

(علمی - ترویجی)

مروری بر مطالعات انجام شده بر روی موتورهای رمجت و اسکرمجت از دیدگاه انرژی و انرژی

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. تحلیل ترمودینامیکی موتورهای هوانفسی مافوق صوت به ویژه موتورهای رمجت و اسکرمجت با هدف مطالعه بر روی عملکرد آن در دهه اخیر توجه پژوهشگران زیادی را به خود جلب کرده است. در این روش با استفاده از قوانین ترمودینامیکی و تحلیل‌های انرژی، موتورهای رمجت و اسکرمجت به صورت سیستمی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و حالت بهینه آنها استخراج می‌شود. هدف عمده این پژوهش بررسی و ارائه آخرین یافته‌های تحقیقاتی در این حوزه با تمرکز بر موتورهای رمجت و اسکرمجت می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: رمجت، اسکرمجت، مافوق صوت، قانون دوم ترمودینامیک، انرژی

جاماسب پیرکندی^{۱*} و علیرضا زلفی^{۲**}

۱- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، کدپستی: ۳۱۵۹۹۱۶۱۱۱

* دانشیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

jpirkandi@mut.ac.ir

** دانشجوی کارشناسی ارشد

A Review of Studies on Ramjet and Scramjet Engines from an Energy-exergy Viewpoint

The second law of thermodynamics and exergy is an important issue in the analysis of propulsion systems that have been highly regarded by researchers in recent years. Studies show that the analysis of the first law in air propulsion systems alone has low scientific value, and for a complete study of a system, the second law and exergy should also be considered. Thermodynamic analysis of supersonic air engines, especially Ramjet and Scramjet engines, with the aim of studying their performance, has attracted the attention of many researchers in the last decade. In this method, using thermodynamic laws and exergy analyzes, Ramjet and Scramjet motors 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 Ramjet and Scramjet engines.

Keywords: Ramjet, Scramjet, Supersonic, The Second Law of Thermodynamics, Exergy

J. Pirkandi^{1*} and A. Zolfi^{2**}

1- Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Postal Code: 3159916111, Tehran, IRAN

* Associate Professor (Corresponding Author): Email:

jpirkandi@mut.ac.ir

** M.Sc. Student

۱- مقدمه

به دلیل استفاده گسترده از انواع موتورهای هوائتفسی 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 آگزرژی بهره می‌برند [۲-۳].

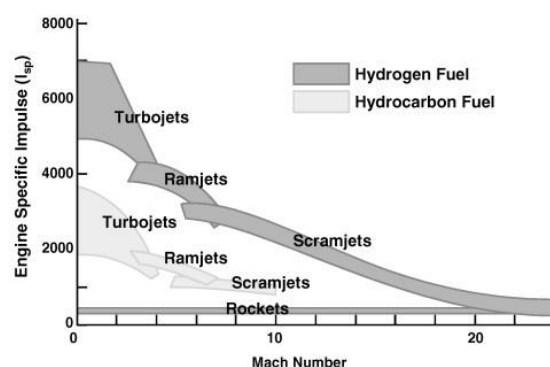
بسیاری از فعالیت‌ها و تحقیقات پژوهشگران و محققان، سمت و سویی صرفه جویانه دارد و اینکه چطور می‌توان یک سامانه را ضمن حفظ کارآمدی آن، با کاهش هزینه و اتلافات در قسمت‌های مختلف سامانه، بهینه‌سازی نمود. از جمله تحلیل‌هایی که در زمینه شناخت و اصلاح سامانه‌های انرژی پا به عرصه تحقیقات نهاده، روش تحلیل آگزرژی می‌باشد. تحلیل آگزرژی در تاریخ علمی جهان، از اوایل قرن گذشته مورد توجه واقع شده و از سال ۱۹۳۰ میلادی، این تحلیل، بسط و توسعه بیشتری نموده است. با شروع بحران انرژی در دهه ۷۰ میلادی، تحلیل آگزرژی در رأس تحقیقات ترمودینامیکی سه دهه اخیر قرار گرفت و امروزه مدل‌سازی ترمودینامیکی سامانه‌های مرتبط با انرژی شامل تحلیل سامانه‌ها از نظر قانون اول و دوم ترمودینامیک، توسعه زیادی پیدا کرده است [۳-۴].

روش تحلیل آگزرژی به بیان پتانسیل و قابلیت انجام کار سامانه نسبت به محیط مرجع خود پرداخته و بر همین اساس، می‌توان تک تک اجزای سامانه یا چرخه را به طور مجزا تحلیل کرده و سهم هر یک از اجزا را در اتلافات کل چرخه به دست آورد. این روش می‌تواند در مشخص نمودن ناکارآمدی‌های یک چرخه به طور دقیق عمل کند. از طرف دیگر، نابودی آگزرژی یا بازگشت‌ناپذیری نیز می‌تواند به عنوان معیاری برای عدم کارایی سامانه‌ها معرفی شود. به طور کلی تحلیل آگزرژی سامانه‌های انرژی به طراحان این امکان را می‌دهد تا:

- تاثیر هر فرایند یا جزء سازنده یک سامانه را روی بازده کل آن تعیین کنند،
- فرایندها یا اجزایی که بازده را کاهش می‌دهند، شناسایی و حذف کنند،
- بیشترین بازده سامانه را نسبت به بهترین حالت فرایند یا اجزاء سازنده مورد نظر تعریف کنند و
- روش‌هایی جهت بهبود در عملکرد سامانه بیان کنند [۳].

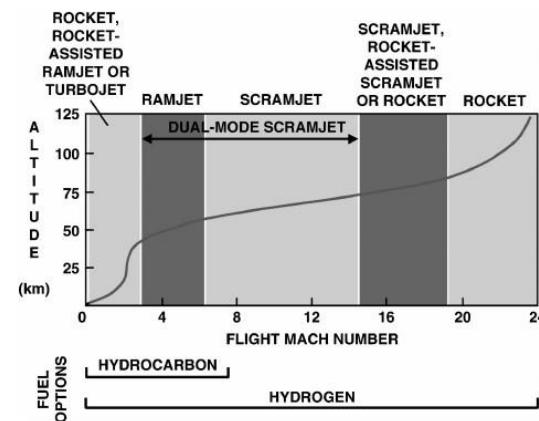
طبق قانون دوم ترمودینامیک در هر فرآیند واقعی، آنتروپی تولید شده متناسب با از دست رفتن آگزرژی و نابودی آن در طی فرآیند می‌باشد. این تحلیل شامل دو مرحله اساسی است.

عملکرد یک موتور هوائتفسی که با متغیر ضربه ویژه محاسبه می‌شود، به طور قابل ملاحظه‌ای بالاتر از راکت است. این در حالی است که مطابق شکل ۱ با استفاده از موتورهای رمجت و اسکرمجت، این مزیت تا رژیم‌های جریان با عددهای ماخ بالاتر نیز پیش می‌رود. سوخت‌های مورد استفاده در این موتورها به خصوص در موتور اسکرمجت به دو صورت هیدروژنی و هیدروکربنی می‌باشند. با این حال، ظرفیت بالای خنک کاری هیدروژن و واکنش سریع آن سبب می‌شود که سوخت هیدروژنی در عددهای ماخ بالاتر نیز استفاده شود [۱].



شکل (۱): مشخصات عملکرد موتورهای هوائتفسی [۱].

انتخاب نوع موتور برای هواپیما و موشک‌های با سرعت بالا به نوع مأموریت انتخابی و بازه سرعتی مورد نظر بستگی دارد. در شکل ۲ نمونه‌ای از روند انتخاب موتورهای مختلف به صورت تابعی از عدد ماخ و ارتفاع پروازی نشان داده شده است. با استفاده از ترکیب سیستم‌های پیشران‌های مختلف مانند ترکیب موتور توربوجت و رمجت بردهای عملیاتی می‌توانند گسترش یابند [۱].



شکل (۲): گزینه‌های انتخاب موتور به صورت تابعی از عدد ماخ [۱].

