]

سوخت رایج مورد استفاده در موتورهای میکروتوربوجت کروسین (kerosene)، JP4 و Jet A است. استفاده از سایر سوخت‌های جایگزین نیز در برخی مراجع بررسی شده است [۵۶-۵۹]. معمولاً بین ۳ تا ۵ درصد روغن توربین (Aeroshell) در سوخت مصرفی موتورهای میکروتوربوجت برای فرآیند خنک‌کاری یاتاقان‌ها استفاده می‌شود. در این موتورها یک خط سوخت مجزا برای پاشش در محدوده یاتاقان‌ها تعبیه شده و بخشی از سوخت مصرفی این موتورها صرف فرآیند خنک‌کاری می‌شود؛ از این رو مصرف سوخت این موتورها نسبت به موتورهایی که سامانه روغن‌کاری جداگانه دارند مقداری بیشتر است. در شکل ۱۷ میزان سوخت مصرفی برای فرآیند احتراق و خنک‌کاری به طور تفکیک شده برای یک موتور میکروتوربوجت مشاهده می‌شود. مطابق این شکل یکی

ارتباط آنها با موتور توضیح داده شد. در این پژوهش همچنین مشخصات بیش از ۱۰۰ موتور میکروتوربوجت موجود در سطح دنیا گردآوری و ارائه شد که این مشخصات برای طراحی یک موتور جدید و یا انتخاب یک موتور بسیار مفید است.

## ۷- ضمائم

جدول ۳- مشخصات موتورهای میکروتوربوجت با نیروی پیشران کمتر از ۱۰۰۰ نیوتن.

جدول ۳- مشخصات موتورهای میکروتوربوجت با نیروی پیشران کمتر از ۱۰۰۰ نیوتن [۳۶، ۵۲، ۵۵، ۶۰-۸۰]

Name	Company	Thrust@ Max. RPM (N)	Diameter (mm)	Length (mm)	Max. RPM	PR @ Max. RPM	Mass Flow @ Max. RPM (kg/s)	FC @ Max. RPM (gr/min)	Max. EGT (C)	Ref.
J Junior	JetJoe	15.6	55	112	235000	-	-	69.7	750	[60]
T15	Lambert	19	55	150	240000	-	-	52	-	[61]
P20-SX	JetCat	24	60	171	245000	1.5	0.05	75	690	[62]
T20	Lambert	24	55	150	245000	-	-	71.2	-	[61]
T25	Lambert	27	55	150	245000	-	-	77	-	[61]
K-30G4+	KingTech	29.4	62.9	160	235000	-	-	120	720	[63]
T30	Lambert	30	55	150	245000	-	-	84	-	[61]
T35	Lambert	34	55	150	245000	-	-	95	-	[61]
K-45G4+	KingTech	44.1	62.9	158	232000	-	-	150	720	[63]
T45	Lambert	45	65	173	205000	-	-	-	-	[61]
TS 45i	Turbine Solutions	45	75	215	195000	-	-	148	700	[64]
X45	XICOY	45	59.8	165	225000	-	-	145	-	[65]
T50	Lambert	50	65	173	205000	-	-	-	-	[61]
K-55G4+	KingTech	54	76	180	170000	-	-	200	730	[63]
X60	XICOY	60	67.8	170	205000	-	-	-	-	[65]
JJ-1400	JetJoe	62.4	90	230	160000	-	-	164	680	[60]
P60-SE	JetCat	63	83	243	165000	2	0.16	192	730	[62]
J600R	PSTjets	63.8	89	238	162000	-	-	-	-	[66]
K-70G4+	KingTech	68.7	76	180	180000	-	-	230	700	[63]
Wren 75	Turbine Solutions	75	90	240	160000	3	-	227	-	[64]
J800R	PSTjets	78.5	92	260	153000	-	-	-	-	[66]
SW80B	SWIWIN	80	83	198	155000	-	-	270	700	[67]

