



مروری بر مطالعات انجام شده بر روی موتورهای هوایی توربینی از دیدگاه انرژی و انرژی

جاماسب پیرکندی^{۱*}، علیرضا زلفی^۲، غلامرضا هاشم‌زاده^۳

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، تهران، ایران

۲- کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، تهران، ایران

۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، تهران، ایران

* نویسنده مخاطب: jpirkandi@mut.ac.ir

مطالعات نشان می‌دهد که تحلیل قانون اول در سیستم‌های پیش‌ران‌ش هوایی به تنهایی کافی نبوده و جهت بررسی دقیق یک موتور باید قانون دوم و تحلیل انرژی نیز مورد بررسی قرار گیرد. تحلیل ترمودینامیکی و انرژی موتورهای هوای هوانفسی به ویژه موتورهای توربوجت، توربوفن و توربوپراپ در دهه اخیر توجه پژوهشگران زیادی را به خود جلب کرده است. در این رویکرد با استفاده از قوانین ترمودینامیکی و تحلیل‌های انرژی، موتورهای توربوجت، توربوفن و توربوپراپ به صورت سیستمی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و حالت کارکرد بهینه آنها استخراج می‌گردد. هدف عمده این پژوهش بررسی و ارائه آخرین یافته‌های تحقیقاتی در این حوزه با تمرکز بر موتورهای توربوجت، توربوفن و توربوپراپ می‌باشد. نتایج بیشتر تحقیقات نشان می‌دهد که محفظه احتراق و پس‌سوز دو بخش مهم موتورهای هوایی هستند که بیشترین تخریب انرژی در آنها رخ می‌دهد. از سوی دیگر بررسی و تحلیل انرژی موتورها در خارج از نقطه طراحی نیز مساله مهمی است که در سال‌های اخیر مورد توجه بوده است.

واژه‌های کلیدی: توربوجت، توربوفن، توربوپراپ، موتورهای هوانفسی، قانون دوم ترمودینامیک، انرژی

A Review of Studies on Air-Breathing Turbine Engines from an Energy-Exergy Viewpoint

J. Pirkandi^{1*} , A. R. Zolfi², Gh. R. Hashemzadeh³

1. Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2. M. Sc Graduated, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3. Assistant Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author: jpirkandi@mut.ac.ir

Studies show that the analysis of the first law in air propulsion systems alone is not sufficient, and for a complete study of a system, the second law and exergy analysis should also be considered. Thermodynamic analysis of air-breathing engines, especially Turbojet, Turbofan and Turboprop engines, with the aim of studying their performance has attracted the attention of many researchers in the last decade. In this approach, using thermodynamic laws and exergy analyzes, Turbojet, Turbofan and Turboprop engines are systematically analyzed and their optimal state is extracted. The main purpose of this study is to review and present the latest research findings in this field focusing on Turbojet, Turbofan and Turboprop engines. The results of further research show that the combustion chamber and afterburner are the two most important parts of air engines in which the most exergy destruction occurs. On the other hand, the study and analysis of engine exergy off design point is also an important issue that has been considered in recent years

Keywords: Turbojet, Turbofan, Turboprop, Air-breathing Engines, the Second Law of Thermodynamics, Exergy



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

How to Cite this in Article:

J. Pirkandi, A. R. Zolfi, Gh. R. Hashemzadeh, "A Review of Studies on Air-Breathing Turbine Engines from an Energy-Exergy Viewpoint", *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 3, pp. 49-67, 2023 (in Persian).

۱ مقدمه

به دلیل استفاده گسترده از انواع موتورهای هواتنفسی در جهان، تحلیل ترمودینامیکی آنها از اهمیت بسزایی برخوردار است. توسعه انواع این موتورها بر اساس نیاز و کاربردهای مختلف آن‌ها، طراحی موتورهای کارآمدتر و همچنین بهینه‌سازی موتورهای موجود از مواردی هستند که در مسیر خود از روش‌های ترمودینامیکی و آگرزژی بهره می‌برند [۱-۳]. امروزه در کنار تحلیل ترمودینامیکی موتورهای هوایی، تحلیل آگرزژی که خود شاخه‌ای از تحلیل قانون دوم ترمودینامیک می‌باشد، مورد توجه قرار گرفته است. در تحلیل آگرزژی قابلیت انجام کار موتور نسبت به محیط اطراف بررسی شده و می‌توان سهم هر بخش از موتور را در کارآمدی موتور تعیین کرده و راه کارهایی برای استفاده حداکثری از توان آن بخش ارائه داد. تخریب و اتلاف آگرزژی می‌تواند معیاری برای تشخیص کارآمدی و ناکارآمدی اجزای موتور باشد که معمولاً در تحلیل‌های آگرزژی از کمیت‌های قابل بررسی می‌باشند. در تحلیل آگرزژی می‌توان تاثیر هر جزء از موتور را به طور جداگانه بررسی کرده و تاثیر آن را بر روی کارایی کل موتور تعیین کرد. همچنین با محاسبه بازده آگرزژی بخش‌های مختلف موتور، اجزائی که کمترین بازده را دارند، شناسایی و عملکرد آن را بهبود بخشید [۴]. اولین مدل‌های احتراقی در موتورهای توربینی توسط اعمال قانون اول ترمودینامیک بر روی سیستم بسته حجم ثابت، وابسته به زمان و بصورت یک یا چند ناحیه‌ای به دست آمدند. بنای مدل‌های چند ناحیه‌ای، قانون بقای جرم و قانون اول ترمودینامیک بوده و در مدل‌سازی موتور به روش ترمودینامیکی، استفاده از قانون دوم به عنوان یکی از لوازم مدل-سازی مطرح نبود. اما با توسعه مفاهیم ترمودینامیکی مشخص شد که نه تنها استفاده از قانون اول ترمودینامیک به طور کامل مشخص کننده عملکرد موتور نیست، بلکه برای بررسی قابلیت انجام کار و آگرزژی قابل استفاده در فرآیندهای مختلف موتور، نیاز به استفاده از قانون دوم ترمودینامیک است. به این ترتیب تحلیل آگرزژی در موتورهای هوایی به منظور شناخت اجزاء ناکارآمد و تلاش برای بهبود عملکرد آنها رواج پیدا کرد [۵، ۶]. در سال‌های اخیر به دلیل بالا رفتن هزینه انرژی، آسیب‌های زیست‌محیطی و همچنین محدودیت در مصرف منابع تجدید ناپذیر، تعیین عملکرد بهینه یک موتور از نظر مصرف انرژی و هزینه‌های تولید اهمیت یافته است. به این دلیل توجه همزمان به مفاهیم ترمودینامیکی و اقتصادی مورد استقبال پژوهشگران قرار گرفته است. ترکیب قانون دوم ترمودینامیک با مفاهیم اقتصادی به منظور تعیین ارزش مالی جریان‌های انتقال آگرزژی منجر به شکل‌گیری ابزاری توانمند برای بهینه‌سازی موتورهای هوایی شده است که به نام تحلیل آگرزژی-اکنومیک شناخته می‌شود [۷، ۸].

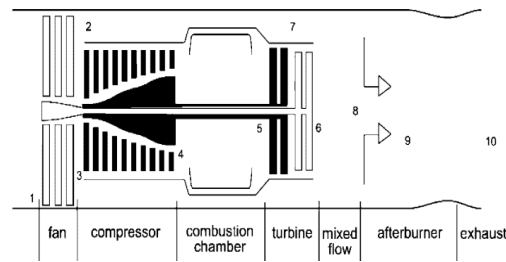
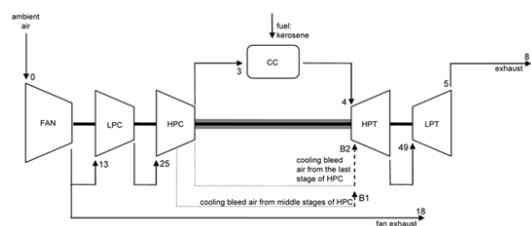
از سوی دیگر مسائلی همچون هزینه‌های روز افزون انرژی در جهان، حفظ محیط زیست با مصرف سرانه کمتر انرژی، تولید کمتر آلاینده‌های محیط زیستی و همچنین کسب بیشترین کار مفید از میزان معینی از سوخت، باعث شده است که صاحبان صنایع جهت افزایش بهره‌وری و بهینه‌سازی سامانه‌ها، تحقیقات و اقدامات گسترده‌ای را انجام دهند. در داخل کشور، بیشتر تحقیقات انجام شده در زمینه آگرزژی، بر روی چرخه‌های نیروگاهی بوده و چرخه‌های هوایی همچون موتورهای توربوجت، توربوفن و دیگر مشتقات موتورهای هوایی، کمتر مورد توجه قرار گرفته است. در تحلیل آگرزژی موتورهای هوایی می‌توان با تشخیص علل تخریب یا اتلاف آگرزژی در بخش‌های مختلف موتور، آن دسته از این اتلافات را که قابل جلوگیری بوده و رفع آن هزینه نامتعارفی ندارد، کاهش داد [۳، ۹]. هدف عمده این مقاله بررسی تحقیقات علمی و مطالعات ترمودینامیکی و آگرزژی-اکنومیکی انجام شده در حوزه موتورهای توربینی مانند توربوجت، توربوفن و توربوپراپ به عنوان یک سیستم پیشرانش هوایی می‌باشد. تعیین انواع روش‌های تحلیل آگرزژی در موتورها، مشخص نمودن پارامترهای تاثیر گذار در تحلیل آگرزژی و ... از دیگر موارد انجام شده در این مقاله می‌باشد.

۲ مروری بر مطالعات انجام شده در حوزه موتورهای توربینی از دیدگاه آگرزژی

در این بخش تعدادی از تحقیقات انجام شده در حوزه موتورهای توربینی از دیدگاه قانون دوم ترمودینامیک و آگرزژی مورد بررسی قرار گرفته است.

در سال ۲۰۰۷ تارگات و همکاران [۱۰] مطالعات خود را بر روی تحلیل آگرزژی یک موتور توربوفن انجام دادند. آنها یک موتور توربوفن با سوخت کروسن که دارای پس‌سوز بود را تحلیل نمودند. شماتیک موتور تحلیل شده توسط آنها در شکل ۱ نشان داده شده است. در این تحقیق محاسبات در سطح دریا و ارتفاع یازده کیلومتری انجام گردید. در این تحقیق روابط کلی انرژی و آگرزژی برای هر یک از اجزای موتور و همچنین کل موتور استخراج شد. آنها همچنین مقادیر راندمان آگرزژی بر حسب نسبت تولید تراست به دبی سوخت را محاسبه نمودند. نتایج آنها نشان داد که راندمان برای فن ۸۰/۶ درصد، برای کمپرسور ۷۰/۴ درصد، برای محفظه احتراق ۶۶/۷ درصد و برای توربین ۸۸/۵ درصد می‌باشد. نتایج آنها همچنان نشان می‌دهد که بیشترین میزان تخریب آگرزژی در سطح دریا، مربوط به پس‌سوز با میزان ۹۵/۴۶ مگاوات بوده و بعد از آن به ترتیب نازل با میزان ۵۸/۹۳ مگاوات و محفظه احتراق با میزان ۳۴/۰۹ مگاوات می‌باشند.

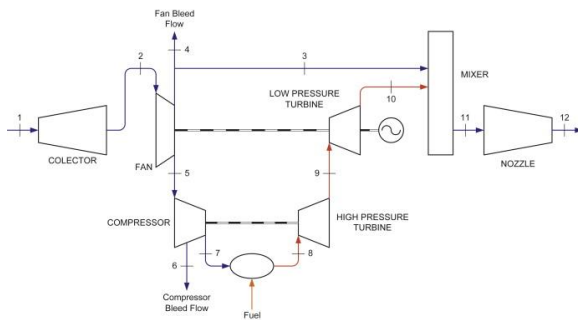
کمپرسور فشار بالا و فشار پایین بیشترین سهم را دارا است. در شکل ۳ نمای از سیکل تحلیل شده توسط تارگات نشان داده شده است.



شکل ۱- نمای از موتور بررسی شده توسط تارگات [۱۰]

شکل ۳- نمای از سیکل موتور بررسی شده توسط تارگات [۱۱]

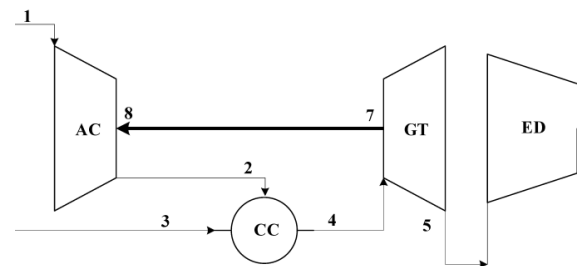
در سال ۲۰۱۰ تونا و همکاران [۱۲] یک موتور توربوفن را از دیدگاه انرژی و ترمو- اقتصادی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. هدف آنها دستیابی به عملکرد کلی موتور در شرایط پروازی و تستهای زمینی بود. آنها در این تحقیق مقادیر بازده انرژی و تخریب انرژی را در تجهیزات مهم موتور در طی سیکل پروازی بدست آوردند. نتایج بدست آمده توسط آنها نشان می‌داد که بیشترین تخریب انرژی در محفظه احتراق و میکسر بوده و میزان آن ۵۰ تا ۶۶ درصد کل برگشت ناپذیری را شامل می‌شد. شماتیک طرح پیشنهادی آنها در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴- نمای از سیکل موتور بررسی شده توسط تونا [۱۲]

در سال ۲۰۱۱ فتح الهی و طالقانی [۱۳] در تحقیقی به بررسی بازده انرژی، نرخ اتلاف انرژی و نرخ تولید آنتروپی کمپرسور موتور توربوفن TF30 پرداختند. آنها در این تحقیق با موازنه جرم و انرژی و استفاده از روابط ترمودینامیکی، نرخ انرژی ورودی و خروجی کمپرسور را محاسبه کردند. سپس با استفاده از مقادیر بدست آمده از محاسبات ذکر شده و نرخ کار کمپرسور، بازده و نرخ اتلاف انرژی و تولید آنتروپی را برای کمپرسور بدست آوردند. آنها همچنین تأثیرات سرعت و دمای ورودی در اتلاف انرژی کمپرسور را نیز بررسی کردند. نتایج تحقیق آن‌ها نشان داد که هرچه مقدار سرعت و دمای ورودی به کمپرسور بیشتر شود، نرخ اتلاف انرژی و تولید آنتروپی افزایش می‌یابد.