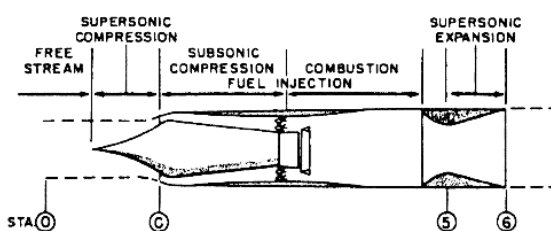
مرحله اول شامل شناسایی و بررسی فرآیندهای نامطلوب ترمودینامیکی سیستم بر پایه تعیین اتلافات آگزری بوده و اتلافات آگزری نیز با نوشتن موازنه آگزری در قسمت‌های مختلف سیستم به دست می‌آید. مرحله دوم شامل تعیین بیشترین اصلاحات ممکن در سیستم بر پایه مفاهیم اتلافات آگزری اجتناب‌پذیر و اتلافات آگزری اجتناب‌ناپذیر است. کمترین میزان آگزری در سیستم طی فرآیندی که نمی‌توان با تکنیک‌های موجود و ملاحظات اقتصادی مانع نابودی آن شد، اتلافات آگزری اجتناب‌ناپذیر می‌باشد. با این تعریف، اتلافات آگزری قابل اجتناب بیشترین پتانسیل بهینه شدن فرآیند را تعیین می‌کند. بنابراین، یک سیستم به سرعت توسط تحلیل آگزری بررسی شده و فرآیندهای نامطلوب ترمودینامیکی و بیشترین اصلاحات ممکن در آن، مشخص می‌شود [۳-۴]. واکنش‌های شیمیایی، افت فشار، انتقال حرارت، انبساط ناگهانی، شاک‌های قائم و مایل و غیره منبع اصلی تخریب آگزری در اجزای موتورهای اسکرمت جت و رمجت می‌باشد. در این میان بیشترین سهم در تخریب آگزری مربوط محفظه احتراق و واکنش‌های شیمیایی می‌باشد.

در سال‌های اخیر 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 آگزری 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 آگزری موتورهای هوایی می‌توان با تشخیص علل تخریب یا اتلاف آگزری در بخش‌های مختلف موتور، آن دسته از این اتلافات را که قابل جلوگیری بوده و رفع آن هزینه نامتعارفی ندارد، کاهش داد [۳ و ۵]. هدف عمده این مقاله بررسی تحقیقات علمی و مطالعات ترمودینامیکی و آگزریک انجام شده در حوزه موتورهای رمجت و اسکرمت به عنوان یک سیستم پیشرانش مافوق صوت می‌باشد.

۲- موتور رمجت

موتور رمجت یک موتور هوائتفسی و فاقد تجهیزات دوار از جمله توربین و کمپرسور بوده و محدوده پروازی فراصوت آن بین عدد ماخ ۲ الی ۵ می‌باشد. پدیده‌ای که در موتور رمجت رخ

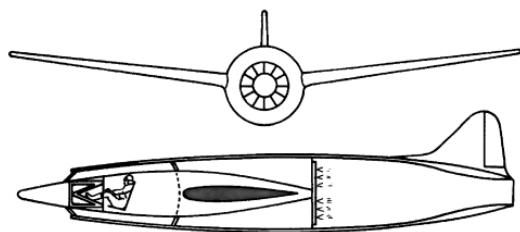
می‌دهد، پدیده‌ی رم افکت نام دارد. رم افکت به معنای فشرده شدن و تراکم خودبده‌خودی هوا در اثر حرکت وسیله متحرک با سرعت بسیار بالا است. پدیده رم افکت از سرعت‌های نزدیک به ۵۰۰ کیلومتر بر ساعت شروع شده و خود را نمایان می‌کند. این فرآیند تا سرعت‌های بالای سرعت صوت و گاه تا عدد ماخ ۲ به حداکثر کارایی خود نمی‌رسد. در این چنین سرعت‌هایی، فشرده شدن هوا به حدی است که به راحتی می‌تواند ضریب تراکم لازم برای کارکرد یک موتور جت احتراق داخلی را فراهم آورد. اگر به موتور توربوجت توجه شود مشاهده می‌شود که با وجود پدیده رم افکت، دیگر وجود کمپرسور بی‌معنی است. از سوی دیگر اگر کمپرسوری وجود نداشته باشد، پس توربینی هم برای چرخاندن این کمپرسور لازم نیست. حذف مجموعه کمپرسور و توربین و شفت اصلی، در حقیقت حذف کلیه مجموعه‌های متحرک موتور جت است. نتیجه کار یک لوله تو خالی با یک ورودی هوا، محفظه احتراق و نازل خروجی است که همان موتور رمجت نام دارد. نام این موتورها هم از شیوه کارکردشان گرفته شده است. در شکل ۳ نمای کلی از یک موتور رمجت نشان داده شده است.



شکل (۳): نمای از یک موتور رمجت [۱].

این موتور با ایجاد موج‌های مایل و عمودی، مولفه سرعت هوای ورودی را به فشار تبدیل کرده و آن را به صورت پایدار با عدد ماخ تقریباً ۰/۲ به سمت محفظه احتراق می‌فرستد تا با سوخت مخلوط شده و مشتعل شود. بعد از اشتعال گازهای داغ با سرعت بسیار بالا (در حدود عدد ماخ بین ۲ تا ۵) از نازل خارج می‌شوند. موتور رمجت از چهار بخش اصلی دهانه ورودی مافوق صوت، دیفیوزر مادون صوت، محفظه احتراق و نازل خروجی تشکیل شده است.

دهانه ورودی مافوق صوت: قسمت مخروطی یا گوه‌ای شکل که در قسمت جلویی موتور قرار دارد و با ایجاد یک یا چند شوک مایل و یک شوک عمودی، سرعت هوای ورودی را به زیر صوت رسانده و فشار آن را افزایش می‌دهد.



شکل (۴): اولین هواپیمای رمجت تست شده [۱].

در اواخر دهه ۱۹۳۰ یورگن سانگر، یکی از ایده پردازان عالی رتبه آلمانی در زمینه دینامیک ماورای صوت و رمجت، شروع به توسعه یک بمب راکتی زیر مداری به نام سانگر ۱۱ کرد که قابلیت حمله به اهداف در بردهای بالا و بین قاره‌ای را دارا بود. کمی بعد از جنگ جهانی دوم، ارتش آمریکا توسعه و تست موتورهای رمجت مادون صوت را برای کاربردهای آزمایشگاهی شروع کرد. موشک کروزر مافوق صوت ناواهو^۲ در دهه ۱۹۵۰ به منظور کاربردهای بین قاره‌ای توسعه داده شد. این موشک با قطر ۴۸ اینچ، طول ۹۰ فوت و با وزن ۱۲۰ کیلو پوند بزرگترین موشک رمجت توسعه یافته در ایالات متحده بود. برای این موشک از دو موتور رمجت کنار هم و با سوخت مایع JP-4 و JP-5 استفاده شده بود. هم زمان با توسعه موشک ناواهو، روسیه موشک رمجت بوریا^۳ را توسعه داد. این موشک برای کاربردهای بین قاره ای ایجاد شده بود. در این موشک از موتور رمجت سوخت مایع با دو بوستر که سوخت آن کروسین^۴ بود استفاده شده بود و تست پروازی موفق از این موشک گزارش شد. کمی بعد از توقف تولید موشک ناواهو توسعه موشک بوریا نیز در سال ۱۹۵۸ متوقف شد. در دهه ۱۹۵۰ میلادی، موشک‌های بومارک^۵ و تالوس^۶ به طور کامل توسعه یافتند و به ترتیب در نیروهای هوایی و نیروی دریایی ایالات متحده آمریکا عملیاتی شدند. موتور این موشک‌ها از نوع رمجت سوخت مایع با سوخت هیدروکربن به همراه بوستر بود. این موشک‌ها معمولاً با سرعت بین ماخ ۲ تا ۳ و در ارتفاع ۴۰,۰۰۰ تا ۷۰,۰۰۰ از سطح دریا پرواز می‌کردند. در اواخر دهه ۱۹۵۰ میلادی، موشک دوربرد بلودهن^۷ توسط نیروی دریایی انگلستان ساخته شده و توسعه یافت. موتور آن از نوع رمجت سوخت

دیفیوزر مادون صوت: این قسمت هوای مادون صوت را متراکم کرده و در نتیجه سرعت آن را کاهش و فشار آن را افزایش می‌دهد. این بخش جریان هوایی پایدار و بدون اغتشاش ایجاد کرده و آن را به سمت محفظه احتراق انتقال می‌دهد.

محفظه احتراق: در این قسمت هوای مادون صوت با سوخت ترکیب شده و اشتعال رخ می‌دهد. محفظه احتراق شامل نازل‌های سوخت، آتش‌زنه و شعله‌نگهدار می‌باشد. شعله حین اشتعال توسط شعله‌نگهدار در محفظه نگه داشته می‌شود تا از انحراف آن به سمت دیواره و آسیب به بدنه جلوگیری کند.