Wren 80 Jubilee	Turbine Solutions	80.4	89	240	160000	-	-	279.3	700	[64]
K-85G4+	KingTech	83.4	82	205	170000	-	-	300	700	[63]
HORNET	JetCentral	85	82	202	182000	-	-	277.2	700	[68]
X85	XICOY	85	76	183	176000	-	-	260	-	[65]
Mercury HP	AMT	88	100	292	151900	2.8	0.25	295	750	[52]
JJ-1800	JetJoe	89.1	110	300	115000	-	-	287	680	[60]
P80-SE	JetCat	97	112	286	125000	2.3	0.24	217	700	[62]
VT98NG	JetsMunt	98	90	-	151000	-	-	272	700	[64]
K-102G4+	KingTech	98.1	84	203.3	160000	-	-	330	750	[63]
GTM 100	JetPol	100	110	305	120000	-	-	320	-	[70]
P100-RX	JetCat	100	97	241	154000	2.9	0.23	312	720	[62]
TS 100i	Turbine Solutions	100	89	250	160000	-	-	287	-	[64]
RABBIT	JetCentral	105	91	245	152000	-	-	295.2	700	[68]
B110ex	evoJet	110	90	-	160000	-	-	320	730	[71]
Hawk 100R	Hawk Turbine	110	108	346	175000	3.8	-	260	760	[54]
K-120G4+	KingTech	117.7	95.25	235.5	140000	-	-	385	700	[63]
M122NG	JetsMunt	120	90	-	152000	-	-	340	700	[69]
B100F	BF-Turbines	120	99	296	133000	2.8	-	296	740	[72]
X120	XICOY	120	90.2	198	150000	-	-	350	-	[65]
K-130G4+	KingTech	127.5	94.5	220	142000	-	-	410	700	[63]
P130-RX	JetCat	130	99	284	127000	3	0.3	400	720	[62]
LYNX	JetCentral	130	99	229	130000	-	-	352.6	700	[68]
JJ-3000	JetJoe	133.6	110	300	115000	-	-	344.4	730	[60]
K-142G4+	KingTech	137.3	92.25	235	142000	-	-	440	750	[63]
SW140B	SWIWIN	140	99	250	130000	-	-	380	700	[67]
B140F	BF-Turbines	140	99	296	128000	-	-	340	760	[72]
GTM 140	JetPol	140	115	315	120000	-	-	360	-	[70]
K-160G4+	KingTech	157	103	251	130000	-	-	490	700	[63]
P160-RXi-B	JetCat	158	112	297	122000	3.5	0.38	468	750	[62]
CHEETAH	JetCentral	160	102.4	249.9	130000	-	-	492	700	[68]
GTM 160	JetPol	160	115	315	120000	-	-	400	-	[70]
Wren 160	Turbine Solutions	160	111	263	126000	-	-	480	700	[64]
B160F	BF-Turbines	161	102	305	126000	-	-	429	760	[72]
JB165	Behotec	165	113	292	120000	-	-	451	680	[73]
M166TS	JetsMunt	166	102	-	124000	-	-	460	700	[69]
Pegasus HP	AMT	167	120	342	117000	3.0	0.398	500	750	[52]
P180-NX	JetCat	175	112	283	126000	3.5	0.38	468	750	[62]
K-180G4+	KingTech	176.6	103	251	130000	-	-	560	700	[63]
JB180	Behotec	180	113	320	125000	-	-	410	680	[73]
H16Pro	Hybl Turbines	180	111	273	122000	-	-	500	680	[36]