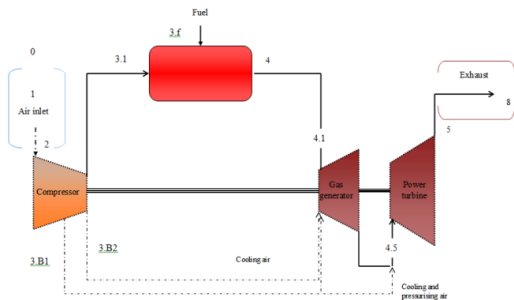
در سال ۲۰۰۸ بالی و همکاران [۳] به مطالعه انرژی، انرژی و انرژی - اقتصادی یک موتور توربوجت مدل J69-T25A که در یک هواپیمای آموزشی مدل T-37B/C استفاده شده بود، پرداختند. شماتیک سیکل تحلیل شده توسط آنها در شکل ۲ نشان داده شده است. آنها در این تحقیق، از داده‌های محاسبه شده این موتور در بخش آزمایشگاهی نیروی هوایی ترکیه استفاده کردند. در این تحقیق معادلات بالانس انرژی و معادلات انرژی اقتصادی برای هر یک از اجزاء موتور و همچنین کل موتور ارائه شده بود. در ادامه برای تعیین جزء ناکارآمدی، نرخ تخریب انرژی در هر یک از اجزای موتور بدست آمد. در این تحقیق علاوه بر موارد فوق نرخ هزینه انرژی و انرژی واحد هر یک از محصولات خروجی موتور نیز محاسبه شد.



شکل ۲- نمای از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۳]

در سال ۲۰۰۹ تارگات و همکاران [۱۱] در یکی دیگر از پژوهش‌های خود به تحلیل اقتصادی - انرژی یک موتور توربوفن با سوخت کروسن پرداخت. او اثرات مختلفی مانند تخریب انرژی، ضریب OM، عمر موتور، ساعت کارکرد سالانه و مصرف سوخت را مورد بررسی قرار داد. او همچنین برای مقایسه موتورهای مختلف بر اساس هزینه پارامتر جدیدی به نام STC معرفی کرد. برای ترانس ناشی از کانال فن، مقدار STC معادلی برابر با ۱۳۸/۹۶ و برای ترانس ناشی از هسته اصلی، مقدار STC معادلی برابر با ۳۰۴/۳۵ بدست آورد. وی همچنین مشاهده کرد که ضریب هزینه OM با توجه به عامل انرژی - اقتصادی نسبتاً کم و بین ۱۰ تا ۱۲ درصد متغیر است. نتایج وی نشان می‌داد که ساعت کار سالانه تأثیر زیادی بر عامل انرژی - اقتصادی دارد، به طوری که مقدار این هزینه در

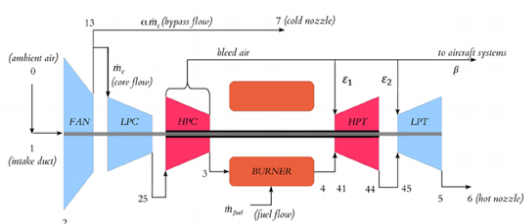
محفظه احتراق، ژنراتور گاز، توربین و نازل خروجی به ترتیب ۹۰/۶، ۷۹/۹، ۹۶/۲، ۹۵/۲ و ۹۸/۱ درصد محاسبه شده است.



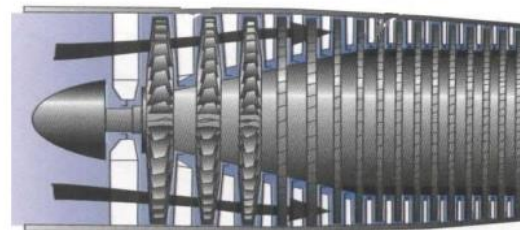
شکل ۷- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط آیدین [۱۵]

در سال ۲۰۱۲ توران [۱۶] با استفاده از روش آگرژی مخصوص به بررسی تاثیر ارتفاع مرجع بر بازده آگرژی یک موتور توربوفن پرداخت. ارتفاع انتخابی او در این تحقیق بین ۴۰۰۰ تا ۹۰۰۰ متر بود. در ارتفاع ۴۰۰۰ متر، بازده آگرژی ۵۰/۳۴ درصد و در ارتفاع ۹۰۰۰ متر بازده آگرژی ۴۸/۹۱ درصد بدست آمد. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع مرجع بازده آگرژی موتور کاهش و بازده انرژی آن افزایش می‌یابد.

در سال ۲۰۱۲ تای و همکاران [۱۷] به گسترش یک کد الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی طراحی یک موتور توربوفن دو محوره بر اساس نظریه‌های آگرژی و انرژی پرداختند. کد الگوریتم ژنتیک آنها برای یافتن مقدار بهینه ۸ متغیری که موتور توربوفن را مشخص می‌کرد، استفاده می‌شد. این متغیرها به عنوان کروموزوم (یک نوع استعاره) در الگوریتم ژنتیک کد گذاری می‌شدند. آنها یک برنامه کامپیوتری برای انجام محاسبات خاص ترمودینامیکی موتور و اعمال بهینه‌سازی‌ها گسترش دادند. اجزای توربو- مکانیکی موتور نیز به خوبی فرض شدند، تا بازده پلی‌تروپیک مطلوب سطح فناوری امروزی را نشان دهد. طراحی بهینه موتور در برنامه کامپیوتری آن‌ها با معیار بازده آگرژی، انرژی و ترکیبی از هر دو ترم انجام می‌شود. نتایج تحقیق آن‌ها نشان داد که طراحی بهینه موتور توربوفن با معیار سوم، توانایی تولید تراست مخصوص بیشتر از ۳۰ درصد نسبت به دیگر معیارها را دارد. شماتیک موتور تحلیل شده توسط آنها در شکل ۸ نشان داده شده است.

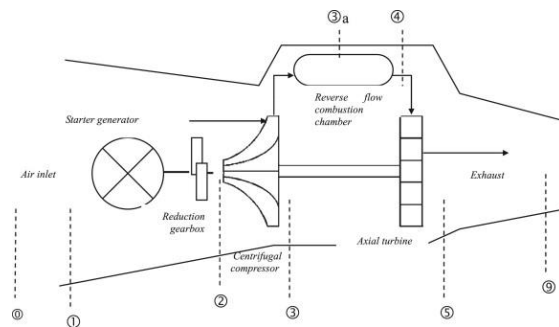


شکل ۸- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط تای [۱۷]



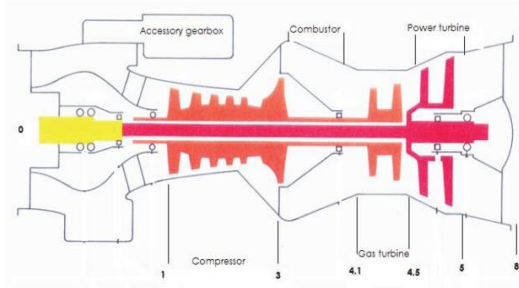
شکل ۵- نمایی از کمپرسور موتور بررسی شده توسط فتح الهی [۱۳]

در سال ۲۰۱۱ توران [۱۴] در تحقیقی به مطالعه و بررسی متغیرهای طراحی بر بازده انرژی و آگرژی یک موتور توربوجت کوچک با کاربرد در پهباد پرداخت. او در این تحقیق، بر اساس داده‌های نظری به کار گرفته شده، برخی از جنبه‌های آگرژی و آیرودینامیکی موتور و اجزای آن را به صورت پارامتری بر حسب ترم‌های نسبت فشار کمپرسور و دمای ورودی به توربین مورد مطالعه قرار داد. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌داد که در نسبت فشارهای بین ۲ تا ۷، دماهای ورودی به توربین بین ۱۲۰۰ تا ۱۵۰۰ کلوین و مقادیر تراست بین ۸۹۴ تا ۹۰۷ نیوتن، با افزایش دمای ورودی به توربین بازده آگرژی موتور کاهش می‌یابد. همچنین افزایش نسبت فشار کمپرسور سبب افزایش بازده آگرژی موتور می‌شود. در شکل ۶ نمایی از موتور تحلیل شده توسط توران نشان داده شده است.



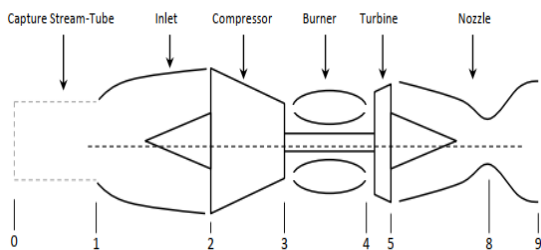
شکل ۶- نمایی از موتور بررسی شده توسط توران [۱۴]

در سال ۲۰۱۱ آیدین و همکاران [۱۵] در تحقیقی به تحلیل و بررسی آگرژی- اقتصادی یک موتور توربوپراپ مدرن CT7-9C پرداختند. این موتور قابل استفاده در هواپیماهای دو موتوره برد متوسط تجاری و باری بود. متغیرهای آگرژی و آگرژی- اقتصادی در قسمت‌های مهم موتور از قبیل کمپرسور، محفظه احتراق، ژنراتور گاز، توربین و نازل خروجی محاسبه شدند. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که بیشترین میزان تخریب آگرژی مربوط به محفظه احتراق است. همچنین بازده آگرژی برای کمپرسور،



شکل ۱۰ - نمایی از موتور بررسی شده توسط آیدین [۱۹]

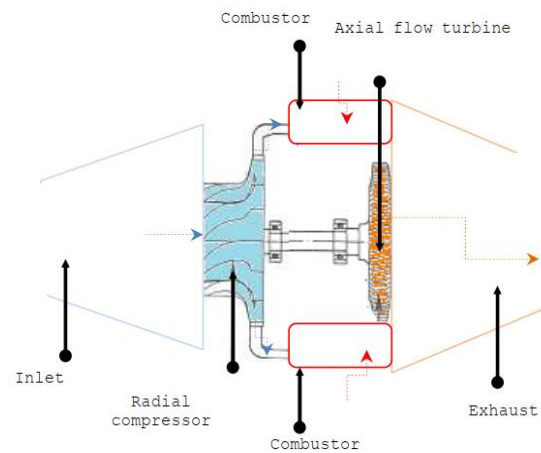
در سال ۲۰۱۲ مارلی و ریگینز [۲۰] در پژوهشی به مطالعه و بررسی کاربرد آنالیز آگرژی در یک موتور توربوجت تک محوره در شرایط عملکردی گذرا پرداختند. موتور توربوجت مورد بررسی آنها با استفاده از نقشه‌های عملکردی توربین و کمپرسور در شرایط خارج از طراحی مدل شد. آنها با بکارگیری بالانس آگرژی و با گنجاندن تحلیل گردابه بحرانی به سیستم متوجه شدند، نیروی رانش موتور به‌طور مستقیم با نرخ تولید آنتروپی در سیستم مرتبط است. در این تحقیق سه رویداد گذرا مورد مطالعه قرار گرفت که شامل باز شدن دریچه گاز، استخراج نیرو از توربین و شتاب‌گیری موتور بود. در هر سه رویداد، مشخص شد که روش بالانس آگرژی با مقدار رانش واقعی در طول شرایط گذرا برای مانورهایی که تحت شرایط فیزیکی معقول انجام می‌شوند، مطابقت دارد.



شکل ۱۱ - نمایی از موتور بررسی شده توسط مارلی [۲۰]

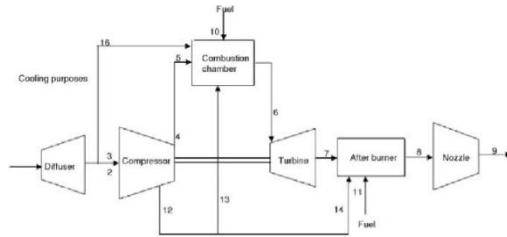
در سال ۲۰۱۳ حسن [۲۱] در تحقیقی به مطالعه و بررسی تولید آنتروپی و تخریب آگرژی در ورودی هوا و فن یک موتور توربوفن پرداخت. فن مورد بررسی دارای خمیدگی بسیار بالایی بوده و در موتور توربوفن CF6-50 نصب شده بود. در این تحقیق نرخ تولید آنتروپی که شامل نوع حرارتی و لزجت بود از طریق دامنه جریان حل شده و نتایج آن ارائه شد. بررسی‌ها نشان داد که میزان قابل توجهی آنتروپی در محدوده گردابه نزدیک لبه فرار، در حباب مافوق صوت چسبیده به لبه حمله و در مسیر موج شوک بین پرها تولید می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که فن در افت پتانسیل کار مفید به میزان ۱/۹۵ مگاوات دخیل است. این در حالیست که این مقدار برای ورودی هوا بدون در نظر گرفتن فن ۴/۶ کیلووات است. شماتیک تحلیل انجام شده در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

در سال ۲۰۱۲ حیکمت و توران [۱۸] به تحلیل و بررسی تخریب آگرژی یک موتور توربوجت در عددهای ماخ پروازی و ارتفاعات مختلف پرداختند. موتور توربوجت مورد مطالعه آنها متشکل از ورودی هوا، یک کمپرسور گریز از مرکز، یک محفظه احتراق جریان معکوس، یک توربین جریان محوری و نازل خروجی بود. آنها در این تحقیق، اثرات عدد ماخ و ارتفاع پروازی را در تخریب آگرژی هر یک از اجزا و همچنین کل سیستم بررسی کردند. نتایج حاصل از تحقیق آنها نشان می‌داد که در ارتفاعات بالا، تخریب آگرژی در کمپرسور و محفظه احتراق کاهش می‌یابد ولی در توربین و نازل خروجی این پارامتر افزایش می‌یابد. همچنین برای رسیدن به یک تخریب آگرژی مطلوب و بهینه، عدد ماخ پروازی بایستی در مقادیر بالا و در محدوده مادون صوت باشد. شماتیک موتور تحلیل شده در شکل ۹ نشان داده شده است.