نازل: به صورت یک مجرای همگرا-واگرا می‌باشد که با تغییر مولفه فشاری گازهای خروجی به سرعت، باعث می‌شود که گازها با سرعت بالایی از نازل خارج شده و ایجاد تراست کنند.

موتورهای رمجت برحسب نوع پیشران به دو دسته سوخت جامد و سوخت مایع تقسیم‌بندی می‌شوند. همچنین این موتورها از لحاظ ساختار به سه دسته چند لوله‌ای یا CRJ، یکپارچه یا IRR و مولد گاز یا DR تقسیم می‌شوند. انواع مختلف موتورهای رمجت در جدول ۱ ارائه شده است.

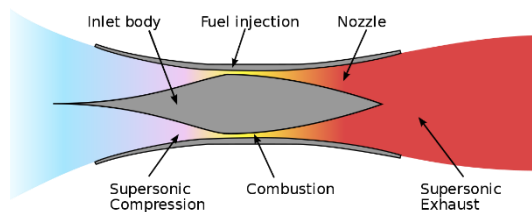
جدول (۱): مقدار تأخیر میانگین و تعداد پرواز در ساعت [۶].

LFRJ	موتور رمجت سوخت مایع
SFRJ	موتور رمجت سوخت جامد
LFIRR	موتور رمجت سوخت مایع با محفظه احتراق مشترک با بوستر
SFIRR	موتور رمجت سوخت جامد با محفظه احتراق مشترک با بوستر
DR	موتور رمجت مجرا دار (مولد گاز)
SFDR	موتور رمجت مولد گاز سوخت جامد
VFDR	موتور رمجت مولد گاز با قابلیت تنظیم دبی
ATRJ	ترکیب موتور رمجت با موتور توربوجت
ERJ	ترکیب موتور رمجت با موتور راکت

در سال ۱۹۳۰ اولین هواپیمای رمجت در فرانسه ایده سازی شد و تست‌های مختلف بر روی آن انجام شد. اولین پرواز هواپیمای رمجت Leduc-010 که در شکل ۴ نشان داده شده است، در آوریل سال ۱۹۴۹ از طریق هواپیمایی پرتابگر انجام شد. سال‌ها بعد نمونه‌های اصلاح شده‌ای تحت عنوان Griffin II ایجاد شد [۱].

1. Sanger I
2. Navaho
3. Burya
4. Kerosene
5. Bomark
6. Talos
7. Bloodhoun

سرعت هوای ورودی از موتور خارج می‌شوند، که این مساله رانش مورد نیاز برای حرکت رو به جلوی موتور را تولید می‌کند. در شکل ۶ نمایی از موتور اسکرمجت نشان داده شده است.

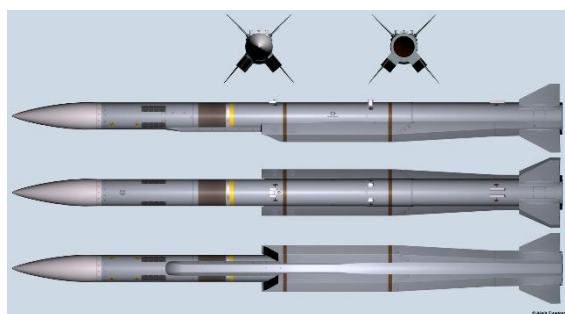


شکل (۶): نمایی از موتور اسکرمجت.

در موتور اسکرمجت هوای ورودی با سرعت بالای صوت وارد محفظه احتراق می‌شود. چون هوا چندان فشرده نمی‌شود و با آزادی نسبی وارد اتاقک احتراق می‌شود، دمای آن افزایش چندانی نمی‌یابد. طراحی آیرودینامیکی ورودی هوای موتور اسکرمجت به گونه‌ای که هوا را تنها تا حد احتراق در مدت چند هزارم ثانیه متراکم کند و در عین حال از سرعت هوای ورودی چندان نکاهد، امر بسیار پیچیده‌ای است. بدنه موتور و سایر قسمت‌های جسم پرنده نیز باید بسیار مستحکم باشد تا در برابر نیروهای آیرودینامیکی در سرعت‌های بالا مقاومت کند. کاهش شتاب در محفظه احتراق موتورهای رجمت موجب از دست دادن مقداری از آنتالپی کل شده که این مساله کارایی موتور رجمت را پایین می‌آورد. در موتورهای اسکرمجت با برقراری جریان مافوق صوت به جای مادون صوت در محفظه احتراق، مقدار کمتری از آنتالپی کل در محفظه احتراق از دست می‌رود و در نتیجه کارایی موتور اسکرمجت در مقابل رجمت افزایش می‌یابد.

با وجود اینکه از لحاظ ادراکی اسکرمجت سیستم ساده‌ای است، اما به کارگیری عملی آن توسط چالش‌های تکنیکی جدی محدود شده است. پرواز با سرعت مافوق صوت در اتمسفر به شدت تولید نیروی درگ می‌کند و در نتیجه دمای داخل موتور بیشتر از دمای هوای اطراف خواهد شد. از طرفی احتراق با سرعت مافوق صوت چالش‌های جدیدی به دنبال دارد، چرا که سوخت باید پس از پاشش با هوا مخلوط شود و عمل احتراق در کسری از ثانیه رخ دهد. در یک اسکرمجت، انرژی جنبشی جریان آزاد هوای ورودی به موتور در مقایسه با انرژی آزاد شده واکنش سوخت و اکسیدکننده بزرگتر بوده به طوری که حرارت آزاد شده از احتراق در عدد ماخ ۲۵ در حدود ۱۰ درصد آنتالپی کل سیال عامل است. با توجه به نوع سوخت، در عدد ماخ ۸ تقریباً نیروی جنبشی هوا و انرژی حرارتی آزاد شده از احتراق با هم برابر خواهند بود. با این توضیحات در

مایع به همراه دو بوستر سوخت جامد بود. از زمان عملیاتی شدن این موشک در سال ۱۹۶۴ تا توقف تولید آن در سال ۱۹۹۱ میلادی، تعداد ۸۰۰ موشک تولید شد. موشک‌های زمین به هوای رجمت در اوایل دهه ۱۹۶۰ میلادی شروع به ساخت و توسعه در کشور روسیه شدند. از نمونه‌های این موشک‌ها می‌توان به SA-4 و SA-6 نام برد. توسعه و ساخت موشک SA-6 از اواسط دهه ۱۹۶۰ میلادی شروع شده و در سال ۱۹۷۰ میلادی عملیاتی شد. موتور این موشک از نوع مولد گاز DR است. از سال ۱۹۹۴ میلادی تا به امروز، تمرکز بر روی ساخت و توسعه موشک‌های مولد گاز DR بیشتر شد. موشک AS-17 ساخت کشور روسیه، موشک متئور^۱ ساخت کشور انگلستان (شکل ۵) و موشک SSST ساخت کشور ایالات متحده آمریکا نمونه‌هایی از این نوع موشک‌ها هستند [۱].



شکل (۵): نمایی از راکت رجمت متئور.

۳- موتور اسکرمجت

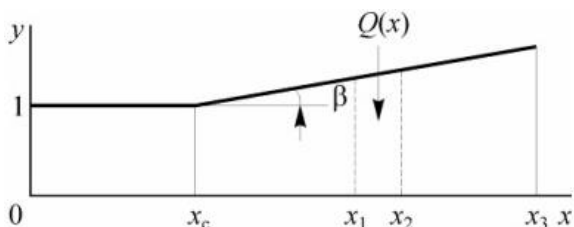
موتورهای رجمت نمی‌توانند زیر عدد ماخ ۲ یا ۳ کار کنند، زیرا به سرعت بالا برای متراکم کردن هوا در جلوی موتور نیاز دارند. سرعت بالاتر از ماخ ۵ نیز برای آنها دست نیافتنی است، زیرا باعث داغ شدن گازهای احتراق تا حد تجزیه محصولات احتراق و آسیب زدن به بدنه موتور می‌شود. برای حل این مشکل از موتورهای اسکرمجت استفاده می‌شود. موتور رجمتی که عمل احتراق در آن در سرعت فراصوت انجام می‌پذیرد، رجمت فراصوت یا اسکرمجت نامیده می‌شود. انجام احتراق در سرعت بیش از سرعت صوت، باعث می‌شود که اسکرمجت بتواند به سرعت‌هایی بالاتر از رجمت‌های متداول برسد. ساختار موتور اسکرمجت همانند موتور رجمت می‌باشد که در آن هوا ابتدا متراکم شده و سپس با سوخت ترکیب و در نهایت احتراق روی می‌دهد. گازهای حاصل از احتراق با سرعتی بالاتر از

1. Meteor

می سال ۲۰۱۰ هواپیمای شرکت بویینگ با نام X-51A برای ۳ دقیقه با ماخ ۵ پرواز کرد. این پرنده از موتور اسکرمت جت SJY 61 با سوخت JP-7 بهره می‌برد که توسط شرکت پراتت اند ویتنی^۱ ساخته شده بود. در آخرین آزمایش موفق این پرنده پروازی با عدد ماخ ۵/۱ به مدت ۳ دقیقه ثبت شد. در ماه می سال ۲۰۱۳ نیز هواپیمای X-51A با سرعت ۴۸۲۸ کیلومتر در ساعت به مدت ۳ دقیقه پرواز کرد.