GTM 180	JetPol	180	115	315	120000	-	-	430	-	[70]
X180	XICOY	180	106	247	122000	-	-	470	-	[65]
FT180	Frank Turbine	185	112	330	123000	3	-	516.6	700	[74]
SW190B	SWIWIN	190	109	258	116000	-	-	550	700	[67]
RHINO	JetCentral	200	111	302	121000	-	-	440	700	[68]
K-210G4+	KingTech	206	112.6	280	120000	-	-	590	650	[63]
M210TS	JetsMunt	210	110.9	-	122000	-	-	560	725	[69]
P200-RX	JetCat	210	132	355	112000	4	0.45	599	750	[62]
JB220	Behotec	220	113	313	123000	-	-	590	750	[73]
P220-RXi	JetCat	220	116.8	307	117000	3.9	0.45	580	750	[62]
B220neo-220	evoJet	220	112	-	123000	-	-	610	720	[71]
FT220	Frank Turbine	220	112	330	123000	3.2	-	598.6	700	[74]
X225	XICOY	225	116	255	112000	-	-	-	-	[65]
Olympus HP	AMT	230	130	374	108500	3.5	0.45	640	750	[52]
PSR T01 KS	PSR	230	-	-	108500	-	-	640	-	[75]
K-235G4+	KingTech	230.5	119	278	109000	-	-	680	750	[63]
SW240B	SWIWIN	240	116	275	118000	-	-	685	700	[67]
FT250	Frank Turbine	250	120	330	115000	3.6	-	688.8	750	[74]
MAMMOTH	JetCentral	250	124.1	325.4	108000	-	-	664.2	700	[68]
P250-PRO-S	JetCat	250	121	322	117000	3.8	0.47	656	750	[62]
M250XBL	JetsMunt	250	122	-	110000	-	-	700	725	[69]
K-260G4+	KingTech	255.1	120	299	112000	-	-	760	700	[63]
Hawk 290R	Hawk Turbine	290	130	401	132000	4.7	-	659	780	[55]
P300-PRO	JetCat	300	132	381	106000	3.55	0.5	784	750	[62]
B300F	BF-Turbines	300	130	390	104000	3.58	-	794	760	[72]
DRAGON	JetCentral	300	133	345	100000	-	-	820	700	[68]
SW300B	SWIWIN	300	133	332	98000	-	-	820	700	[67]
K-320G4+	KingTech	314	132.5	335	100000	-	-	870	700	[63]
Titan	AMT	392	147	385	96000	3.8	0.66	1020	875	[52]
TJ40-G1	PBS	395	147	304	-	-	-	968	-	[76]
TJ40-G2	PBS	395	147	373	-	-	-	968	-	[76]
FT400	Frank Turbine	400	146	345	100000	3.7	-	1025	750	[74]
TJ90	TEI	400			100000	-	-	1000	-	[77]
SW400pro	SWIWIN	400	146	342	95000	-	-	1000	700	[67]
P400 PRO-LN	JetCat	425	148.4	390	98000	3.8	0.67	1040	750	[63]
TJ40-G1NS	PBS	425	147	304	-	-	-	968	-	[76]
K-450G4+	KingTech	441.5	152.6	374	90000	-	-	1100	760	[63]
TJ-HP4	PROPSAN	470.5	165	475	86000	-	-	-	-	[78]
FT500	Frank Turbine	500	169	430	85000	4.5	-	1230	790	[74]
B500F	BF-Turbines	500	152	455	89000	-	-	1280	760	[72]
P550 PRO-GL	JetCat	550	178.6	419	83000	3.8	0.93	1320	750	[62]

H140	Jetbeetle	623	165	475	83000	-	-	-	-	[79]
Nike	AMT	784	201	524	61500	4	1.25	1900	875	[52]
SW800pro	SWIWIN	800	208	454	65000	-	-	1850	700	[67]
H195	Jetbeetle	868	207	568	70000	-	-	-	-	[79]
TJ80-90	PBS	900	235	514	-	-	-	-	-	[76]
TJ200	Polaris	978.6	160	-	-	-	-	2262	-	[80]

scaling and tip clearance effects. *Open J. of Fluid Dynamics*, 9(01), 49.