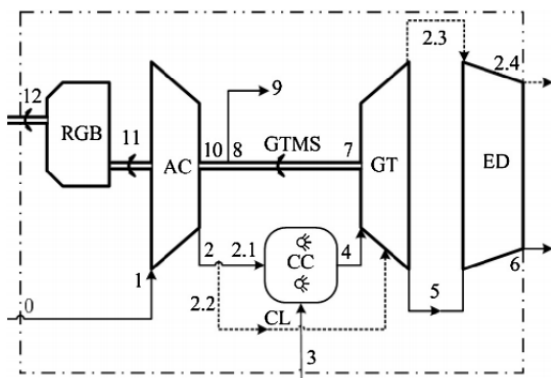
شکل ۹ - نمایی از موتور بررسی شده توسط حیکمت [۱۸]

در سال ۲۰۱۲ آیدین و همکاران [۱۹] در تحقیقی به بررسی آگرژی اجزای یک موتور توربوپراپ آزمایشگاهی پرداختند. این تحقیق شامل مقایسه و بررسی عملکرد آگرژی هر یک از اجزا موتور بود. آنها در بحث عملکرد آگرژی موتور، پارامترهای بازدهی، پتانسیل بهبود، نرخ تخریب آگرژی، نرخ پاشش سوخت، کمبودهای بهره‌وری، فاکتورهای سوخت و تولید آگرژی در تنظیمات توان و گشتاورهای مختلف را مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. نتایج حاصل از تحقیق آنها نشان می‌دهد که در تمام تنظیمات توان موتور، بیشترین تخریب آگرژی در محفظه احتراق بوده و کمترین تخریب آگرژی نیز در توربین است. نرخ تخریب آگرژی با افزایش تنظیمات توان و گشتاور، در کمپرسور و محفظه احتراق افزایش می‌یابد.



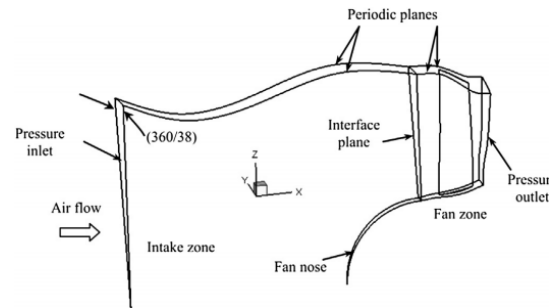
شکل ۱۴- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط احيایی [۲۳]

در سال ۲۰۱۳ بالی و هپاسلی [۲۴] به تحلیل و بررسی آگرژی موتور توربوپراپ T56 در مودهای مختلف عملکردی موتور پرداختند. آنها عملکرد انرژي و آگرژی موتور را در دو حالت توان شفت و توان شفت بعلاوه انرژي جنبشی گازهای خروجی مورد بررسی قرار دادند. در تحقیق آنها حداکثر بازده انرژي در مورد اول ۲۵/۴ درصد و در مورد دوم ۲۸/۱ درصد و حداکثر بازده آگرژی در مورد اول ۲۳/۸ درصد و در مورد دوم ۲۶/۳ درصد در مود حالت برخواست بدست آمد. در شکل ۱۵ نمایی از این موتور تحلیل شده ارائه شده است.



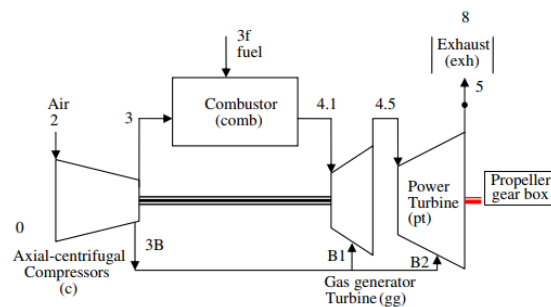
شکل ۱۵- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۲۴]

در سال ۲۰۱۴ توران و همکاران [۲۵] برخی از معیارهای آگرژی موتور توربوفن JT8D را در حالت برخواست بررسی نمودند. این معیارها شامل کاهش مصرف سوخت، نسبت کمبود بهره‌وری، ضریب آگرژی سوخت، ضریب آگرژی محصولات احتراق و میزان نهایی بهره‌وری بود که در فازهای مختلف پروازی تعریف شده بود. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد نسبت بهره‌وری در محفظه احتراق ۱۵/۳ درصد، در کمپرسور فشار بالا ۲/۴۵ درصد، فن ۲/۰۱ درصد، توربین فشار پایین ۰/۵۳ درصد و توربین فشار بالا ۰/۲۹ درصد می‌باشد. همچنین بزرگ‌ترین ضریب آگرژی سوخت در محفظه احتراق برابر با ۴۹/۵ درصد می‌باشد. پایین‌ترین ضریب آگرژی سوخت در فن ۱۱/۶ درصد می‌باشد. کمترین میزان نهایی بهره‌وری برای توربین فشار بالا به میزان ۰/۰۱ مگاوات یافت می‌شود. میزان نهایی بهره‌وری برای بخش‌های توربین فشار پایین ۰/۰۲ مگاوات، فن ۰/۳۶ مگاوات و کمپرسور فشار بالا ۰/۴۷ مگاوات می‌باشد. از سوی دیگر میزان نهایی بهره‌وری در محفظه احتراق ۴/۸۲ مگاوات بوده که بدلیل عدم برگشت‌پذیری می‌باشد.



شکل ۱۲- نمای ورودی هوای موتور بررسی شده توسط حسن [۲۱]

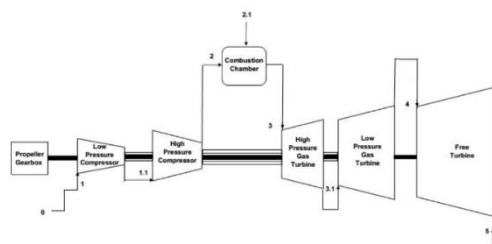
در سال ۲۰۱۳ آتیلگان و همکاران [۲۲] در تحقیقی به بررسی ترمودینامیکی کاهش تاثیرات محیطی موتور توربوپراپ در هواپیماهای تجاری پرداختند. آنها در این تحقیق به بررسی آگرژی-اقتصادی یک موتور توربوپراپ مورد استفاده در هواپیماهای تجاری با توان ۱۹۴۸ اسب بخار و گشتاور ۶۴۰ نیوتن متر پرداختند. نتایج حاصل از تحقیق آنها نشان می‌دهد که کمپرسور به میزان ۹ درصد، محفظه احتراق به میزان ۶۹ درصد، ژنراتور گاز به میزان ۱۳ درصد، توربین به میزان ۷ درصد و نازل خروجی به میزان ۲ درصد از کل تاثیرات محیطی موتور را سهم می‌شوند.



شکل ۱۳- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط آتیلگان [۲۲]

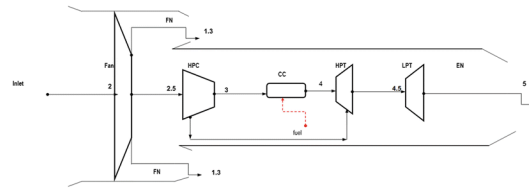
در سال ۲۰۱۳ احيایی و همکاران [۲۳] در تحقیقی به تحلیل آگرژی یک موتور توربوجت J85-GE-21 و بررسی عملکرد اجزای آن در دو ارتفاع پروازی در سطح دریا و ارتفاع ۱۱ کیلومتری پرداختند. موتور انتخابی آنها دارای پس‌سوز و شامل شش قسمت دیفیوزر، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، پس‌سوز و نازل خروجی بود. نتایج حاصل از تحقیق نشان می‌دهد در ارتفاع سطح دریا، بالاترین بازده آگرژی به ترتیب برای کمپرسور (۹۶/۷ درصد)، نازل (۹۳/۷ درصد) و توربین (۹۲/۳ درصد) می‌باشد. همچنین در هر دو ارتفاع پروازی، کاهش سرعت هوای ورودی به موتور سبب کاهش بازده آگرژی در تمام اجزای موتور و حتی کل سیستم موتور می‌شود. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد با افزایش یک درجه سانتی‌گراد دمای هوای ورودی به موتور، ۰/۴۵ درصد کاهش در بازده آگرژی موتور ایجاد خواهد شد.

در سال ۲۰۱۴ شهرت و همکاران [۲۸] یک موتور توربوپراپ مورد استفاده در هواپیماهای تجاری را که از کروسن به عنوان سوخت استفاده می‌کرد، با استفاده از رویکرد ترمودینامیکی و در شرایط حداکثر کاری مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. موتور مورد بررسی آنها موتور توربوپراپ PW120A بود که در هواپیمای بومباردیر Q100 استفاده شده بود. در این تحقیق این موتور و همه اجزای تشکیل دهنده آن از دیدگاه ترمودینامیکی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته بود. آنها همچنین در این تحقیق بازده قانون اول و دوم ترمودینامیک و همچنین نرخ تخریب اگزورژی را برای تک تک اجزاء و کل موتور تعیین کردند. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد، تخریب اگزورژی اصلی در محفظه احتراق رخ می‌دهد. بازده اگزورژی در کمپرسور هوا، محفظه احتراق، توربین گاز و توربین آزاد به ترتیب ۸۶/۹۵، ۸۲/۱۶، ۹۷/۸۶ و ۸۵/۵۲ درصد می‌باشد. علاوه بر این، بازده انرژی و اگزورژی کل موتور نیز به ترتیب برابر با ۲۷/۸۹ و ۲۶/۷۴ درصد است. شماتیکی از موتور تحلیل شده در شکل ۱۸ نشان داده شده است.



شکل ۱۸- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط شهرت [۲۸]

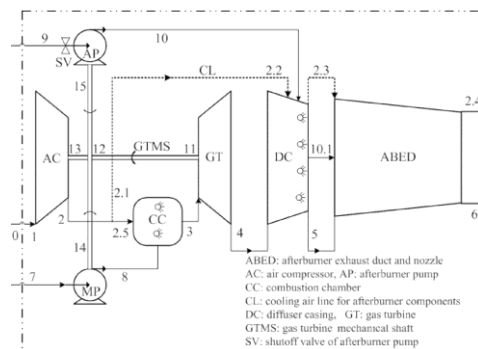
در سال ۲۰۱۵ شهرت و همکاران [۲۹] در تحقیق دیگر تحلیل اگزورژی را بر روی یک موتور توربین گاز هوایی انجام دادند. نتایج آنها نشان می‌داد که محفظه احتراق بیشترین پتانسیل را برای افزایش راندمان دارد و تلاش‌ها باید بر روی بهبود محفظه احتراق متمرکز شود. آنها در این تحقیق متغیرهای اصلی در تخریب و اتلاف اگزورژی اجزای موتور را معرفی کرده و سپس نرخ‌های تخریب اگزورژی در اجزای موتور را به بخش‌های درون‌زا/برون‌زا و قابل اجتناب/غیر قابل اجتناب تقسیم کردند. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که راندمان اگزورژی اجزای موتور برای کمپرسور فشار ضعیف، کمپرسور فشار قوی، محفظه احتراق و توربین به ترتیب ۸۹، ۸۶، ۶۰/۶ و ۹۸/۶ درصد می‌باشد. بررسی‌ها نشان می‌دهد که نرخ تخریب اگزورژی اجتناب‌ناپذیر در این سیستم ۹۳/۵۵ درصد بوده و ۸۱/۸۳ درصد از تخریب اگزورژی درون‌زا است.



شکل ۱۶- نمایی از موتور بررسی شده توسط توران [۲۵]

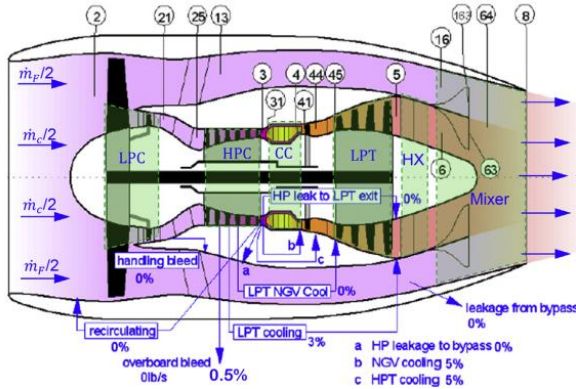
در سال ۲۰۱۴ آیدین و همکاران [۲۶] یک موتور توربوپراپ PW6000 را با نسبت کنارگذر بالا از دیدگاه انرژی و اگزورژی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. آنها برای بدست آوردن شاخص‌های پایداری اگزورژیکی، ابتدا تحلیل دقیق اگزورژی بر روی موتور را انجام دادند. شاخص‌های پایداری اگزورژیکی در این تحقیق بازدهی اگزورژی، نسبت اگزورژی هدر رفته، فاکتور تخریب اگزورژی و فاکتورهای تاثیرات محیطی لحاظ شده بود. این متغیرها به ترتیب ۲۹/۷ درصد، ۷۰/۳ درصد، ۵۹/۴ درصد و ۲/۳۶۷ واحد در حداکثر فاز درخواست بدست آمد.

در سال ۲۰۱۴ بالی [۲۷] در تحقیقی به مطالعه و بررسی اثرات پس‌سوز بر عملکرد انرژی و اگزورژی یک موتور توربوپراپ مورد استفاده در جت‌های جنگی پرداخت. در این تحقیق، تلفات انرژی و مصرف اگزورژی برای تعیین ناکارآمدی ترمودینامیکی در حالت‌های عملیات نظامی و استفاده از پس‌سوز بررسی شد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که استفاده از حالت پس‌سوز، بازده انرژی و اگزورژی را کاهش می‌دهد و از طرفی دیگر، افت انرژی و مصرف اگزورژی موتور را به طور چشمگیری افزایش می‌دهد. بازده انرژی موتور در حالت عملیات نظامی و پس‌سوز به ترتیب ۳۱/۶۴ و ۲۴/۱۸ درصد بدست آمد. همچنین بازده اگزورژی موتور در حالت نظامی و پس‌سوز به ترتیب ۲۹/۸۱ و ۲۲/۷۷ درصد بدست آمد. با استفاده از حالت پس‌سوز، نرخ تلفات انرژی از ۹۸۰۱/۲۸ کیلووات به ۲۹۹۲۱/۴۷ کیلووات و نرخ مصرف اگزورژی از ۱۰۶۸۴/۴۵ کیلووات به ۳۲۳۵۲/۱۶ کیلووات افزایش می‌یابد. شمایی از این موتور در شکل ۱۷ نشان داده شده است.



شکل ۱۷- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۲۷]

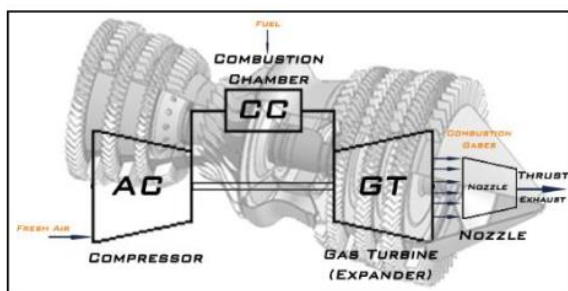
نتایج آنها نشان می‌دهد که ماکزیمم بازده اگزرژی در بازه ۰/۸ تا ۳۵/۰۸ تا ۳۶/۷۱ بوده و به نوع روش ذخیره‌سازی بستگی دارد. شاخص اثر زیست محیطی و پایداری اگزرژی به ترتیب برابر ۰/۹۸ و ۱/۰۳۵ می‌باشد.