۴- مروری بر مطالعات ترمودینامیکی انجام شده در حوزه موتورهای رمجت و اسکرمت جت

در سال ۲۰۰۹ میلادی لاتپوف^۲ در تحقیقی به تحلیل و بررسی اگزرژی جریان در یک داکت رمجتی پرداخت (شکل ۸) [۶]. مدل انتخابی او به صورت یک داکت رمجت همراه با انتقال انرژی به صورت گرمای متناوب بود. وی در این مقاله با استفاده از معادلات اگزرژی و قوانین ترمودینامیکی اثرات عددهای ماخ متغیر و افزودن انرژی حرارتی را در عملکرد مدل انتخابی خود بررسی کرد. روابط اگزرژی و آنترپی به صورت یک‌بعدی در مدل سیستم رمجت وی مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت.



شکل (۸): نمای مفهومی مدل رمجت لاتپوف [۶].

در سال ۲۰۱۰ میلادی کین^۳ و همکاران [۷] در تحقیقی به مطالعه و بررسی ترمودینامیکی یک سیکل حرارتی موتور اسکرمت جت بر پایه سیکل برایتون پرداختند (شکل ۹). این سیستم حرارتی بر پایه سیکل بسته برایتون عمل کرده و بر پایه قوانین ترمودینامیکی خنک کاری اسکرمت جت را انجام می‌داد. سیکل بسته برایتون شامل کمپرسور، توربین، یک مبدل حرارتی دما پایین و دو گذرگاه خنک کن بود. آنالیز ترمودینامیکی در این سیستم انجام شد و اثرات راندمان حرارتی مبدل‌ها، راندمان کمپرسور و توربین، افت فشار در هر قسمت مورد بررسی قرار گرفت.

طراحی اسکرمت‌ها کاهش درگ در مقایسه با افزایش تراست بیشتر مد نظر قرار دارد.

موتورهای اسکرمت جت می‌توانند سرعتی معادل عدد ماخ حدود ۲۵ را فراهم کنند و سقف پروازی قابل دسترسی توسط آنها نیز بسیار بالاتر از سایر موتورهای جت است. این در حالی است که موتورهای توربوجت مدرن حداکثر می‌توانند به ارتفاع ۴۰ کیلومتری دست یابند. این سقف برای موتور رمجت ۵۵ و برای اسکرمت جت ۷۵ کیلومتر یا حتی بالاتر است. بالاترین سرعتی که تاکنون با موتور اسکرمت جت حاصل شده توسط هواپیمای بدون سرنشین X-43A است (شکل ۷) که در ۱۶ نوامبر سال ۲۰۰۴ توسط ناسا با استفاده از یک بمب افکن B-52 به عنوان هواپیمای مادر به پرواز درآمده و به عدد ماخ ۹/۶۸ معادل ۱۱,۸۵۸ کیلومتر بر ساعت دست یافته است.



شکل (۷): نمای از هواپیمای اسکرمت جت X-43A.

تکنولوژی اسکرمت جت از سال ۱۹۵۰ میلادی در حال پیشرفت و توسعه بوده و نمونه‌های مختلفی از آن در آمریکا و انگلستان ساخته و آزمایش شد. در بین سال‌های ۱۹۸۱ تا ۱۹۸۷ آزمایش‌های مختلفی در خصوص موتورهای اسکرمت جت در استرالیا انجام شد. در سال ۱۹۹۳ میلادی بود که یک نمونه کامل از موتور اسکرمت جت توسط آلن پاول و همکاران وی به پرواز درآمد. در بین سال‌های ۱۹۸۶ تا ۱۹۹۳ تلاش‌های جدی و مستدلی برای ساخت یک فضاییما با قابلیت استفاده مجدد با استفاده از موتور اسکرمت جت صورت گرفت. این هواپیما با نام X-30 توسط ناسا و وزارت دفاع آمریکا پشتیبانی مالی گردید ولی در سال ۱۹۹۳ به دلیل کمبود اعتبارات مالی متوقف شد. در سال‌های اخیر وزارت دفاع آمریکا و ناسا، با کمک شرکت‌های صنعتی، پیشرفت‌های چشمگیری در زمینه سامانه‌های پیشرفته هواتنفسی با سرعت بالا داشته‌اند. ناسا برای اولین بار در سال ۲۰۰۴ با هواپیمای بدون سرنشین X-43A پرواز ماورای صوت را تجربه نمود. این پرنده که از سوخت هیدروژن با موتور اسکرمت جت بهره می‌برد، توانست به ماخ ۶/۸ برسد. البته ناسا چند ماه بعد توانست با این پرنده محدوده ماخ ۹/۸ را نیز برای ۱۲ ثانیه تجربه کند. در ماه

1. Pratt & Withney
2. Latypov
3. Qin

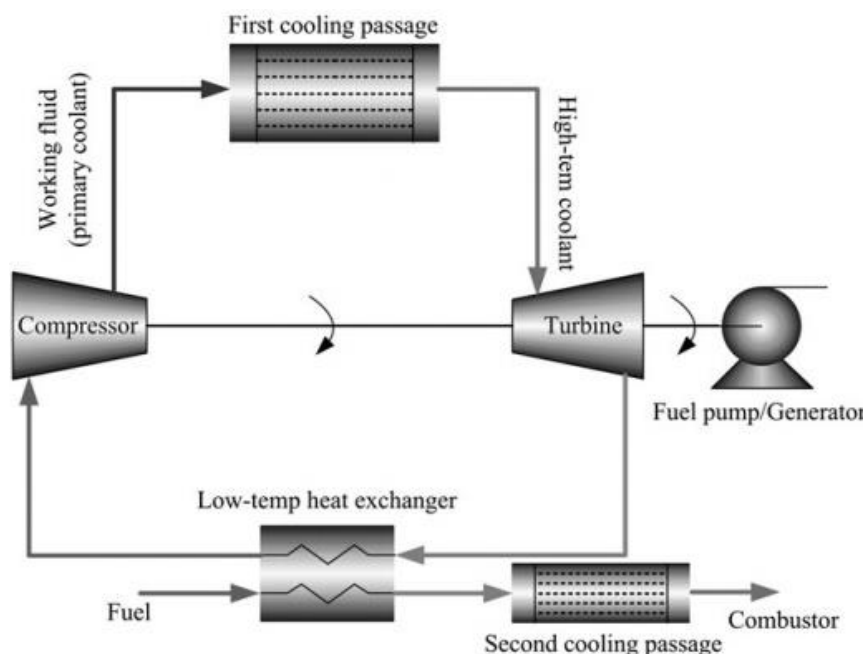
(علمی-ترویجی)

مروری بر مطالعات انجام شده بر روی موتورهای رجمت و اسکرمجت از دیدگاه آگزری و انرژی

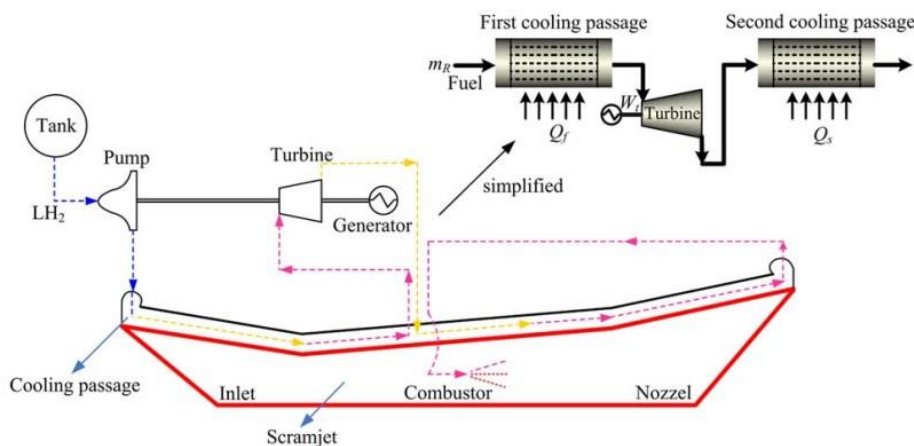
گذرگاه خنک کن دوم و نسبت فشار سیکل و راندمان توربین مورد بررسی قرار گرفت.