- [12] Burger, C. J., Van der Spuy, S. J., & von Backström, T. W. (2017). Design of a Compact Crossover Diffuser for Micro Gas Turbines Using a Mean-Line Code. *Int. J. of Turbo & Jet-Engines*, 36(4), 347-357.
- [13] Jie, C., & Guoping, H. (2010). Redesign of an 11 cm-diameter Micro Diffuser. *Chinese J. of aeronautics*, 23(3), 298-305.
- [14] Nili-Ahmadabadi, M., & Maleki, H. M. (2015). One-Dimensional Design of Centrifugal Compressor of a Turo-shaft Engine with Optimization of 90-Degree Bend Duct between Radial and Axial Diffuser. *J. of Solid and Fluid Mech.*, 5(3), 65-77. doi: 10.22044/jsfm.2015.557
- [15] Sebelev, A. A., Tikhonov, A. S., Aleksenskiy, V. A., Shengals, A. A., & Klyavin, O. I. (2021). Aerodynamic analysis of the small-scaled centrifugal compressor for micro-turbojet engine applications. *J. of Physics: Conf. Series* (Vol. 1891, No. 1, p. 012017).
- [16] Xiang, J., Schlüter, J. U., & Duan, F. (2017). Study of KJ-66 micro gas turbine compressor: Steady and unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes approach. *Proc. Inst. Mech. Eng., Part G: J. Aerosp. Eng.*, 231(5), 904-917.
- [17] Czarnecki, M., & Olsen, J. (2018). Combined Methods in Preliminary Micro Scale Gas Turbine Diffuser Design—a Practical Approach. *J. of Appl. Fluid Mech.*, 11(3), 567-575.
- [18] Diener, O. H. F. (2016). Development of a mixed-flow compressor impeller for micro gas turbine application. Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch.
- [19] Kock, M. P. (2017). Design of a cross-over diffuser for a mixed flow compressor impeller. Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch.
- [20] Van der Merwe, B. B. (2012). Design of a centrifugal compressor impeller for micro gas turbine application. Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch.

## مراجع

- [1] Oppong, F., van der Spuy, S., von Backström, T., & Diaby, A. L. (2015). An overview of micro gas turbine engine performance investigation. *R&D J*, 31, 35-41.
- [2] Dutcak, J. (2016). Micro turbine engines for drones propulsion. In *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 148, No. 1, p. 012063). IOP Publishing.
- [3] Costa, F. P., Henrique, L., Whitacker, L., Bringhenti, C., & Tomita, J. T. (2019). An overview of small gas turbine engines. In *Proc. of the 24th ISABE conf.*, Canberra, Australia (pp. 22-27).
- [4] Elzahaby, A. M., Khalil, M. K., & Khalil, H. E. (2016). Theoretical and experimental analysis of a micro turbojet engine's performance. *Int. J. of Scientific & Engineering Research*, 7(1), 404-410.
- [5] Wu, X., Hu, X., Xiang, X., Lin, S., You, J., & Tian, F. (2023). An analysis approach for micro gas turbine engine's performance by experiment and numerical simulation. *Case Stud. Therm. Eng.*, 49, 103305.
- [6] Imani, A., Anjomrouz, A., Rasti-Jahromi, A. (2023). Thermodynamic modelling of a two spool unmixed flow micro-turbofan engine. 21st International Conf. On Iranian Aerospace.
- [7] Ashry, M. M. (2020). Controller Design for Micro Turbojet Engine. In 2020 12th International Conf. on Electrical Engineering (ICEENG) (pp. 436-440). IEEE.
- [8] Huang, L., Gu, F., Zhang, Y., & He, Y. (2016). Modeling and Timing Simulation of Micro Turbine engine in Starting Process. In *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 157, No. 1, p. 012022). IOP Publishing.
- [9] Montazeri-Gh, M., Fashandi, S. A. M., & Jafari, S. (2018). Theoretical and experimental study of a micro jet engine start-up behaviour. *Tehnički vjesnik*, 25(3), 839-845.
- [10] Xia, C., Fu, X., Wan, Z., Huang, G., & Chen, J. (2013). Research on windmill starting characteristics of MTE-D micro turbine engine. *Chinese J. of Aeronautics*, 26(4), 858-867.
- [11] Barsi, D., Bottino, A., Perrone, A., Ratto, L., & Zunino, P. (2019). Design of a centrifugal compressor for micro gas turbine: investigation of