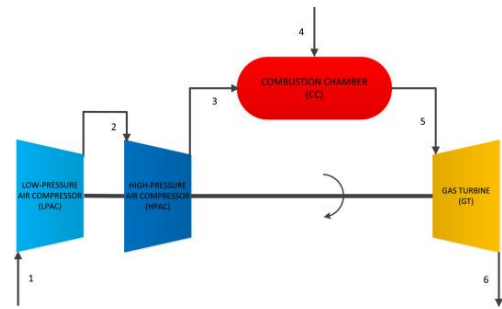
شکل ۲۱- نمایی از موتور بررسی شده توسط کایا [۳۱]

در سال ۲۰۱۵ آیدین و همکاران [۳۲] شاخص‌های پایداری اگزرژی موتور هواپیماهای تجاری با برد متوسط را مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق موتور مورد بررسی موتور توربوفن در نظر گرفته شده بود. شاخص‌های بررسی شده در این تحقیق شامل راندمان اگزرژی، نسبت اگزرژی هدر رفته، ضریب تخریب اگزرژی، نرخ اگزرژی قابل بازیافت، ضریب اثر محیطی و شاخص پایداری اگزرژتیک بود که برای هواپیمای در حال حرکت محاسبه شد. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که مقادیر بازده اگزرژی، نسبت اگزرژی اتلافی، شاخص اتلاف اگزرژی، نرخ اگزرژی بازگشتی، شاخص زیست‌محیطی و شاخص پایداری اگزرژی به ترتیب برابر است با ۰/۳۱۵، ۰/۶۸، ۰/۴۰۸، ۰، ۲/۱۷۴ و ۰/۴۶۰ می‌باشد.

در سال ۲۰۱۵ اکیسی و همکاران [۳۳] یک موتور توربوجت کوچک را بر اساس داده‌های تجربی و از نقطه نظر اگزرژی پیشرفته مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که مقدار کل اتلاف اگزرژی ۱۵/۱۴۱۶ کیلووات می‌باشد. برای بخش درونی موتور اتلاف اگزرژی ۱۳/۵۴۷۳ کیلووات و میزان اتلاف اگزرژی قطعات بیرونی نیز ۱/۵۹۴۳ کیلووات می‌باشد.

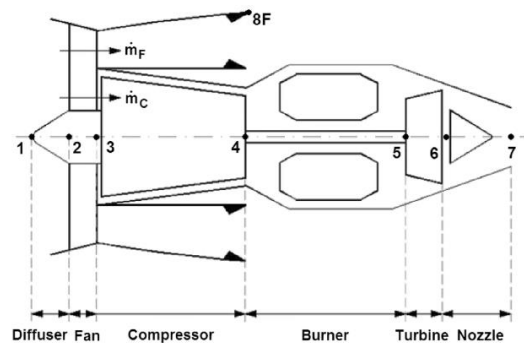


شکل ۲۲- نمایی از موتور بررسی شده توسط اکیسی [۳۳]



شکل ۱۹- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط شهرت [۲۹]

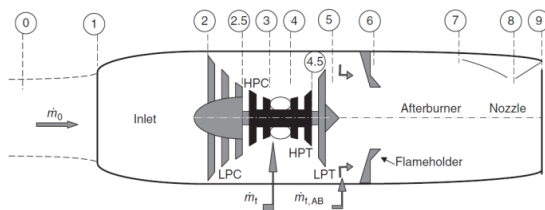
در سال ۲۰۱۵ تانبای و همکاران [۳۰] در تحقیقی یک بهینه‌سازی بر اساس ضریب عملکرد اکولوژیکی بر روی یک موتور توربوفن انجام دادند. در این تحقیق مقادیر نسبت فشار کمپرسور، نسبت فشار فن، نسبت جریان کنارگذر و دمای ورودی به توربین به صورت ثابت و حداکثر در نظر گرفته شده بود. هدف این تحقیق تعیین راندمان کلی، تراست ویژه، ضریب تخریب اگزرژی و پایداری اگزرژی بود. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد که در محدوده نسبت فشار کمپرسور بین ۱۵ تا ۲۵/۸ سازش خوبی بین بازده انرژی و عملکرد زیست محیطی فراهم خواهد شد. بررسی‌ها نشان می‌دهد که نسبت فشار نسبتاً بالا با سرعت جریان محدود هوا از طریق فن، عملکرد زیست محیطی موتور توربوفن را برای هواپیماهای تجاری افزایش می‌دهد. نمایی از موتور تحلیل شده در شکل ۲۰ ارائه شده است.



شکل ۲۰- نمایی از موتور بررسی شده توسط تانبای [۳۰]

در سال ۲۰۱۵ کایا و همکاران [۳۱] بازده اگزرژی، نسبت اگزرژی هدر رفته، شاخص اثر زیست‌محیطی و شاخص پایداری اگزرژی را در موتور توربوفن مورد استفاده در یک هواپیمای بدون سرنشین با سوخت هیدروژن مورد بررسی قرار دادند. ارزیابی آنها شامل تمام مراحل پرواز پهباد بود که در شرایط جوی استاندارد با رطوبت نسبی ۶۰ درصد از ارتفاع ۰ تا ۱۶ کیلومتر انجام می‌شد. آنها شرایط ذخیره هیدروژن را به صورت ترکیبی از دماهای ۲۰ کلوین، ۳۵ کلوین، ۸۰ کلوین، ۱۲۵ کلوین و دمای محیط و در فشارهای ۱ بار، ۲۵ بار، ۵۰ بار، ۱۰۰ بار، ۲۰۰ بار، ۳۵۰ بار و ۷۰۰ بار در نظر گرفتند که شامل ظرفیت ذخیره‌سازی از ۰ تا ۱۰۰ درصد وزنی بود.

در سال ۲۰۱۶ توران [۳۶] به بررسی و تحلیل یک موتور توربوجت آزمایشگاهی از دیدگاه انرژی و آنتروپی پرداخت. برای این منظور وی از قانون حرکت و مدل سیکل ترمودینامیکی برایتون استفاده نمود. در این تحقیق فرآیندهای فشرده‌سازی، احتراق و انبساط در نمودارهای $P-v$ ، $T-s$ و $h-s$ شبیه‌سازی شدند. در این تحقیق همچنین قانون دوم ترمودینامیک برای انجام تحلیل آنتروپی مورد بررسی قرار گرفت. رانش کل، بازده انرژی، مصرف سوخت ویژه و رانش ویژه موتور در طول تحلیل‌ها محاسبه شد. نتایج مطالعه نشان دهنده تغییر مقدار آنتروپی در اجزای موتور به دلیل برگشت‌ناپذیری‌ها است.

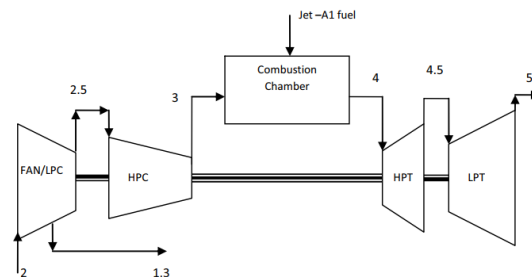


شکل ۲۵- نمایی از موتور بررسی شده توسط توران [۳۶]

در سال ۲۰۱۷ سادون [۳۷]، بر روی پایداری موتور توربوفن CF6 با نسبت کنارگذر بالا و جریان مخلوط در نازل خروجی کار کرد. وی با استفاده از اطلاعات شرایط سطح دریا متغیرهایی مانند راندمان انرژی، نرخ تخریب انرژی، نسبت مصرف سوخت، عدم بهره‌وری سوخت و عوامل تولید انرژی را بر روی موتور توربوفن CF6 تعریف و ارزیابی نمود. طبق مطالعات او توربین دارای بیشترین بازده انرژی و نازل دارای کمترین بازده انرژی است. بازده بالا در فن، کمپرسورها و توربین‌ها به علت بازده آیزنتروپیک بالای آنها است که حدود ۸۰ تا ۹۵ درصد را تشکیل می‌دهد. بیشترین تلفات بعد از نازل، متعلق به محفظه احتراق می‌باشد. نتایج ایشان نشان می‌داد که از دست دادن انرژی در نازل به دلیل کیفیت بالای انرژی آن است. نازل دارای بیشترین نسبت مصرف سوخت و عدم بهره‌وری است که مقادیر آن به ترتیب برابر ۹/۹۷ و ۱۲/۳۹ درصد می‌باشد. این مقادیر در محفظه احتراق به ترتیب ۷/۲۹ و ۹/۰۶ درصد می‌باشد. مقدار انرژی سوخت و انرژی محصول در محفظه احتراق به ترتیب برابر با ۳۵/۶۵ و ۳۶/۷۷ درصد و در توربین فشار بالا به ترتیب ۲۹/۰۴ و ۳۷/۰۵ درصد می‌باشد.

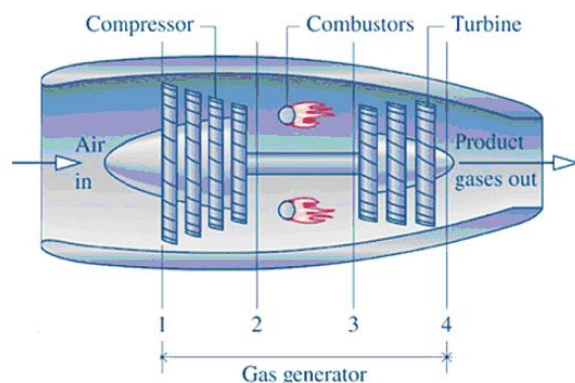
در سال ۲۰۱۷ بالی [۳۸] تحلیل انرژی را در میکرو توربوجت‌ها به صورت آزمایشگاهی مورد بررسی قرار داد. او در این مطالعه متغیرهای اصلی انرژی اجزای موتور را معرفی نمود. نرخ‌های تخریب انرژی در اجزای موتور به بخش‌های درون‌زا/برون‌زا و قابل اجتناب/غیر قابل اجتناب تقسیم می‌شوند. در ادامه وی بازده انرژی

در سال ۲۰۱۶ توران و آیدین [۳۴] در تحقیقی به بررسی شاخص‌های پایداری انرژی یک موتور توربوفن JT8D با نسبت کنارگذری پایین (بین ۰/۹۶ تا ۱) و با تراست ۷۲ کیلو نیوتن پرداختند. آنها در این تحقیق شش شاخص انرژی را جهت تحلیل انتخاب کردند. با در نظر گرفتن قوانین ترمودینامیکی و استفاده از سیکل برایتون جهت مدلسازی موتور، نتایج حاصل از تحقیق آنها نشان می‌دهد که بازده انرژی موتور ۱۱ درصد و نسبت انرژی هدر رفته نیز ۰/۳۴۸ می‌باشد. علاوه بر این، مقدار شاخص پایداری انرژی موتور ۰/۳۱۶ و مقدار فاکتور تاثیرات محیطی ۳/۱۶۳ بدست آمد.



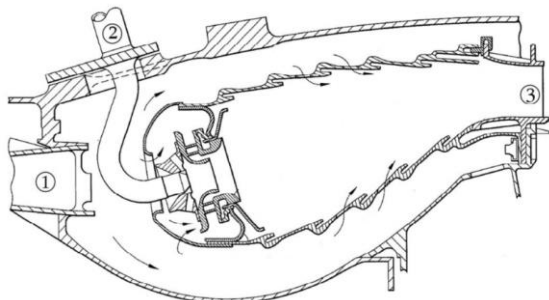
شکل ۲۳- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط توران [۳۴]

در سال ۲۰۱۶ یوسر [۳۵] به تحلیل ترمودینامیکی عملکرد یک موتور توربوجت مقیاس کوچک با استفاده از روش‌های تحلیل انرژی پرداخت. وی برای درک عملکرد موتور جت، آزمایش‌ها را در چهار نوع بار مختلف انجام داد. وی در این تحقیق پارامترهایی مانند مصرف سوخت ویژه، کاهش انرژی سوخت، مصرف نسبی انرژی و نرخ پتانسیل بهبود انرژی را در بارهای مختلف مورد تحلیل و بررسی قرار داد. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد در حالت بار آرام و بار کامل حداکثر بازده انرژی در سیکل تحلیل شده به ترتیب ۶۷/۸ و ۸۰/۶ درصد می‌باشد. بررسی‌ها نشان می‌دهد که حداکثر تخریب انرژی در محفظه احتراق رخ داده و مقدار آن در بار آرام و کامل به ترتیب برابر ۳۵ و ۴۷/۹ کیلووات می‌باشد.



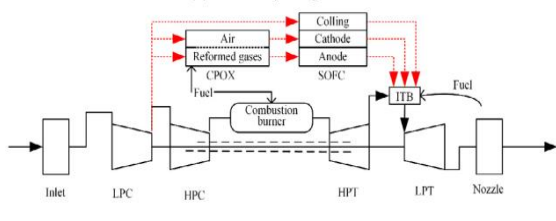
شکل ۲۴- نمایی از موتور بررسی شده توسط یوسر [۳۵]

که به محدودیت‌های ترمودینامیکی در شرایط عملیاتی غلبه کند. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که افزایش نیروی موتور موجب افزایش تخریب اگزرژی در موتورهای سوخت پایین می‌شود. از سوی دیگر افت اگزرژی در محفظه احتراق به دلیل راندمان احتراق و ارزش حرارتی سوخت می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد که بازده اگزرژی محفظه احتراق موتور هوایی با انتشار کم در شرایط مختلف عملیاتی به ترتیب ۶۴/۶۹، ۶۱/۹۵ و ۷۱/۹۷ درصد می‌باشد. نمایی از محفظه موتور بررسی شده در شکل ۲۸ نشان داده شده است.



شکل ۲۸ - نمایی از محفظه موتور بررسی شده توسط شهرت [۴۰]

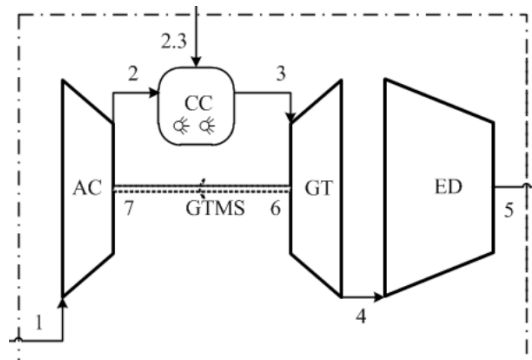
در سال ۲۰۱۸ کین و همکاران [۴۱] جهت بهبود عملکرد یک موتور هوایی توربوجت و افزایش توان الکتریکی خروجی آن، این موتور را یک پیل سوختی اکسید جامد ترکیب نمودند. نتایج تحقیق آنها نشان می‌دهد که این موتور هیبریدی دارای بازده حرارتی و رانش ویژه بالاتری نسبت به موتور توربوجت است. این افزایش در بازده و رانش ویژه در حدود ۲/۹۴ و ۲۳/۸۷ درصد می‌باشد. شماتیک این موتور هیبریدی در شکل ۲۹ نشان داده شده است.