در سال ۲۰۱۲ میلادی کین و همکاران [۹] به بررسی ترمودینامیکی یک موتور اسکرمجت با بازیاب شیمیایی پرداخته‌اند (شکل ۱۱). در این مقاله، عملکرد اسکرمجت با سوخت هیدروژن مورد بررسی قرار گرفت. در مدل پیشنهادی آنها گرمای تلف شده موتور بوسیله سوخت هیدروژنی از دیواره اسکرمجت گرفته می‌شود و با سوخت به محفظه احتراق برگردانده می‌شود تا عملیات احتراق برای تولید تراست انجام شود. بالانس انرژی در قسمت بازیاب شیمیایی و محفظه احتراق انجام شد. در آخر اثرات بازیاب فشار در ارزش حرارتی سوخت و پارامترهای عملکردی اسکرمجت مورد بررسی قرار گرفت.

در سال ۲۰۱۰ میلادی کین و همکاران [۸] به بهینه‌سازی یک موتور اسکرمجت با سیکل بازگرمایش پرداختند (شکل ۱۰). در این تحقیق مطالعات ترمودینامیکی با هدف بررسی پارامترهای ترمودینامیکی موثر در عملکرد موتور اسکرمجت و بهینه‌سازی آن انجام شده بود. در مدل پیشنهادی آنها هیدروژن مایع توسط پمپی که به یک توربین متصل بود، به سمت سینک گرمایی تعبیه شده در بالای کانال اسکرمجت منتقل می‌شد. این سینک گرمایی در سرتاسر کانال اسکرمجت تعبیه شده بود. دمای سوخت بعد از عبور از سینک گرمایی افزایش یافته و به سمت محفظه احتراق منتقل می‌شود. آنالیز ترمودینامیکی سیکل انتخابی آنها انجام شد و قانون اول ترمودینامیک در تمام اجزای سیکل مورد بررسی قرار گرفت. اثرات دمای خروجی از



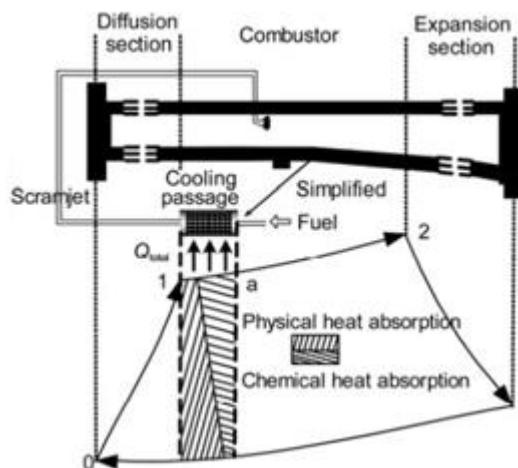
شکل (۹): نمایی از مدل سیستم حرارتی کین [۷].



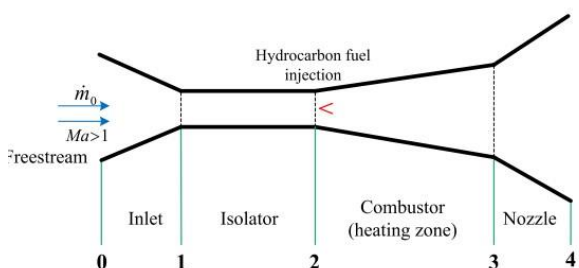
شکل (۱۰): مدل اسکرمجت سیکل پیشنهادی کین [۸].

(علمی-ترویجی)
جاماسب پیرکندی و علیرضا زلفی

در سال ۲۰۱۴ میلادی یانگ^۲ و همکاران [۱۱] به بررسی ترمودینامیکی روی تراست مخصوص یک موتور اسکرمجت با سوخت هیدروکربنی پرداختند. آنها با ایجاد یک سیکل ترمودینامیکی ایده‌آل برایتون به بررسی عملکرد موتور اسکرمجت و تراست تولیدی آن در شرایط محیطی مختلف پرداختند. آنها برای هر قسمت موتور تحلیل‌های ترمودینامیکی مختلفی را انجام دادند. آنالیز ترمودینامیکی در هر بخش سیکل انجام شد. همچنین اثرات نسبت هم‌ارزی بر روی حداکثر نسبت فشار و اثرات دمای حداکثر بر تراست مخصوص بررسی شد. در شکل ۱۳ مدل پیشنهادی چان یانگ ارائه شده است.



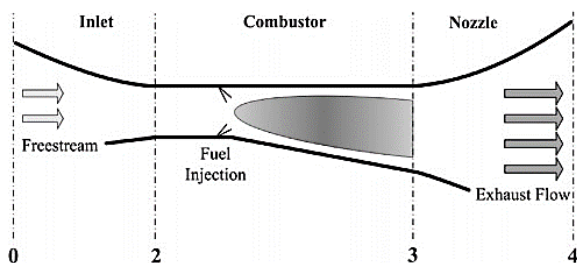
شکل (۱۱): نمونه مدل اسکرمجت با بازیاب شیمیایی [۹].



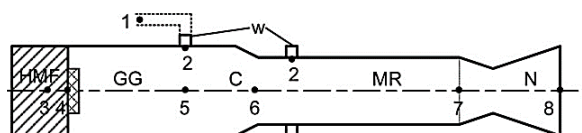
شکل (۱۳): مدل اسکرمجت کینگ یانگ [۱۰].

در سال ۲۰۱۵ میلادی ژانگ^۳ و همکاران [۱۲] به مطالعه و بررسی ترمودینامیکی عملکرد بهینه یک موتور اسکرمجت در اعداد ماخ بالا پرداخته‌اند. هدف آنها از این مطالعه یافتن یک مدل ترمودینامیکی برای اسکرمجت در شرایط کاری با اعداد ماخ بالا بود. آنالیز ترمودینامیکی در تمام اجزای سیکل انجام شد. آنها با این مدل توانستند اثرات متغیرهای طراحی دلخواه از جمله نسبت فشار ورودی و نسبت هم‌ارزی سوخت و راندمان ورودی هوا را بر متغیرهای عملکردی موتور که شامل تراست ویژه و ضربه ویژه بود، را بررسی کنند. در شکل ۱۴ مدل پیشنهادی دوزانگ ارائه شده است.

در سال ۲۰۱۲ میلادی یانگ و ماوگانگ^۱ [۱۰] به بررسی ترمودینامیکی موتور رمجت با سوخت پایه منیزیم پرداخته‌اند. آنها با مدل کردن سیکل ترمودینامیکی موتور رمجت، پارامترهای عملکردی آن از جمله بازده حرارتی، بازده پیشران و ضربه ویژه را مورد بررسی قرار دادند. این مطالعه با تکیه بر سیستم پیشرانشی با سوخت منیزیم در محیط‌های زیردیا انجام شده است. سوخت پایه منیزیم شامل درصد بالای منیزیم به عنوان سوخت اصلی، درصد کمی آمونیوم پرکلرات به عنوان اکسید کننده و درصد کمی ماده چسبنده HTPB است. در مدل انتخابی یانگ، سوخت به صورت خام در محفظه مولد گاز می‌سوزد و در محفظه احتراق با آب ترکیب شده و عمل احتراق اصلی برای تولید تراست رخ می‌دهد. در نهایت اکسید منیزیم به همراه هیدروژن با سرعت بالا از نازل خارج می‌شود. در شکل ۱۲ مدل پیشنهادی یاجینگ ارائه شده است.



شکل (۱۴): مدل انتخابی موتور اسکرمجت ژانگ [۱۲].