- Mech. Eng. Congress and Exposition (Vol. 45172, pp. 409-417).
- [33] Capata, R. (2015). Experimental tests of the operating conditions of a micro gas turbine device. *J. Energy Power Eng*, 9(4), 326-335.
- [34] Derbel, K., & Beneda, K. (2020). Development of airborne test environment for micro turbojet engine-part II: remote measurement system. *New Trends in Aviation Development (NTAD)* (pp. 43-48). IEEE.
- [35] Zhu, H., Du, F., Zhao, S., Xu, Z., & Lv, Z. (2016). Design of a new type thrust measuring system for micro-turbojet engine. *2nd Int. Conf. on Artificial Intelligence and Industrial Engineering (AIIE 2016)* (pp. 474-477). Atlantis Press.
- [36] Hybl Turbine Company Website, <https://www.hyblturbines.cz/>
- [37] Holobeny, D., Polanka, M. D., & Bohan, B. T. (2020). Analysis of a Compact Combustor for Use in a JetCat P90 RXi. *AIAA Scitech 2020 Forum* (p. 0625).
- [38] Öttl, C., & Willinger, R. (2020). Thermodynamic and Mechanical Design Concept for Micro-Turbojet to Micro-Turboshaft Engine Conversion. *ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 84195, p. V008T20A005).
- [39] Kröger, G., Siller, U., Moser, T., & Hediger, S. (2014). Towards a highly efficient small scale turboshaft engine: Part I—Engine concept and compressor design. *ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 45615, p. V02BT45A015).
- [40] El-Sayed, A. F. (2016). *Fundamentals of aircraft and rocket propulsion* (p. 1010). London: Springer.
- [41] Mattingly, J. D., Boyer, K. M., & von Ohain, H. (2006). *Elements of propulsion: gas turbines and rockets* (Vol. 53). Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [42] Benini, E., & Giacometti, S. (2007). Design, manufacturing and operation of a small turbojet-engine for research purposes. *Appl. Energy*, 84(11), 1102-1116.
- [43] Hill, P. G., & Peterson, C. R. (1992). *Mechanics and thermodynamics of propulsion*. Reading.
- [44] Hong, S., Mugabi, J., & Jeong, J. H. (2022). Numerical Study on Vortical Flow Structure and Performance Enhancement of Centrifugal Compressor Impeller. *Appl. Sciences*, 12(15), 7755.
- [45] Wilkosz, B. E., Jeschke, P., & Olivier, H. (2015). Aerodynamic Losses in an Aero Engine Centrifugal Compressor With a Close-Coupled Pipe-Diffuser and a Radial-Axial Deswirlor (No. RWTH-2015-01729). *Lehrstuhl und Institut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen*.
- [46] Burger, C. (2016). Design procedure of a compact aerodynamic crossover diffuser for micro gas turbine application. *Master of Engineering Thesis*, [21] Krige, D. S. (2013). Performance evaluation of a micro gas turbine centrifugal compressor diffuser. *Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch*.
- [22] Habibi, F. I., Hartono, F., & Prayogo, H. (2019). Optimization of an Annular Combustion Chamber for Micro Turbo Jet System. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering* (Vol. 645, No. 1, p. 012009).
- [23] Mohammed, R. S. E. (2019). Design and analysis of annular combustion chamber for a micro turbojet engine. *International J. of Aerosp. and Mech. Eng.*, 13(4), 282-287.
- [24] Toro, C. A. G., Wong, K. C., & Armfield, S. (2007). Computational study of a micro-turbine engine combustor using large eddy simulation and Reynolds averaged turbulence models. *ANZIAM J.*, 49, C407-C422.
- [25] Enagi, I. I., Al-Attab, K. A., & Zainal, Z. A. (2017). Combustion chamber design and performance for micro gas turbine application. *Fuel Process. Technol.*, 166, 258-268.
- [26] Moodley, R. (2016). Design and evaluation of a single stage axial flow turbine rotor for a micro turbojet engine. *Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Johannesburg, Johannesburg*.
- [27] Zhang, H. (2023). Three-Dimensional Computational Fluid Dynamics Simulation of the Turbine Blades of a Micro Turbojet Engine. *J. of Physics: Conf. Series* (Vol. 2458, No. 1, p. 012036).
- [28] Basson, J. G. T. (2014). Design methodology of an axial-flow turbine for a micro jet engine. *Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch*.
- [29] Briones, A., Sykes, J., Rankin, B. A., & Caswell, A. W. (2020). Steady-state cfd simulations of a small-scale turbojet engine from idle to cruise conditions. *AIAA scitech 2020 forum* (p. 2084).
- [30] Shahriari, B., Yousefi, S., Tajdari, M., & Karamooz, M. R. (2015). Optimum design of the turbine blisk of a mini-turbojet engine. *Aerosp. Knowl. and Technol. Journal*, 4(1), 83-98. (In Persian)
- [31] Kumar, R., Kumar, V. S., Butt, M. M., Sheikh, N. A., Khan, S. A., & Afzal, A. (2020). Thermo-mechanical analysis and estimation of turbine blade tip clearance of a small gas turbine engine under transient operating conditions. *Appl. Therm. Eng.*, 179, 115700.
- [32] Alihosseini, A. R., Boroomand, M., Tousi, A. M., & Horoufi, A. (2012). Design and Development of a Microjet Engine Indoor Test Cell. *ASME Int.*