شکل ۲۹ - نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط کین [۴۱]

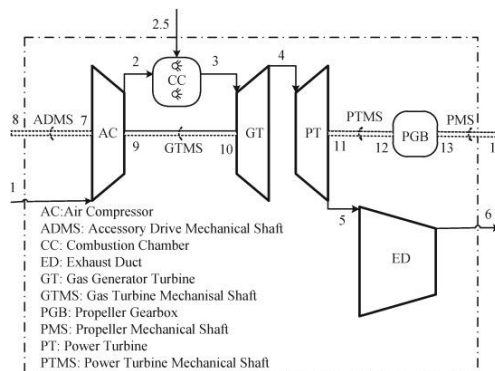
در سال ۲۰۱۹ بالی [۴۲] عملکرد یک موتور توربوفن و اجزای تشکیل دهنده آن را از دیدگاه اگزرژی مورد تحلیل و بررسی قرار داد. در این مطالعه پارامترهای اصلی اگزرژی اجزای موتور معرفی و نرخ‌های تخریب اگزرژی در اجزای موتور به بخش‌های درون‌زا/برون‌زا و قابل اجتناب/غیر قابل اجتناب تقسیم‌بندی شدند. نتایج حاصل نشان می‌دهد که مقادیر راندمان اگزرژی موتور به ترتیب ۲۵/۷ درصد برای شرایط واقعی، ۲۷/۵۵ درصد برای شرایط غیرقابل اجتناب و ۳۰/۵۴ درصد برای شرایط نظری تعیین شده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که این سیستم پتانسیل بهبود پایینی دارد زیرا نرخ تخریب اگزرژی اجتناب ناپذیر ۹۰ درصد حاصل شده است.

را برای چهار مود مختلف کاری موتور بدست آورد که این پارامتر حداقل ۵/۵۶ و حداکثر ۱۷/۰۲ درصد بود. بررسی‌ها نشان می‌دهد که این سیستم پتانسیل بهبود کمی دارد زیرا نرخ تخریب اجتناب ناپذیر اگزرژی بین ۹۴/۸۹ و ۹۵/۷۹ درصد برای حالت‌های مختلف عملکردی است.



شکل ۲۶ - نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۳۸]

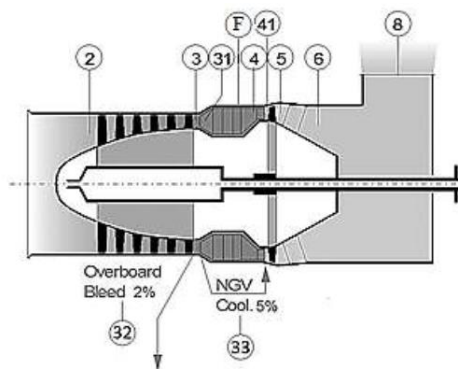
در سال ۲۰۱۷ بالی [۳۹] برای یک موتور توربوپراپ یک تحلیل اگزرژی پیشرفته انجام داد. نرخ‌های تخریب اگزرژی در اجزای موتور به بخش‌های درون‌زا/برون‌زا و قابل اجتناب/غیر قابل اجتناب تقسیم‌بندی شدند. نتایج وی نشان می‌دهد که مقادیر بازده اگزرژی موتور به ترتیب ۱۶/۶۳ درصد در حالت واقعی و ۱۷/۱۳ درصد در حالت غیرقابل اجتناب می‌باشد. می‌در این تحقیق متوجه شد که این سیستم پتانسیل بهبود کمی دارد، زیرا نرخ تخریب اگزرژی اجتناب ناپذیر ۹۴ درصد است. بررسی وی نشان داد که ۸۶ درصد از تخریب اگزرژی درون‌زا است.



شکل ۲۷ - نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۳۹]

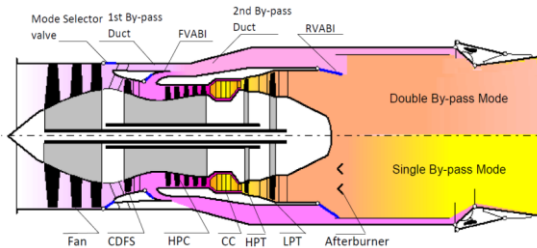
در سال ۲۰۱۸ شهرت و کاراکوک [۴۰] محفظه احتراق یک موتور توربوفن را از دیدگاه اگزرژی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. آنها در این تحقیق بازده اگزرژی، بهبود قابلیت انجام کار، نرخ مصرف سوخت و کمبود بهره‌روی را در محفظه احتراق بررسی نمودند. نتایج آنها نشان می‌دهد که بازده اگزرژی برای محفظه احتراق موتورهای هوایی کوتاه‌برد متناسب با وزن موتور است. بنابراین راه‌اندازی این موتور با حداکثر توان این امکان را می‌دهد

این تحقیق نشان داد که فرایند احتراق عامل غالب در بازگشت‌ناپذیری موتور تحلیل شده می‌باشد.



شکل ۳۱- نمایی از موتور بررسی شده توسط زاهدزاده [۴۵]

در سال ۲۰۲۰ توران و همکاران در تحقیقی [۴۶] به بررسی یک موتور ترکیبی توربوجت و توربوفن در نقطه خارج از طراحی و با نسبت‌های کنار گذر مختلف پرداختند. مدلسازی بر اساس قانون اول ترمودینامیک و آگزورژی صورت پذیرفت. هدف عمده این تحقیق مقایسه نتایج عملکردی موتور با سیکل متغیر توسعه یافته با نتایج موتور F100 مورد استفاده در جنگنده‌های F-15 و F-16 برای حالت‌های تک گذرگاه و دو گذرگاه بود. هدف دوم این مقاله نیز آنالیز قانون دوم برای این موتور و مقایسه آن با نتایج موتور F100 در شرایط خارج از طراحی بود. در این تحقیق ارتفاع پروازی ۹ تا ۲۰ کیلومتر و عدد ماخ پروازی بین ۰/۳ تا ۱/۸ لحاظ شده بود. نتایج این پژوهش نشان داد که محفظه احتراق بیشترین تخریب آگزورژی را در این موتور دارا می‌باشد. همچنین بررسی‌ها نشان می‌دهد که در تحلیل عملکرد موتور در شرایط خارج از نقطه عملکردی، مصرف ویژه سوخت دارای تاثیر گذاری بیشتری است.



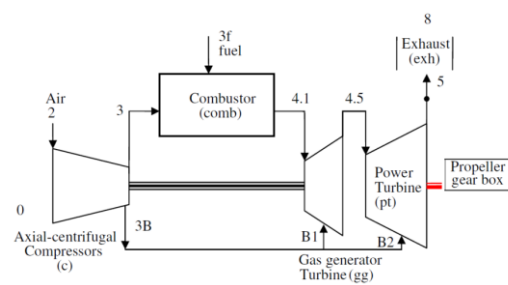
شکل ۳۲- نمایی از موتور بررسی شده توسط توران [۴۶]

در سال ۲۰۲۰ آیگان و همکاران [۴۷] در تحقیقی عملکرد آگزورژی و اقتصادی موتور توربوفن مدل PW4000 و اجزای تشکیل دهنده آن را مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق متغیرهای عملکرد آگزورژی-اقتصادی مورد ارزیابی قرار گرفت. بر اساس نتایج تجزیه و تحلیل آگزورژی-اقتصادی، هزینه‌های تراست ویژه برای فن و نازل خروجی به ترتیب ۵۱/۷۰ و ۴۵/۶۸ دلار به ازای هر کیلونیوتن ساعت برآورد شد. همچنین ضریب آگزورژی-اقتصادی

از سوی دیگر نتایج بیانگر این مساله است که روابط بین اجزاء نسبتاً ضعیف می‌باشد زیرا تخریب آگزورژی درون‌زا در حدود ۷۳ درصد می‌باشد. نتایج وی نشان داد که کمپرسور فشار قوی، فن، کمپرسور فشار ضعیف و محفظه احتراق موتور باید با توجه به نتایج به دست آمده مورد توجه قرار گیرند.

در سال ۲۰۱۹ توران و آیگان [۴۳] در تحقیقی به بررسی عملکرد آنتروپی، انرژی و آگزورژی موتور توربوفن مدل PW4000 پرداختند. آنها در این مطالعه تجزیه و تحلیل برگشت‌ناپذیری و عملکرد پنج جزء اصلی موتور را در حداکثر تراست ۲۶۰ کیلونیوتن انجام دادند. نتایج وی نشان می‌داد که بازده کلی موتور توربوفن در حدود ۳۳ درصد بدست آمده و راندمان پیشرانش و حرارتی این موتور در شرایط پروازی با عدد ماخ ۰/۸ و دمای محیط ۲۸۸/۱۵ کلون به ترتیب ۷۲ و ۴۶ درصد است. نتایج دیگر این تحقیق نشان می‌دهد که راندمان آگزورژی این موتور ۳۲ درصد، نسبت آگزورژی هدر رفته آن ۰/۶۷۸، معیار پایداری آگزورژیکی ۰/۴۷۳ و ضریب اثر زیست‌محیطی ۲/۱۱۲ است.

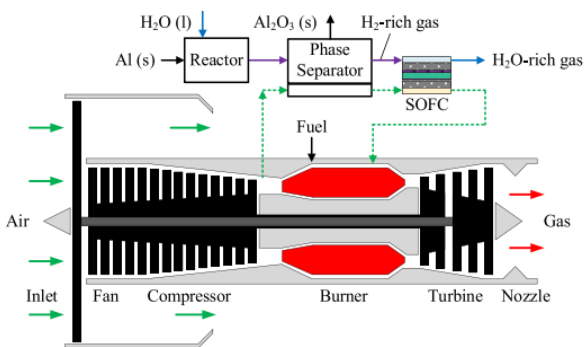
در سال ۲۰۱۹ بکلاسیوگلو و همکاران [۴۴] در تحقیقی گاز خارج شده از موتور هواپیما را به کمک شبکه عصبی مصنوعی مدلسازی کردند. آنها عملکرد موتور را در حالت‌های مختلف پروازی مورد مطالعه قرار دادند. آنها در این تحقیق نسبت تخریب آگزورژی و نسبت آگزورژی هدر رفته را در حالات کاری مختلف به دست آوردند. نتایج آنها نشان می‌داد که ضریب رگرسیون برای الگوریتم پیش‌بینی عملکرد آگزورژی موتور، به طور متوسط حدود ۰/۹۹۹۹۸۵ می‌باشد.



شکل ۳۰- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بکلاسیوگلو [۴۴]

در سال ۲۰۱۹ زاهدزاده و همکاران [۴۵] در تحقیقی به تحلیل و بررسی عملکرد آگزورژیکی یک موتور توربوپراپ در شرایط کاری مختلف پرداختند. برای این منظور آنها یک موتور توربوپراپ را بر اساس روش صفر بعدی و با استفاده از نرم‌افزار گزرتب مدلسازی نمودند. آنها در ادامه کار خود، عملکرد موتور را ابتدا در نقطه طراحی و سپس در چندین نقطه خارج از طراحی، برای شرایط کاری مختلف پروازی (ارتفاع و عدد ماخ مختلف) بررسی نمودند. تعیین نرخ تخریب آگزورژی و راندمان قانون دوم ترمودینامیک برای اجزای مختلف موتور از دیگر دستاوردهای تحقیق آنها بود. نتایج آنها در

در سال ۲۰۲۱ گوئو و همکاران [۵۰] در تحقیقی به منظور کاهش مصرف ویژه سوخت (SFC) و افزایش توان در پرنده‌های بدون سرنشین (UAV)، یک موتور توربوفن را با پیل سوختی اکسید جامد (SOFC) بر مبنای تولید هیدروژن از $\text{Al} - \text{H}_2\text{O}$ ترکیب نمودند. موتور جدید از $\text{Al} - \text{H}_2\text{O}$ جهت تولید هیدروژن برای SOFC استفاده می‌کرد. نتایج آنها نشان داد که در نقطه طراحی میزان SFC، نیروی پیشرانش ویژه، راندمان حرارتی، راندمان پیشرانش و راندمان کل در موتور توربوفن هیبریدی (GT-SOFC) به ترتیب به میزان ۱۶/۷۱ واحد، ۲۲۲/۴۷ واحد، ۵۷/۶۲ درصد، ۴۲/۶۳ درصد و ۲۸/۹۱ درصد می‌باشد. نتایج آنها نشان می‌داد که با تنظیم نسبت فشار فن و نسبت میزان کنارگذر، مقدار SFC تا ۵۰ درصد کاهش پیدا می‌کند. همچنین آن‌ها تأثیر متغیرهای مختلف عملکردی موتور و متغیرهای پروازی را بر عملکرد موتور جدید بررسی نمودند.

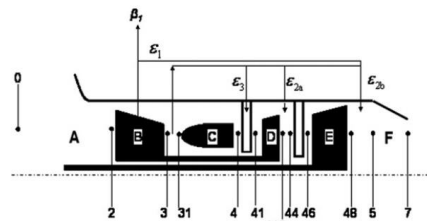


شکل ۳۵ - نمایی از موتور بررسی شده توسط گوئو [۵۰]

در سال ۲۰۲۱ آکدنیز و بالی [۵۱] تجزیه و تحلیل انرژی، انرژی و پایداری برای موتور PW4056 را انجام دادند تا اثرات سوخت متفاوت را بر عملکرد ترمودینامیکی یک موتور توربوفن مشاهده کنند. برای این منظور ابتدا تجزیه و تحلیل انرژی و انرژی برای شرایط مرده انجام شده و سپس تجزیه و تحلیل پایداری برای موتور با سوخت کروسن و هیدروژن و اجزای اصلی آن انجام شد. در این تحقیق نوزده معیار عملکرد ترمودینامیکی برای مطالعه و مقایسه عملکرد سوخت استفاده شد. نتایج حاصل از تحقیق آنها نشان می‌داد که دبی جرمی سوخت هیدروژن (۱/۰۳ کیلوگرم بر ثانیه) کمتر از دبی جرمی سوخت کروسن (۲/۸۵ کیلوگرم بر ثانیه) است. از سوی دیگر دبی جرمی گازهای خروجی از سوخت هیدروژن (۱۱۷/۱۴ کیلوگرم بر ثانیه) کمتر از دبی جرمی گازهای خروجی ناشی از سوخت کروسن (۱۱۸/۹۶ کیلوگرم بر ثانیه) است. حداقل بازده انرژی در محفظه احتراق در هر دو حالت تعیین شده است که ۶۴/۲۴ درصد برای سوخت کروسن و ۵۸/۲۰ درصد برای سوخت هیدروژن است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که کمترین نسبت اتلاف

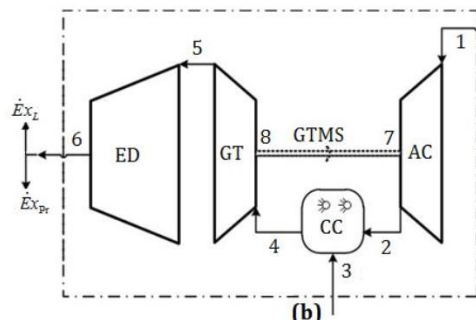
موتور PW4000 ۷/۹۵۸ درصد محاسبه شد این در حالیست که اختلاف هزینه نسبی برای محفظه احتراق با ۲۴/۴۵۸ درصد در بالاترین میزان تعیین گردید.