- | | |
|-------------------------------|---------------------------------------|
| HMF- Hydroreactive metal fuel | 1- Ambient water |
| GG- Gas generator | 2- Fulfilment of punching process |
| C-Comburator | 3- $p_3=p_4$ |
| MR- Mixing room | 4- Fulfilment of primary combustion |
| N- Nozzle | 5- $p_5=p_6$ |
| W- Water | 6- Fulfilment of secondary combustion |
| | 7- Nozzle inlet |
| | 8- Nozzle outlet |

شکل (۱۲): مدل رمجت پیشنهادی یانگ [۱۰].

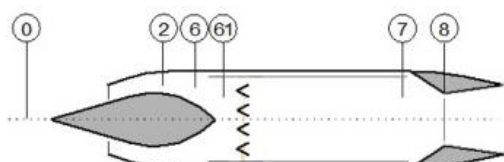
2. Yang
3. Zhang

1. Yang and Maogang

(علمی-ترویجی)

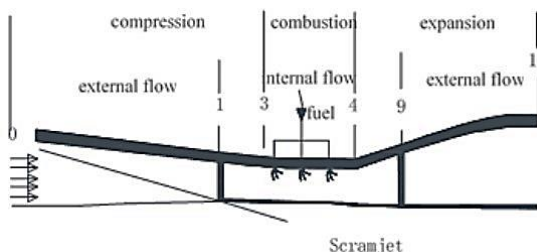
مروری بر مطالعات انجام شده بر روی موتورهای راجت و اسکرمجت از دیدگاه آگرژی و انرژی

در سال ۲۰۱۷ میلادی شهرت^۳ و همکاران [۱۵] به بررسی مفهومی عملکرد یک موتور راجت با سوخت هیدروژنی با استفاده از معادلات آگرژی پرداخته‌اند (شکل ۱۷). آنها در این مطالعه، با حل معادلات ترمودینامیکی از جمله بالانس آگرژی در هر قسمت موتور، بازده و نرخ آگرژی و برگشت ناپذیری قسمت‌های مختلف موتور را بدست آوردند



شکل (۱۷): مدل راجت تحلیل شده توسط شهرت [۱۵].

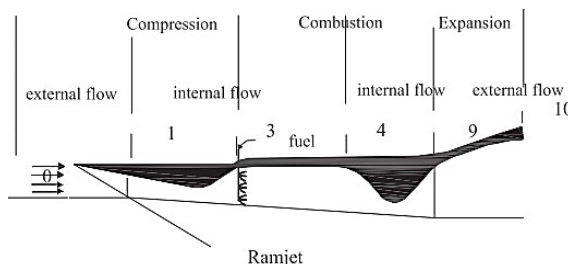
در سال ۲۰۱۷ میلادی، او و همکاران [۱۶] به تحلیل ترمودینامیکی عملکرد موتور اسکرمجت در شرایط گسترده کاری پرداخته‌اند (شکل ۱۸). آنها در این مطالعه عملکرد ترمودینامیکی مدل موتور اسکرمجت خود را بر پایه سیکل بسته برایتون مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق اثرات نسبت هم‌ارزی و بازده محفظه احتراق بر عملکرد موتور اسکرمجت در شرایط پروازی و فشار دینامیکی ثابت مورد بررسی قرار گرفت.



شکل (۱۸): نمونه مدل اسکرمجت تحلیل شده توسط او [۱۶].

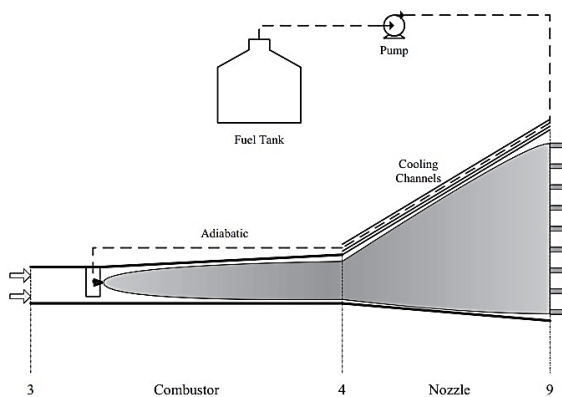
در سال ۲۰۱۷ میلادی آیاز^۴ و همکاران [۱۷] به بررسی ترمودینامیکی موتور راجت در اعداد ماخ مختلف پرداخته‌اند (شکل ۱۹). هدف آنها بدست آوردن عملکرد بهینه یک موتور راجت در اعداد ماخ مختلف بود. تحلیل‌های ترمودینامیکی در سه شرایط پروازی مختلف در نرم افزار گس تورب^۵ انجام شد و اثرات امواج شوک در ورودی هوا و اثرات دیگر قسمت‌های موتور راجت بر تولید آنتروپی بررسی شد.

در سال ۲۰۱۷ میلادی، او^۱ و همکاران [۱۳] در تحقیقی به تحلیل ترمودینامیکی یک موتور راجت در شرایط کاری مختلف پرداخته‌اند (شکل ۱۵). آنها در این مطالعه یک مدل معمولی از موتور راجت را برای بررسی کرده و مشخصه‌های عملکردی آن را در شرایط کاری مختلف بررسی کردند. آنها در این تحقیق ضمن بررسی کامل سیکل اثرات نسبت هم‌ارزی بر عملکرد موتور را مورد بررسی قرار دادند. همچنین در این مقاله مشخصه‌های تراکم برحسب نسبت هوا به سوخت، مساحت گلوگاه ورودی هوا، مساحت گلوگاه نازل مورد بررسی قرار گرفت.



شکل (۱۵): مدل انتخابی موتور راجت او [۱۳].

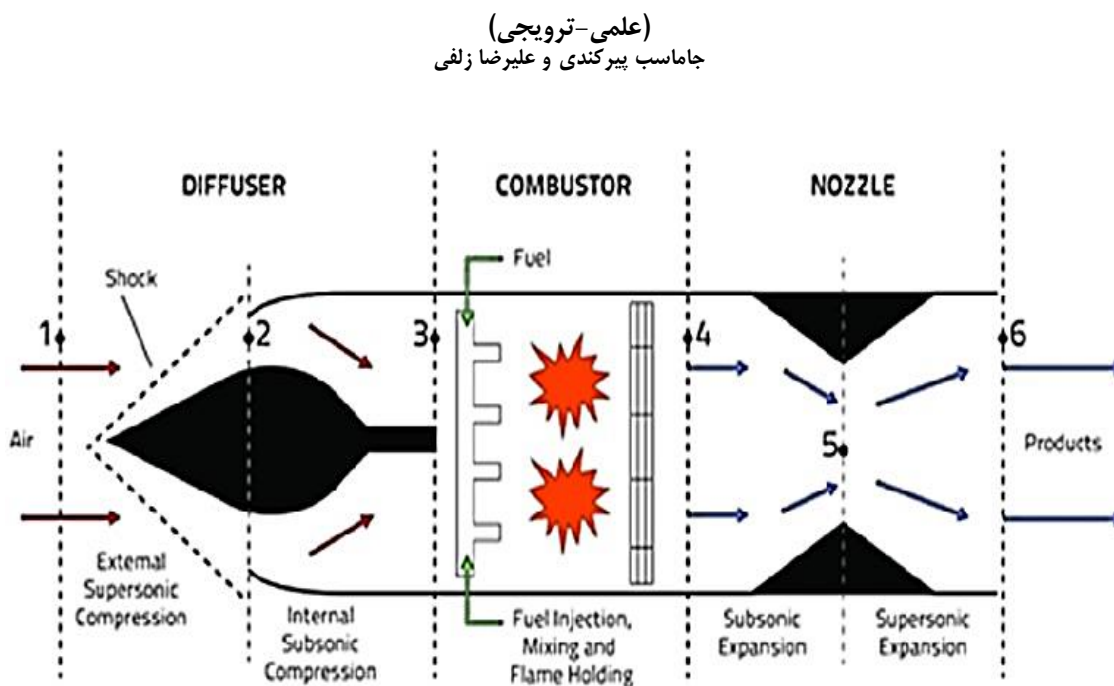
در سال ۲۰۱۷ میلادی، چنگ^۲ و همکاران [۱۴] به بررسی بازیاب گرما در نازل یک موتور اسکرمجت همراه با خنک‌کن دیواری پرداخته‌اند (شکل ۱۶). در این مطالعه یک فرایند انبساطی با بازیاب ارائه شده بود. آنها برای بدست آوردن عملکرد نازل با بازیاب، یک مدل یک بعدی انبساطی کوپل شده با سیستم خنک‌کن دیواری انتخاب کردند. در این تحقیق محاسبات نازل به دو صورت خنک‌کاری کامل و جزئی انجام شده و همچنین اثرات دمای گازهای خروجی، عدد ماخ و نسبت مساحت نازل نیز مورد بررسی قرار گرفته بود.