- the micro-turbojet engine. *Int. J. of Green Energy*, 15(3), 169-180.
- [59] Tan, I. H., & Liou, W. (2013). Performance and emission of a biofueled micro turbojet engine. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (p. 110).
- [60] JetJoe Company Website, <http://www.jetjoe.com/>
- [61] Lambert Company Website, <http://www.lambert-modellturbinen.de/>
- [62] JetCat Company Website, <https://www.jetcat.de/>
- [63] KingTech Company Website, <http://www.kingtechturbines.com/>
- [64] Turbine Solution Company Website, <https://www.turbinesolutions.co.uk/>
- [65] XICOY Company Website, <http://www.xicoyturbines.com/>
- [66] PSTjet Company Website, <https://www.pstjets.com/>
- [67] SW-jet Company Website, <https://www.sw-jet.com/>
- [68] JetCentral Company Website, <https://jetcentral.com.mx/>
- [69] Jets-munt Company Website, <https://jets-munt.com/>
- [70] Jetpol Company Website, <https://jetpol.tech/>
- [71] Evojet Company Website, <http://xtcm.evojets.de/>
- [72] BF-turbine Company Website, <http://www.bf-turbines.de/>
- [73] Behotec Company Website, <http://www.behotec.de/>
- [74] Frank Turbine Company Website, <https://frankturbine.com/>
- [75] PSR-jets Company Website, <http://www.psr-jet-system.com/>
- [76] PBS Company Website, <https://www.pbs.cz/en/>
- [77] TEI Company Website, <https://www.tei.com.tr/en>
- [78] Propsan Company Website, <https://propsan.com/>
- [79] Jetbeetle Company Website, <http://jetbeetle.com/>
- [80] Polaris Company Website, <https://www.polaristec.com.br/>
- Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch.
- [47] Olivier, A. J. (2015). An experimental and numerical investigation of vaporizer tubes associated with micro gas turbines. Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch.
- [48] Lefebvre, A. H., & Ballal, D. R. (2010). Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions. CRC press.
- [49] Petrie, K. (1964). Development of a Small Single- and Two-Shaft Gas Turbine for Military Applications. *Proc. of the Inst. of Mech. Eng.* 179(1), 343-364.
- [50] Fuchs, F., Meidinger, V., Neuburger, N., Reiter, T., Zündel, M., & Hupfer, A. (2016). Challenges in designing very small jet engines-fuel distribution and atomization. 16th Int. Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery.
- [51] Celic, E., Uslu, S., & Topal, A. (2011). Numerical simulation of the reacting flow through the combustor of a small scale turboprop engine. *Ankara Int. Aerospace Conf.*
- [52] AMT Company Website, <https://www.amtjets.com/>
- [53] Fulara, S., Chmielewski, M., & Gieras, M. (2020). Variable geometry in miniature gas turbine for improved performance and reduced environmental impact. *Energies*, 13(19), 5230.
- [54] Leylek, Z., Anderson, W. S., Rowlinson, G., & Smith, N. (2013). An investigation into performance modeling of a small gas turbine engine. *ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air (Vol. 55195, p. V05AT23A007)*.
- [55] Hawk Turbine Company Website, <http://www.hawkturbine.com/>
- [56] Marsh, D. A. (2019). Conversion of a kerosene-fuelled gas turbine to run on propane. Master of Engineering Thesis, Dept. of Mechanical Engineering, University of Stellenbosch, Stellenbosch.
- [57] Nylén, M. (2013). Performance prediction of a microjet engine run on alternative fuels.
- [58] Söğüt, M. Z. (2018). Exergetic irreversibility and sustainability performances for alternative fuels in