در سال ۲۰۲۰ دینک و غربیا [۴۸] به بررسی و تحلیل انرژی یک موتور توربوپراب در ارتفاعات و سرعت‌های پروازی مختلف پرداختند. آنها در این تحقیق یک فرمول جدید بازده انرژی بر حسب مصرف سوخت خاص استخراج نمودند و نشان دادند که این دو متغیر با یکدیگر نسبت معکوس دارند. در این تحقیق علاوه بر این یک رابطه جدید برای بازده انرژی و بازده حرارتی نیز به دست آمد. این رابطه نشان داد که این دو متغیر با یکدیگر نسبت خطی دارند. نتایج نشان می‌دهد که بازده انرژی و انرژی موتور توربوپراب به ترتیب در گستره ۲۵ تا ۳۵ درصد و ۲۳ تا ۳۳ درصد قرار دارد. همچنین با افزایش سرعت و ارتفاع پروازی، بازده انرژی افزایش می‌یابد.



شکل ۳۳ - نمایی از موتور بررسی شده توسط دینک [۴۸]

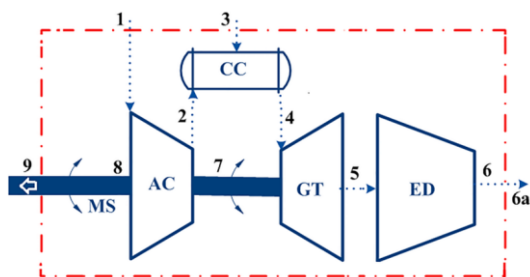
در سال ۲۰۲۰ بالی [۴۹] عملکرد انرژی و انرژی میکروموتورهای توربوجت را در هواپیماهای بدون سرنشین در حالت‌های عملکردی مختلف مورد مطالعه قرار داد. معیارهای عملکردی مورد استفاده در این مطالعه به اندازه گیری سطح عملکرد و توسعه سیستم و زیرسیستم‌های آن کمک می‌کند. نتایج این تحقیق نشان داد که حداکثر بازده انرژی و انرژی میکروموتورهای توربوجت به ترتیب برابر ۱۹/۱۹ و ۱۸/۰۷۹ درصد می‌باشند. بین اجزای مختلف این موتور، محفظه احتراق کمترین بازده انرژی، کمترین شاخص پایداری، بیشترین نرخ اتلاف انرژی، بیشترین نرخ پتانسیل بهبود انرژی و بالاترین نرخ اتلاف انرژی سوخت را برای کلیه حالت‌های عملکردی داشته است.



شکل ۳۴ - نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۴۹]

نتایج این تحقیق نشان داد که تخریب آگرزری اجزا به دلیل افزایش مقدار دور موتور افزایش می‌یابد. برای محفظه احتراق نرخ تخریب آگرزری از ۲۱۴/۴۶ کیلووات تا ۵۴/۷۲۲ کیلووات، در توربین بین ۱۲/۳۶ کیلووات تا ۹۸/۵۷ کیلووات و در کمپرسور بین ۴/۱۹ کیلووات تا ۳۷/۲۳ کیلووات متغیر است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که افزایش مقدار دور موتور اثر مطلوبی بر بازده آگرزری قطعات دارد یعنی بازده آگرزری محفظه احتراق از ۴۱/۸ تا ۶۳/۴ درصد، بازده آگرزری توربین از ۹۱/۹ تا ۹۶/۱ درصد و بازده آگرزری کمپرسور از ۸۳/۶ تا ۸۹ درصد افزایش می‌یابد.

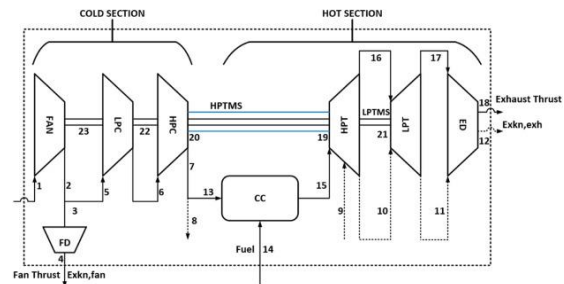
در سال ۲۰۲۱ بالی و کالیسکان [۵۴] موتور توربوپراپ یک هواپیمای بدون سرنشین (پهپاد) را در شرایط طراحی و خارج از طراحی و در حالت کارکرد حداکثری بررسی نمودند. یکی از اهداف این پروژه تجزیه و تحلیل سیکل موتور در نقطه طراحی انتخاب شد. سایر محدودیت‌ها و الزامات در تحلیل خارج از طراحی در نظر گرفته شد که در آن تحلیل سیکل موتور تحت تأثیر قرار نمی‌گرفت. شرایط خارج از طراحی معمولاً در شرایط اضطراری مانند تیک‌آف با یک موتور، سرعت پرواز شدید، ارتفاع زیاد و عملیات در روز گرم قلمداد می‌شود. تجزیه و تحلیل‌های هوانوردی، انرژی، آگرزری، زیست‌محیطی و پایداری در موتور انجام شد. نتایج حاصل از تحقیق برای شرایط طراحی و خارج از طراحی پهپاد نشان می‌دهد که مصرف سوخت ویژه ۰/۲۸۷ و ۰/۲۸۲ کیلوگرم بر کیلووات ساعت، توان‌های ویژه ۰/۰۶۷ و ۰/۰۶۹ کیلووات ساعت بر کیلوگرم، نسبت‌های محدود کننده حرارتی ۳/۷۳۵ و ۳/۷۸۵، نسبت‌های آنتالپی ۴/۴۸۲ و ۴/۵۵۵، بازده انرژی ۲۹/۰۶۷ و ۲۹/۶۵۲ درصد، بازده آگرزری ۲۷/۳۸ و ۲۷/۹۳ درصد، شاخص‌های پایداری آگرزری ۰/۳۸ و ۰/۳۹ و عوامل کارایی پایدار ۱/۳۸ و ۱/۳۹ به ترتیب برای نقطه طراحی و خارج از طراحی می‌باشد.



شکل ۳۸- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط بالی [۵۴]

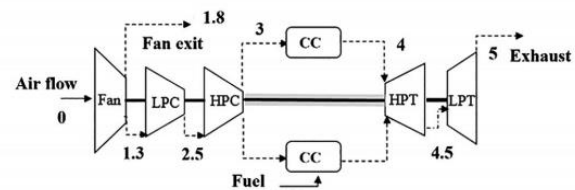
در سال ۲۰۲۱ سیام و همکاران [۵۵] به بررسی دو موتور هیبریدی ترکیبی موتور توربوپراپ سه‌محوره با پیل سوختی MCFC و SOFC از دیدگاه انرژی و آگرزری پرداختند. آن‌ها آنالیزهای انرژی و آگرزری را جهت بدست آوردن عملکرد هواپیما در حالت پروازی کروز انجام دادند. سوخت اصلی هر دو موتور کربون و سوخت جایگزین، ترکیبی از ۷۵ درصد متان و ۲۵ درصد هیدروژن بود. نتایج حاصل از این پژوهش نشان می‌دهد که حداکثر تراست موتور در حالت‌های بدون پیل

آگرزری در موتور با سوخت هیدروژن برای فن بوده و میزان آن ۲۸/۲۸ درصد محاسبه شده است.



شکل ۳۶- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط آکدنیز [۵۱]

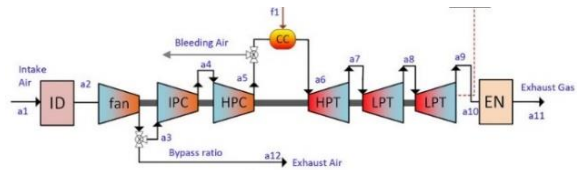
در سال ۲۰۲۱ آیگان [۵۲] در تحقیقی برای یک موتور توربوپراپ با نسبت کنارگذر بالا PW4000، تأثیر تنظیم دریچه گاز را از دیدگاه آگرزری بررسی کرد. نتایج حاصل از این تحقیق نشان داد که با افزایش دور موتور از ۵۵۴۴ به ۹۱۶۹، بازده قانون اول موتور بین ۹/۷۷ تا ۳۷/۶۹ درصد متفاوت است. از سوی دیگر بررسی‌ها نشان می‌دهد که بازده آگرزری محفظه احتراق از ۶۹/۱۴ درصد به ۸۶/۳۱ درصد افزایش یافته و بازده توربین فشار پایین نیز به دلیل افزایش دور موتور از ۹۲/۰۱ درصد به ۹۳/۲۵ درصد افزایش می‌یابد. از سوی دیگر نتایج حاصل نشان می‌دهد که با در نظر گرفتن متغیرهای پایداری برای کل موتور، راندمان آگرزری از ۹/۱۳ تا ۳۵/۲۶ درصد متغیر است در حالی که شاخص پایداری آگرزری آن از ۰/۲۷۶ به ۱/۲۳۸ در سراسر مقادیر دور موتور افزایش می‌یابد. نتایج ایشان نشان می‌دهد که معمولاً بین متغیرهای ترمودینامیکی و تنظیمات توان رابطه غیرخطی وجود دارد.



شکل ۳۷- نمایی از سیکل موتور بررسی شده توسط آیگان [۵۲]

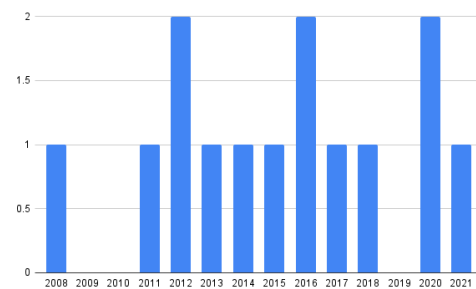
در سال ۲۰۲۱ آیگان و همکاران [۵۳] در تحقیقی تجزیه و تحلیل ترمودینامیکی موتور توربوپراپ بدون سرنشین (TRS18) را به طور تجربی و برای بارهای غیر خطی مختلف انجام دادند. هدف اصلی این تحقیق نشان دادن اثرات تنظیمات توان بر عملکرد آگرزری این موتور و اجزای تشکیل دهنده آن، با استفاده از معیارهای انرژی، آگرزری و آگرزری-پایداری موتور برای هر بار بود. برای این منظور آنها چندین متغیر ورودی مربوط به موتور را اندازه‌گیری نمودند و برخی از آنها را با روش مهندسی معکوس محاسبه نمودند. بر اساس این داده‌ها محاسبات انرژی و آگرزری برای سه جزء موتور و کل موتور انجام شد.

سوختی، با پیل سوختی SOFC و پیل سوختی MCFC به ترتیب برابر با ۱۵۳، ۱۱۶ و ۱۰۷ کیلونیوتن می‌باشد. بازده حرارتی در این سه حالت به ترتیب ذکر شده برابر با ۴۳/۴، ۵۲/۸ و ۷۱ درصد و بازده انرژی به ترتیب ۵۲، ۶۶/۲ و ۸۷/۶ درصد می‌باشد. با استفاده از پیل سوختی، انتشار کربن از ۱۸ کیلوگرم بر ثانیه به ۳/۷ کیلوگرم بر ثانیه کاهش می‌یابد. آن‌ها در نهایت به این نتیجه دست یافتند که استفاده از پیل سوختی وزن موتور را بالا برده، در عوض عملکرد موتور را بهبود بخشیده و آلاینده‌های آن را کاهش می‌دهد.

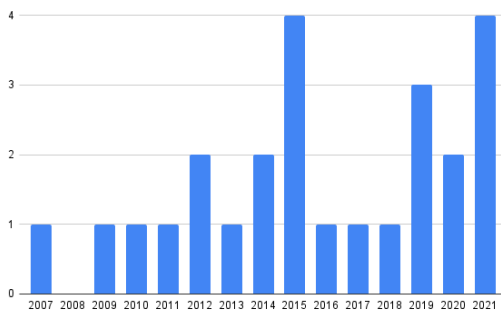


شکل ۳۹- نمایی از موتور بررسی شده توسط سیام [۵۵]

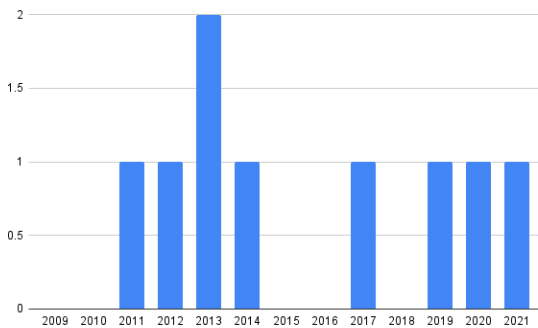
با توجه به بررسی‌های انجام شده مشخص شد که در یک دهه اخیر مطالعات ترمودینامیکی و آگزریکی قابل توجهی در خصوص موتورهای توربوجت، توربوفن و توربوپراپ انجام شده است. این مطالعات عمدتاً شامل بررسی‌های عملکردی سیستمی موتور توربوجت، توربوفن و توربوپراپ بوده و در برخی موارد به سیستم‌های جانبی آنها از جمله محفظه احتراق، توربین، کمپرسور و ورودی هوا نیز پرداخته شده است. در شکل‌های ۴۰ تا ۴۳ به ترتیب روند رشد تحقیقات در خصوص موتور توربوجت، توربوفن و توربوپراپ و مجموع سه موتور از دیدگاه ترمودینامیکی و آگزریکی نشان داده شده است. در جدول ۱ نیز خلاصه تحقیقات بررسی شده ارائه شده است.