شکل (۱۶): مدل نازل انتخابی چنگ [۱۴].

3. Şöhret
4. Ayaz
5. Gas Turb

1. Ou
2. Cheng



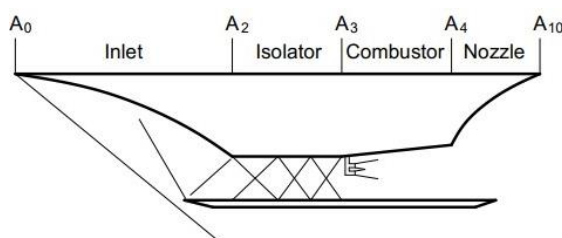
شکل (۱۹): نمونه مدل رمجت آیاز [۱۷].

بررسی و محاسبه شده و در ادامه تحقیق نمودارهای دما-آنترپپی و فشار-حجم مخصوص در مودهای مختلف رمجتی و اسکرمجتی استخراج شد.

در سال ۲۰۲۰ میلادی، ژیونگ^۳ و همکاران [۲۰] به بررسی اثرات تزریق آب بر عملکرد موتور اسکرمجت پرداخته‌اند (شکل ۲۲). آن‌ها در این مطالعه یک مدل ترمودینامیکی از موتور اسکرمجت با مساحت مقطع ثابت در محفظه احتراق بدست آوردند. آنالیز ترمودینامیکی در هر بخش موتور انجام شد. اثرات تزریق آب بر نسبت هم‌ارزی ماکزیمم، تراست ویژه و ضربه ویژه موتور اسکرمجت نیز بررسی شد. همچنین یک بهینه‌سازی برای بدست آوردن تراست مخصوص حداکثری نیز انجام گرفت.

با توجه به بررسی‌های انجام شده مشخص شد که در یک دهه اخیر مطالعات ترمودینامیکی و اگزروزیک قابل توجهی در خصوص موتورهای رمجت و اسکرمجت انجام شده است. این مطالعات عمدتاً شامل بررسی‌های عملکردی سیستمی موتور رمجت یا اسکرمجت بوده و در برخی موارد به سیستم‌های جانبی آنها از جمله سیستم خنک‌کاری نیز پرداخته شده است. در شکل‌های ۲۳-۲۵ به ترتیب روند رشد تحقیقات در خصوص موتور رمجت، اسکرمجت و مجموع دو موتور از دیدگاه ترمودینامیکی نشان داده شده است. در جدول ۱ نیز خلاصه تحقیقات بررسی شده ارائه شده است.

در سال ۲۰۱۷ میلادی جی^۱ و همکاران [۱۸] به بررسی ترمودینامیکی موتور اسکرمجت با سوخت هیدروژن در اعداد ماخ بالا پرداخته‌اند (شکل ۲۰). هدف آنها از این مطالعه، بدست آوردن مشخصه‌های حالت پایدار یک مدل موتور اسکرمجت بر پایه سیکل ترمودینامیکی بود. آنالیز ترمودینامیکی در هر بخش موتور انجام شد. در این تحقیق اثرات متغیرهای فشاری و انبساطی و اثر نسبت فشار استاتیکی و دمای خروجی از محفظه احتراق بر مشخصه‌های حالت پایدار موتور بررسی شد.



شکل (۲۰): نمونه مدل اسکرمجت جی [۱۸].

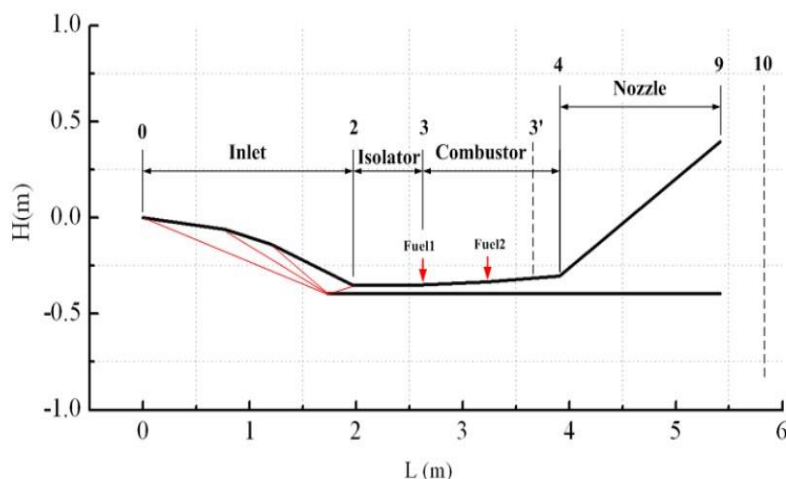
در سال ۲۰۱۷ میلادی، ما^۲ و همکاران [۱۹] به بررسی ترمودینامیکی یک مدل اسکرمجت در مودهای متفاوت محفظه احتراق پرداخته‌اند (شکل ۲۱). مودهای محفظه احتراق به صورت احتراق مادون صوت (رمجت) و مافوق صوت (اسکرمجت) بود. در این مطالعه اثرات تغییر پارامترهای آیرودینامیکی در طول کانال بر عملکرد مدل انتخابی

3. Xiong

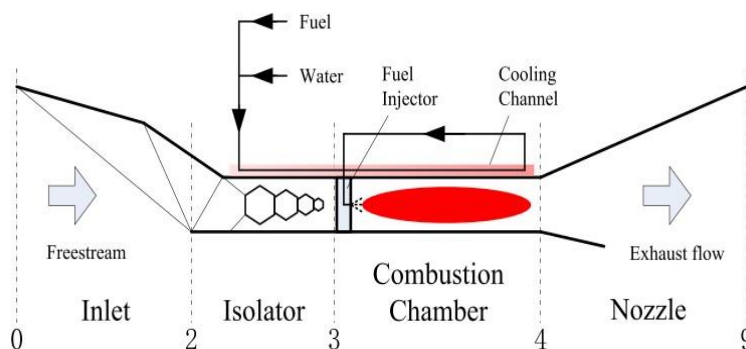
1. Ji
2. Ma

(علمی-ترویجی)

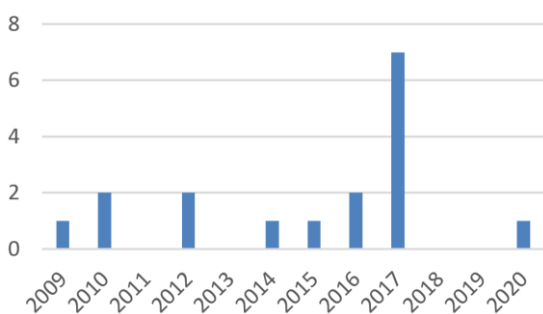
مروری بر مطالعات انجام شده بر روی موتورهای رمجت و اسکرمت از دیدگاه آگزری و انرژی



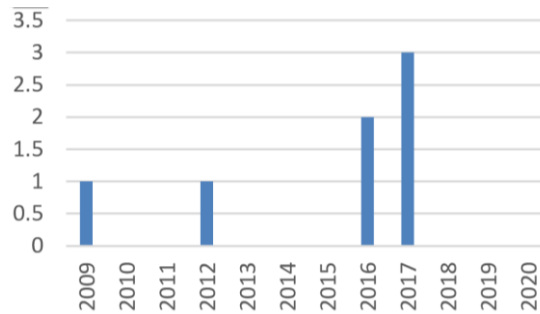
شکل (۲۱): نمونه مدل انتخابی ما [۱۹].



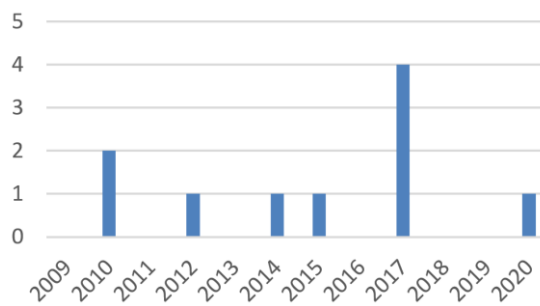
شکل (۲۲): نمونه مدل اسکرمت ژیونگ [۲۰].



شکل (۲۵): روند تحقیقات انجام شده در خصوص موتورهای رمجت و اسکرمت.



شکل (۲۳): روند تحقیقات انجام شده در خصوص موتورهای رمجت.



شکل (۲۴): روند تحقیقات انجام شده در خصوص موتورهای اسکرمت.

۵- جمع بندی

قانون دوم ترمودینامیک و آگزری 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 آگزری نیز مورد بررسی

(علمی-ترویجی)
جاماسب پیرکندی و علیرضا زلفی

تحقیقات انجام شده نشان می‌دهد بیشترین تخریب آگزروی در محفظه احتراق و ورودی هوا رخ می‌دهد. واکنش‌های شیمیایی در محفظه احتراق و شاک‌های رخ داده در ورودی هوا منبع اصلی تخریب آگزروی در موتورهای اسکرم جت و رم جت می‌باشد.

قرار گیرد. با توجه به اهمیت موتورهای رم جت و اسکرم جت در سیستم‌های پیش‌رانش هوایی در این مقاله سعی شده است تمامی مقالات و پژوهش‌های علمی انجام شده در سال‌های اخیر بررسی و ارائه شود. بررسی‌ها نشان می‌دهد که در ده سال اخیر تحلیل‌های ترمودینامیکی در خصوص موتورهای رم جت و اسکرم جت روند رو به رشد مناسبی دارد. از سوی دیگر، بررسی

جدول (۱): خلاصه تحقیقات بررسی شده در این پژوهش.

ردیف	محقق	سال	نوع موتور	مطالعات
۱	لاتیپوف [۶]	۲۰۰۹	رم جت	تحلیل آگزروی در یک داکت رم جتی
۲	کین و همکاران [۷]	۲۰۱۰	اسکرم جت	بررسی ترمودینامیکی سیستم حرارتی اسکرم جت بر پایه سیکل برایتون
۳	کین و همکاران [۸]	۲۰۱۰	اسکرم جت	بهینه سازی یک موتور اسکرم جت با سیکل بازگرمایش
۴	کین و همکاران [۹]	۲۰۱۲	اسکرم جت	بررسی ترمودینامیکی یک موتور اسکرم جت با بازیاب شیمیایی
۵	یانگ و ماوگنگ [۱۰]	۲۰۱۲	رم جت	بررسی ترمودینامیکی موتور رم جت با سوخت پایه منیزیم
۶	یانگ و همکاران [۱۱]	۲۰۱۴	اسکرم جت	بررسی ترمودینامیکی روی تراست مخصوص یک موتور اسکرم جت با سوخت هیدروکربنی
۷	ژانگ و همکاران [۱۲]	۲۰۱۵	اسکرم جت	بررسی ترمودینامیکی عملکرد بهینه یک موتور اسکرم جت در عددهای ماخ بالا
۸	او و همکاران [۱۳]	۲۰۱۷	رم جت	تحلیل ترمودینامیکی یک موتور رم جت در شرایط کاری گسترده
۹	چنگ و همکاران [۱۴]	۲۰۱۷	اسکرم جت	بررسی بازیاب گرما در نازل موتور اسکرم جت همراه با خنک‌کن دیواری
۱۰	شهرت و همکاران [۱۵]	۲۰۱۷	رم جت	بررسی عملکرد یک موتور مفهومی رم جت با سوخت هیدروژنی با استفاده از معادلات آگزروی
۱۱	او و همکاران [۱۶]	۲۰۱۷	اسکرم جت	تحلیل ترمودینامیکی عملکرد موتور اسکرم جت در شرایط گسترده کاری
۱۲	ایاز و همکاران [۱۷]	۲۰۱۷	رم جت	بررسی ترمودینامیکی موتور رم جت در اعداد ماخ مختلف
۱۳	جی و همکاران [۱۸]	۲۰۱۷	اسکرم جت	بررسی ترمودینامیکی موتور اسکرم جت با سوخت هیدروژن در اعداد ماخ بالا
۱۴	ما و همکاران [۱۹]	۲۰۱۷	اسکرم جت	بررسی ترمودینامیکی اسکرم جت در مدهای مختلف محفظه احتراق
۱۵	ژیونگ و همکاران [۲۰]	۲۰۲۰	اسکرم جت	بررسی اثرات تزریق آب بر عملکرد اسکرم جت

۶- مراجع

- [1] Fry, R.S., "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, pp. 27-58, 2004.
- [2] Pirkandi, J., Mahmoodi, M., Hassanifar, M., and Ommian, M., "Thermodynamic and Exergical Modeling and Analysis of a Turbojet Engines without Afterburner", *University of Tabriz, Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 49, No. 2, pp. 31-40, 2019.
- [3] Balli, O., Aras, H., Aras, N., and Hepbasli, A., "Exergetic and Exergoeconomic Analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE)", *International Journal of Exergy*, Vol. 5, No. 5/6, pp. 567-581, 2008.
- [4] Aliehyaei, M., Anjiridezfuli, A., and Rosen, M., "Exergetic Analysis of an Aircraft Turbojet Engine with an Afterburner", *Journal of Thermal Science*, Vol. 17, No. 4, pp. 1181-1194, 2013.
- [5] Turgut, E.T., Karakoc, H., and Hepbasli, A., "Exergy Analysis of a Turbofan Engine: Cf6-80." *3rd International Green Energy Conference*, Sweden, 2007.
- [6] Latypov, A.F., "Exergy Analysis of Ramjet", *Thermophysics and Aeromechanics*, Vol. 16, No. 2, pp. 303-313, 2009.
- [7] Qin, J., Zhou, W., Bao, W., and Yu, D., "Thermodynamic Analysis and Parametric Study of a Closed Brayton Cycle Thermal Management System for Scramjet", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 35, No. 1, pp. 356-364, 2010.
- [8] Qin, J., Zhou, W., Bao, W., and Yu, D., "Thermodynamic Optimization for a Scramjet with Re-cooled Cycle", *Acta Astronautica*, Vol. 66, No. 9-10, pp. 1449-1457, 2010.
- [9] Qin, J., Zhou, W., Bao, W., and Yu, D., "Thermodynamic Analysis for a Chemically Recuperated Scramjet", *Journal of Science China Technological Sciences*, Vol. 55, No. 11, pp. 3204-3212, 2012.
- [10] Yang, Y. and He, M., "Thermodynamic Cycle Analysis of Ramjet Engines Using Magnesium-based Fuel", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 22, No. 1, pp. 75-84, 2012.
- [11] Yang, Q., Chang, J., and Bao, W., "Thermodynamic Analysis on Specific Thrust of the Hydrocarbon Fueled Scramjet", *Energy*, Vol. 76, pp. 552-558, 2014.
- [12] Zhang, D., Yang, Sh., Zhang, S., Qin, J., and Bao, W., "Thermodynamic Analysis on Optimum Performance of Scramjet Engine at High Mach Numbers", *Energy*, Vol. 90, pp. 1046-1054, 2015.
- [13] Ou, M., Yana, L., Tang, J.-f., Huang, W., Chenc, X.-q., "Thermodynamic Performance Analysis of Ramjet Engine at Wide Working Conditions", *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 132, pp. 1-12, 2017.
- [14] Cheng, K., Feng, Y., Jiang, Y., Zhang, S., Qin, J., Zhang, D., and Bao, W., "Thermodynamic Analysis for Recuperation in a Scramjet Nozzle with Wall Cooling", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 121, pp. 153-162, 2017.
- [15] Şöhret, Y., Ekici, S., and Karakoc, T.H., "Using Exergy for Performance Evaluation of a Conceptual Ramjet Engine Burning Hydrogen Fuel", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 43, No. 23, pp. 10842-10847, 2018.
- [16] Ou, M., Yan, L., Huang, W., and Chen, X.-q., "Thermodynamic Performance Analysis of Scramjet at Wide Working Condition", *7th European Conference for Aeronautics and Space Science (EUCASS)*, Milan, Italy, 2017.
- [17] Ayaz, S.K. and Altuntaş, Ö., "Assessment of a Ramjet Engine for Different Mach Numbers", *International Journal of Sustainable Aviation*, Vol. 3, No. 4, pp. 325-340, 2017.
- [18] Ji, Z., Wang, B., and Zhang, H., "Steady State Characteristics of Scramjet Engines Using Hydrogen for High Mach Numbers", *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, China, 2017.
- [19] Ma, W., Yin, Z., Pan, C., Li, B., and Zhang, H., "Thermodynamics Cycle Analysis of a One-Dimensional Scramjet Model in Different Combustion Modes", *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, China, 2017.
- [20] Xiong, Y., Qin, J., Cheng, K., and Wang, Y., "Influence of Water Injection on Performance of Scramjet Engine" *Energy*, Vol. 201, p. 117477, 2020.