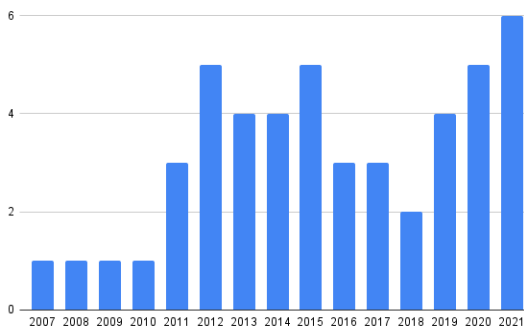
شکل ۴۰- روند تحقیقات انجام شده در خصوص موتورهای توربوجت



شکل ۴۱- روند تحقیقات انجام شده در خصوص موتورهای توربوفن



شکل ۴۲- روند تحقیقات انجام شده در خصوص موتورهای توربوپراپ



شکل ۴۳- روند تحقیقات انجام شده در خصوص سه موتور

جدول ۱- خلاصه تحقیقات بررسی شده در این پژوهش

ردیف	محقق	سال	نوع موتور	مطالعات
۱	تارگات و همکاران [۱۰]	۲۰۰۷	توربوفن	تحلیل آگزریکی یک موتور توربوفن با پس‌سوز
۲	بالی و همکاران [۳]	۲۰۰۸	توربوجت	مطالعه انرژی، آگزریکی و اقتصادی موتور توربوجت J69-T25A
۳	تارگات [۱۱]	۲۰۰۹	توربوفن	تحلیل آگزریکی-اقتصادی موتور توربوفن با سوخت کروسن
۴	تونا [۱۲]	۲۰۱۰	توربوفن	بررسی آگزریکی و ترمو-اقتصادی یک موتور توربوفن در حالت پروازی و تست زمینی

ردیف	محقق	سال	نوع موتور	مطالعات
۵	فتح الهی و طالقانی [۱۳]	۲۰۱۱	توربوفن	تحلیل بازده، نرخ اتلافات انرژی و نرخ تولید آنتروپی کمپرسور موتور توربوفن TF30
۶	توران [۱۴]	۲۰۱۱	توربوجت	بررسی متغیرهای طراحی بر بازده انرژی و انرژی یک موتور توربوجت کوچک مورد استفاده در پهپاد
۷	آیدین و همکاران [۱۵]	۲۰۱۱	توربوپراپ	بررسی انرژی - اقتصادی موتور توربوپراپ مدرن CT7-9C قابل استفاده در هواپیماهای دو موتوره برد متوسط تجاری و باری
۸	توران [۱۶]	۲۰۱۲	توربوفن	بررسی تاثیر ارتفاع مرجع بر بازده انرژی یک موتور توربوفن با کمک روش انرژی مخصوص
۹	تای و همکاران [۱۷]	۲۰۱۲	توربوفن	گسترش یک کد الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی طراحی یک موتور توربوفن دو محوره بر اساس نظریه‌های انرژی و انرژی
۱۰	حیگمت و توران [۱۸]	۲۰۱۲	توربوجت	بررسی تخریب انرژی یک موتور توربوجت در عده‌های ماخ پروازی و ارتفاعات مختلف
۱۱	آیدین و همکاران [۱۹]	۲۰۱۲	توربوپراپ	بررسی انرژی اجرای یک موتور توربوپراپ آزمایشگاهی
۱۲	مارلی و ریگینز [۲۰]	۲۰۱۲	توربوجت	بررسی کاربرد آنالیز عملکرد انرژی یک موتور توربوجت تک محوره در شرایط عملکردی گذرا
۱۳	حسن [۲۱]	۲۰۱۳	توربوفن	بررسی تولید آنتروپی و تخریب انرژی در ورودی هوا و فن یک موتور توربوفن
۱۴	آیلگان و همکاران [۲۲]	۲۰۱۳	توربوپراپ	بررسی ترمودینامیکی کاهش تاثیرات محیطی موتور توربوپراپ در هواپیماهای تجاری
۱۵	احیایی و همکاران [۲۳]	۲۰۱۳	توربوجت	تحلیل انرژی موتور توربوجت J85-GE-21 و اجزای آن در دو ارتفاع پروازی سطح دریا و ۱۱ کیلومتری
۱۶	بالی و هپاسلی [۲۴]	۲۰۱۳	توربوپراپ	بررسی انرژی و انرژی موتور توربوپراپ T56 در مدهای مختلف عملکردی توان بارگذاری موتور
۱۷	توران و همکاران [۲۵]	۲۰۱۴	توربوفن	بررسی برخی از معیارهای انرژی موتور توربوفن JT8D در نیروی تراست حالت تیک‌آف
۱۸	آیدین و همکاران [۲۶]	۲۰۱۴	توربوفن	گسترش نظریه، روش‌شناسی و مثال کاربردی برای موتور توربوفن PW6000 با نسبت کنارگذری بالا را در ترم‌های پایداری - انرژی
۱۹	بالی [۲۷]	۲۰۱۴	توربوجت	بررسی اثرات پس‌سوز بر عملکرد انرژی و انرژی یک موتور توربوجت مورد استفاده در جت‌های جنگی
۲۰	شهرت و همکاران [۲۸]	۲۰۱۴	توربوپراپ	بررسی موتور توربوپراپ مورد استفاده در هواپیماهای تجاری با سوخت کروسن، با استفاده از رویکرد ترمودینامیکی برای شرایط حداکثر توان
۲۱	شهرت و همکاران [۲۹]	۲۰۱۵	توربوفن	تحلیل انرژی بر روی یک موتور توربین گاز هوایی
۲۲	تانباي و همکاران [۳۰]	۲۰۱۵	توربوفن	بهینه‌سازی جدید بر اساس ضریب عملکرد اکولوژیکی بر روی یک موتور توربوفن
۲۳	کایا و همکاران [۳۱]	۲۰۱۵	توربوفن	بررسی بازده انرژی، نسبت انرژی هدر رفته، شاخص اثر زیست‌محیطی و شاخص پایداری انرژی در موتور توربوفن
۲۴	آیدین و همکاران [۳۲]	۲۰۱۵	توربوفن	بررسی شاخص‌های پایداری انرژی موتور هواپیماهای تجاری با برد متوسط
۲۵	اکبسی و همکاران [۳۳]	۲۰۱۵	توربوجت	بررسی اتلاف انرژی یک موتور توربوجت کوچک با تجزیه و تحلیل انرژی پیشرفته براساس داده‌های تجربی
۲۶	توران و آیدین [۳۴]	۲۰۱۶	توربوفن	بررسی شاخص‌های پایداری انرژی یک موتور توربوفن JT8D با نسبت کنارگذری پایین (بین ۰/۹۶ تا ۱) و با تراست ۷۲ کیلونیوتن
۲۷	یوسر [۳۵]	۲۰۱۶	توربوجت	تحلیل ترمودینامیکی عملکرد یک توربوجت مقیاس کوچک با استفاده از روش‌های تحلیل انرژی

ردیف	محقق	سال	نوع موتور	مطالعات
۲۸	توران [۳۶]	۲۰۱۶	توربوجت	بررسی تحلیل انرژی و آنتروپی یک موتور توربوجت آزمایشگاهی
۲۹	سادون [۳۷]	۲۰۱۷	توربوفن	بررسی پایداری موتور توربوفن CF6 با نسبت کنارگذر بالا و جریان مخلوط در نازل خروجی
۳۰	بالی [۳۸]	۲۰۱۷	توربوجت	بررسی تحلیل انرژی در میکرو توربوجت‌ها به صورت آزمایشگاهی
۳۱	بالی [۳۹]	۲۰۱۷	توربوپراپ	تحلیل انرژی مرسوم و پیشرفته یک موتور توربوپراپ هواپیما
۳۲	شهرت و کاراکوک [۴۰]	۲۰۱۸	توربوفن	تحلیل انرژی محفظه احتراق یک موتور توربوفن هواپیما
۳۳	کین و همکاران [۴۱]	۲۰۱۸	توربوجت	بررسی یک موتور توربوجت را با محفظه احتراق میان مرحله‌ای، توربین و پیل سوختی اکسید جامد به منظور بهبود عملکرد و افزایش توان الکتریکی موتور هوایی
۳۴	بالی [۴۲]	۲۰۱۹	توربوفن	بررسی عملکرد انرژی یک موتور توربوفن و اجزای تشکیل دهنده آن
۳۵	توران و آیگان [۴۳]	۲۰۱۹	توربوفن	بررسی عملکرد آنتروپی، انرژی و انرژی برای پایداری موتور توربوفن مدل PW4000
۳۶	بکلاسیوگلو و همکاران [۴۴]	۲۰۱۹	توربوفن	مدلسازی آموزش ماشین متهورستیک برای پیش‌بینی گاز خارج شده از موتور هواپیما به کمک شبکه عصبی مصنوعی
۳۷	زاهدزاده و همکاران [۴۵]	۲۰۱۹	توربوپراپ	بررسی عملکرد انرژی یک موتور توربوپراپ در شرایط کاری مختلف
۳۸	توران و همکاران [۴۶]	۲۰۲۰	توربوجت و توربوفن	بررسی یک موتور ترکیبی توربوجت و توربوفن در خارج از نقطه طراحی و در حالت‌های مختلف کنارگذری
۳۹	آیگان و همکاران [۴۷]	۲۰۲۰	توربوفن	بررسی عملکرد انرژی و اقتصادی موتور توربوفن مدل PW4000 و اجزای آن
۴۰	دینک و غربیا [۴۸]	۲۰۲۰	توربوپراپ	تحلیل انرژی موتور توربوپراپ در ارتفاعات و سرعت‌های پروازی مختلف
۴۱	بالی [۴۹]	۲۰۲۰	توربوجت	بررسی عملکرد انرژی و انرژی میکروموتور توربوجت در هواپیماهای بدون سرنشین
۴۲	گوئو و همکاران [۵۰]	۲۰۲۱	توربوفن	بررسی موتور توربوفن را با پیل سوختی اکسید جامد (SOFC) بر مبنای تولید هیدروژن از $Al - H_2O$
۴۳	آکدنیز و بالی [۵۱]	۲۰۲۱	توربوفن	تحلیل انرژی، انرژی و پایداری برای موتور PW4056
۴۴	آیگان [۵۲]	۲۰۲۱	توربوفن	بررسی تأثیر چندین تنظیم دریچه گاز را بر چندین متغیر انرژی و انرژی-پایداری موتور توربوفن
۴۵	آیگان و همکاران [۵۳]	۲۰۲۱	توربوجت	تحلیل ترمودینامیکی موتور توربوجت هواپیمای بدون سرنشین (TRS18)
۴۶	بالی و کالیسکان [۵۴]	۲۰۲۱	توربوپراپ	بررسی موتور توربوپراپ یک هواپیمای بدون سرنشین (پهپاد) برای شرایط طراحی و خارج از طراحی
۴۷	سیام و همکاران [۵۵]	۲۰۲۱	توربوفن	بررسی عملکرد موتور هیبریدی توربوفن با پیل سوختی SOFC و MCFC

۳ نتیجه‌گیری

قانون دوم ترمودینامیک و انرژی در تحلیل‌های سیستم‌های پیشران‌ش موضوع مهمی می‌باشد که در سال‌های اخیر به شدت مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که تحلیل قانون اول در سیستم‌های پیشران‌ش هوایی به تنهایی دارای ارزش و اعتبار علمی پایینی بوده و جهت بررسی دقیق یک سیستم باید قانون دوم و انرژی نیز مورد بررسی قرار گیرد. با توجه به اهمیت موتورهای توربوجت، توربوفن و توربوپراپ در سیستم‌های

پیشران‌ش هوایی در این مقاله سعی گردید تمامی مقالات و پژوهش‌های علمی انجام شده در سال‌های اخیر بررسی و ارائه گردد. بررسی‌ها نشان می‌دهد که در ده سال اخیر تحلیل‌های ترمودینامیکی در خصوص موتورهای توربوجت، توربوفن و توربوپراپ روند رو به رشد مناسبی دارد. بررسی تحقیقات انجام شده نشان می‌دهد که هدف عمده تحقیقات شناسایی اجزاء ناکارآمد موتور از دیدگاه انرژی و آنتروپی می‌باشد. اجزائی که دارای نرخ تخریب و اتلاف انرژی بالا و همچنین نرخ تولید آنتروپی بیشتر می‌باشند به عنوان اجزاء ناکارآمد

۴ منابع

- [1] F. Ranjbar. (2015). *working cycle and types of jet gas turbine engines*. Available: <http://jet.blogfa.com/category/12>
- [2] M. M. J. Pirkandi, M. Hassanifar, M. Ommian "Thermodynamic and Exergical Modeling and Analysis of a Turbojet Engines without Afterburner " *Mechanical Engineering Journal of Tabriz University*, vol. 49, no. 2, 2019.
- [3] O. Balli, H. Aras, N. Aras, and A. Hepbasli, "Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE)," *International Journal of Exergy*, vol. 5, no. 5-6, pp. 567-581, 2008. <https://doi.org/10.1504/IJEX.2008.020826>
- [4] Q. K. a. Hatami, "Analysis of exergy and investigation of the effect of different parameters on the efficiency of the second law in internal combustion engines," presented at the in the first thermal science conference, 2011. <https://doi.org/10.30699/jtae.2023.7.3.5>
- [5] T. Korakianitis and T. Sadoi, "Turbocharger-design effects on gasoline-engine performance," *J. Eng. Gas Turbines Power*, vol. 127, no. 3, pp. 525-530, 2005. <https://doi.org/10.1115/1.1808428>
- [6] U. Kesgin, "Effect of turbocharging system on the performance of a natural gas engine," *Energy conversion and management*, vol. 46, no. 1, pp. 11-32, 2005. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2004.02.006>
- [7] C. D. Rakopoulos and D. C. Kyritsis, "Comparative second-law analysis of internal combustion engine operation for methane, methanol, and dodecane fuels," *Energy*, vol. 26, no. 7, pp. 705-722, 2001. [https://doi.org/10.1016/S0360-5442\(01\)00027-5](https://doi.org/10.1016/S0360-5442(01)00027-5)
- [8] A. Bejan, *Advanced engineering thermodynamics*. John Wiley & Sons, 2016.
- [9] E. T. Turgut, H. Karakoc, and A. Hepbasli, "Exergy analysis of a turbofan engine: Cf6-80," in *3rd International Green Energy Conference*, 2007.
- [10] E. T. Turgut, T. H. Karakoc, and A. Hepbasli, "Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine," *International Journal of Energy Research*, vol. 31, no. 14, pp. 1383-1397, 2007. <https://doi.org/10.1002/er.1310>
- [11] E. T. Turgut, T. H. Karakoc, and A. Hepbasli, "Exergoeconomic analysis of an aircraft turbofan engine," *International Journal of Exergy*, vol. 6, no. 3, pp. 277-294, 2009. <https://doi.org/10.1504/IJEX.2009.025322>
- [12] C. Tona, P. A. Raviolo, L. F. Pellegrini, and S. de Oliveira Júnior, "Exergy and thermo-economic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight," *Energy*, vol. 35, no. 2, pp. 952-959, 2010. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2009.06.052>
- [13] S. A. S. S. T. S. Fathollahi, "Effect of Change the thermodynamic parameters of inlet air to TF30 turbofan engine compressor Using Exergy

معرفی می‌گردند. پس از شناسایی اجزاء ناکارآمد، اولویت بهینه‌سازی و اصلاح بر روی این اجزاء لحاظ می‌شود. بررسی‌های بیشتر مقالات نشان می‌دهد محفظه احتراق و محفظه پس‌سوز دارای بالاترین نرخ تخریب انرژی در بین سایر اجزای موتور مانند کمپرسور، توربین، فن، نازل و ... می‌باشند.

نتایج بررسی تحقیقات انجام شده نشان می‌دهد که بر خلاف سیکل‌های زمینی، در موتورهای هوایی نمی‌توان از انرژی جنبشی صرفنظر کرد. سرعت جریان خروجی از نازل در تحلیل انرژی موتور بسیار مهم و تاثیر گذار است.

موضوع مهم دیگر در بحث تحلیل‌های انرژی تعیین راندمان انرژی برای تک تک اجزاء موتور می‌باشد. بررسی نتایج حاصل از تحقیقات نشان می‌دهد که محفظه احتراق و پس‌سوز دارای پایین‌ترین راندمان انرژی در بین اجزای موتور نازل، توربین، فن و کمپرسور به ترتیب دارای بالاترین راندمان انرژی می‌باشند.

موضوع مهم دیگر در تحلیل‌های انرژی پارامتری عملکرد موتور در نقطه طراحی و خارج طراحی است. از پارامترهای مهم بررسی شده در تحلیل‌های انرژی می‌توان به تغییرات نسبت فشار فن و کمپرسور، دمای گازهای ورودی به توربین، دبی هوای ورودی به موتور، نسبت کنار گذر موتور، ارتفاع و سرعت پروازی هواپیما و ... اشاره کرد. تحلیل عملکرد موتور از دیدگاه انرژی در فازهای پروازی تعیین شده مانند تاکسی، برخاست، اوج‌گیری، کروز، تقرب و نشست از دیگر موارد مهم و جدید تحقیقات انجام شده در سال‌های اخیر می‌باشد.

بررسی تحقیقات انجام شده نشان می‌دهد که تحلیل‌های انرژی فقط از دیدگاه سیستمی مطرح نبوده و تک تک اجزای موتور می‌تواند به صورت مجزا و با روش‌های عددی از دیدگاه انرژی مورد بررسی قرار گیرد. تحلیل عددی پره‌های توربین و کمپرسور، تحلیل محفظه احتراق و پس‌سوز، تحلیل ورودی هوا و تحلیل نازل از موضوعاتی است که در سال‌های اخیر مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است. در این نوع تحقیقات تمرکز بر روی یک جزء موتور بوده و اجزای دیگر بررسی نمی‌شوند.

موضوع دیگری که در تحقیقات انجام شده دیده می‌شود، تحلیل موتورهای هیبریدی از دیدگاه انرژی می‌باشد. به عنوان مثال ترکیب موتورهای توربینی با پیل سوختی از جمله سیستم‌های هیبریدی جدیدی است که در سال‌های اخیر به شدت مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است. تحلیل همزمان انرژی، انرژی، اقتصادی و آلایندگی (4E) موتورها از دیگر موضوعات جدیدی است که در سال‌های اخیر مورد توجه محققان قرار گرفته است. هدف عمده در این تحقیقات دستیابی به بهترین شرایط عملکردی موتور می‌باشد.

- [26] H. Aydın, O. Turan, T. H. Karakoc, and A. Midilli, "Sustainability assessment of PW6000 turbofan engine: an exergetic approach," *International Journal of Exergy*, vol. 14, no. 3, pp. 388-412, 2014
<https://doi.org/10.1504/IJEX.2014.061025>
- [27] O. Balli, "Afterburning effect on the energetic and exergetic performance of an experimental turbojet engine (TJE)," *International Journal of Exergy*, vol. 14, no. 2, pp. 212-243, 2014.
<https://doi.org/10.1504/IJEX.2014.060278>
- [28] Y. Sohret, M. Sogut, T. Karakoc, and O. Turan, "ENERGETIC and EXERGETIC ASSESSMENT OF A TURBOPROP ENGINE FOR T/O CONDITION: CASE STUDY FOR PW120A ENGINE."
- [29] Y. Şöhret, E. Açikkalp, A. Hepbasli, and T. H. Karakoc, "Advanced exergy analysis of an aircraft gas turbine engine: splitting exergy destructions into parts," *Energy*, vol. 90, pp. 1219-1228, 2015.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.06.071>
- [30] T. Tanbay, A. Durmayaz, and O. S. Sogut, "Exergy-based ecological optimisation of a turbofan engine," *International Journal of Exergy*, vol. 16, no. 3, pp. 358-381, 2015.
<https://doi.org/10.1504/IJEX.2015.068231>
- [31] N. Kaya, Ö. Turan, A. Midilli, and T. H. Karakoç, "Exergetic sustainability improvement potentials of a hydrogen fuelled turbofan engine UAV by heating its fuel with exhaust gasses," *international journal of hydrogen energy*, vol. 41, no. 19, pp. 8307-8322, 2016.
<https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2015.08.089>
- [32] H. Aydın, O. Turan, T. H. Karakoc, and A. Midilli, "Exergetic sustainability indicators as a tool in commercial aircraft: a case study for a turbofan engine," *International journal of green energy*, vol. 12, no. 1, pp. 28-40, 2015.
<https://doi.org/10.1080/15435075.2014.889004>
- [33] S. Ekici, O. Altuntas, E. Acikkalp, and T. H. Karakoc, "ENDOGENOUS AND EXOGENOUS EXERGY DESTRUCTION OF EXPERIMENTAL MINI TURBOJET ENGINE," in *International Symposium on Sustainable Aviation*, 2015.
- [34] O. Turan and H. Aydın, "Exergy-based sustainability analysis of a low-bypass turbofan engine: a case study for JT8D," *Energy Procedia*, vol. 95, pp. 499-506, 2016.
<https://doi.org/10.1016/j.egypro.2016.09.075>
- [35] C. T. Yucer, "Thermodynamic analysis of the part load performance for a small scale gas turbine jet engine by using exergy analysis method," *Energy*, vol. 111, pp. 251-259, 2016.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2016.05.108>
- [36] O. Turan, "Energy and entropy analyses of an experimental turbojet engine for target drone application," *Anadolu University Journal of Science and Technology A-Applied Sciences and Analysis*, *Journal of Energy Conversion*, vol. 2, no. 1 and 2, pp. 10-1, 2019.
- [14] O. Turan, "Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine," 2011.
- [15] O. T. H. Aydın, T. Hikmet Karakoc, and A. Midilli, "Exergoeconomic analysis of a turboprop engine," *International Journal of Exergy*, vol. 11, no. 3, pp. 69-88, 2011.
- [16] O. Turan, "Effect of reference altitudes for a turbofan engine with the aid of specific-exergy based method," *International Journal of Exergy*, vol. 11, no. 2, pp. 252-270, 2012.
<https://doi.org/10.1504/IJEX.2012.049738>
- [17] V. C. Tai, P. C. See, C. Mares, and K. Uhlen, "Optimisation of energy and exergy of two-spool turbofan engines using genetic algorithms," *arXiv preprint arXiv:1207.0743*, 2012.
<https://doi.org/10.48550/arXiv.1207.0743>
- [18] T. H. Karakoc and O. Turan, "Exergetic Destruction Effects of Operating Conditions on the Turbojet Engine Components," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 110, pp. 2390-2394, 2012.
<https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.110-116.2390>
- [19] H. Aydın, O. Turan, T. H. Karakoc, and A. Midilli, "Component-based exergetic measures of an experimental turboprop/turboshaft engine for propeller aircrafts and helicopters," *International Journal of Exergy*, vol. 11, no. 3, pp. 322-348, 2012.
<https://doi.org/10.1504/IJEX.2012.050228>
- [20] C. Marley and D. Riggins, "Exergy analysis of a turbojet engine modeled as a lumped parameter system," in *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012, p. 1122.
<https://doi.org/10.2514/6.2012-1122>
- [21] H. Hassan, "Evaluation of the local exergy destruction in the intake and fan of a turbofan engine," *Energy*, vol. 63, pp. 245-251, 2013.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.10.062>
- [22] R. Atilgan, Ö. Turan, Ö. Altuntaş, H. Aydın, and K. Synylo, "Environmental impact assessment of a turboprop engine with the aid of exergy," *Energy*, vol. 58, pp. 664-671, 2013.
<https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.05.064>
- [23] M. A. Ehyaei, A. Anjiridezfuli, and M. A. Rosen, "Exergetic analysis of an aircraft turbojet engine with an afterburner," *Thermal science*, vol. 17, no. 4, pp. 1181-1194, 2013.
- [24] O. Balli and A. Hepbasli, "Energetic and exergetic analyses of T56 turboprop engine," *Energy conversion and management*, vol. 73, pp. 106-120, 2013.
<https://doi.org/10.1016/j.enconman.2013.04.014>
- [25] O. Turan, H. Aydın, T. H. Karakoc, and A. Midilli, "Some exergetic measures of a JT8D turbofan engine," *Journal of Automation and Control Engineering Vol.*, vol. 2, no. 2, 2014.
<https://doi.org/10.12720/joace.2.2.110-114>

- [47] M. E. C. H. Aygun, and O. Turan, "Exergo-economic cost accounting for PW4000 turbofan engine and its components," *In MATEC Web of Conferences*, vol. 314, p. 02003, 2020. <https://doi.org/10.1051/mateconf/202031402003>
- [48] A. Dinc and Y. Gharbia, "Exergy Analysis of a Turboprop Engine at Different Flight Altitude and Speeds Using Novel Consideration," *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, vol. 39, no. 4, pp. 599-604, 2022. <https://doi.org/10.1515/tjeng-2020-0017>
- [49] Ö. BALLI, "General aviation and thermodynamic performance analyses of a micro turbojet engine used on drones and unmanned aerial vehicles (UAV)," *Maltepe University. Journal of Aviation Research*, vol. 2, no. 2, pp. 141-115, 2020.
- [50] J. Q. F. Guo, Z. Ji, H. Liu, K. Cheng, and S. Zhang, "Performance analysis of a turbofan engine integrated with solid oxide fuel cells based on Al-H₂O hydrogen production for more electric long-endurance UAVs," *Journal of Energy Conversion and Management*, vol. 235, p. 113999, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2021.113999>
- [51] A. O. B. H. Y. Akdeniz "Impact of different fuel usages on thermodynamic performances of a high bypass turbofan engine used in commercial aircraft," *Journal of Energy*, vol. 238, p. 121745, 2022. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121745>
- [52] H. Aygun, "Investigation of exergetic and exergo-sustainability metrics for high by-pass turbofan engine at different power settings. Environmental Progress & Sustainable," *Journal of Energy*, vol. 40, no. 6, p. 13700, 2021. <https://doi.org/10.1002/ep.13700>
- [53] M. E. C. a. O. T. H. Aygun, "Exergo-sustainability indicators of a target drone engine at dynamic loads," *Journal of Energy*, vol. 221, p. 119803, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.119803>
- [54] A. H. C. O. Balli O., "On-design and off-design operation performance assessments of an aero turboprop engine used on unmanned aerial vehicles (UAVs) in terms of aviation, thermodynamic, environmental and sustainability perspectives," *Journal of Energy Conversion and Management*, vol. 243, p. 114403, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2021.114403>
- [55] I. D. S. Seyam, and M. Agelin-Chaab, "Investigation of two hybrid aircraft propulsion and powering systems using alternative fuels," *Journal of Energy*, vol. 232, p. 121037, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.121037>
- Engineering*, vol. 17, no. 5, pp. 936-952, 2016. <https://doi.org/10.18038/autbda.279861>
- [37] S. Saadon and M. M. Redzuan, "Sustainability assessment of turbofan engine with mixed exhaust through exergetic approach," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2017, vol. 270, no. 1, p. 012012: IOP Publishing. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/270/1/012012>
- [38] O. Balli, "Analyzing performance of an experimental micro turbojet engine with advanced exergy methodology," in *2st International Mediterranean Science and Engineering Congress (IMSEC-2017)*, 2017, pp. 25-27.
- [39] O. Balli, "Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE)," *Energy*, vol. 124, pp. 599-612, 2017. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.02.121>
- [40] T. H. K. Y. Şöhret, "Exergy indicators of a low-emission aero-engine combustor," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 90, no. 2, pp. 344-350, 2018. <https://doi.org/10.1108/AEAT-03-2016-0045>
- [41] J. Q. Z. Ji , K. Cheng, H. Liu, S. Zhang, and P. Dong, "Performance evaluation of a turbojet engine integrated with interstage turbine burner and solid oxide fuel cell," *Journal of Energy*, vol. 168, pp. 711-702, 2019. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.11.088>
- [42] O. Balli, "Advanced exergy analysis of a turbofan engine (TFE): splitting exergy destruction into unavoidable/avoidable and endogenous/exogenous," *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, vol. 36, no. 3, pp. 327-305, 2019. <https://doi.org/10.1515/tjj-2016-0074>
- [43] A. O. T. H. Aygun, "Entropy, energy and exergy for measuring PW4000 turbofan sustainability," *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, vol. 38, no. 4, pp. 409-397, 2019. <https://doi.org/10.1515/tjj-2018-0050>
- [44] O. T. T. Baklacioglu, and H. Aydin, "Metaheuristics optimized machine learning modelling for estimation of exergetic emissions of a propulsion system," *In MATEC Web of Conferences*, vol. 314, 2020.
- [45] A. G. M. Zahedzadeh, M. M. Dostdar, "Energy and Exergy Analysis of a Turboprop Engine at Different Working Condition," vol. 9, no. 1, 2019 (In persian). <https://doi.org/10.22052/9.1.64>
- [46] A. O. T. H. Aygun, "Exergetic sustainability off-design analysis of variable-cycle aero-engine in various bypass modes," *Journal of Energy*, vol. 195, p. 117008, 2020. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117008>