

امکان سنجی استفاده از سیستم مگنتوهیدرودینامیک برای افزایش محدوده ماخ عملیاتی یک موتور توربین گاز هوایی

چکیده: امروزه افزایش ماخ عملیاتی موتورهای توربینی هوایی مورد توجه دانشمندان قرار دارد. استفاده از انرژی مگنتوهیدرودینامیک (MHD)^۱ سبب استفاده از موتور توربوجت در پرنده با سرعت سوپرسونیک می شود. برای عملکرد موتور توربوجت در پرنده های با سرعت سوپرسونیک نیاز به کاهش سرعت جریان ورودی است. در این روش جدید، انرژی جنبشی زیاد جریان سوپرسونیک ورودی، به انرژی الکتریکی تبدیل شده و با کاهش سرعت جریان هوای ورودی، علاوه بر ایجاد امکان عملکرد مناسب موتور توربینی، از انرژی الکتریکی برای شتاب دادن به جریان گاز خروجی استفاده می شود. در این تحقیق چرخه ترمودینامیکی یک موتور توربوجت با سیستم MHD، برای عملکرد مناسب این موتور در ماخ بالاتر از ۲، تحلیل و پارامترهای مؤثر بر تراست تولیدی و بازده، بررسی می شوند. نتایج نشان می دهند که اعمال میدان مغناطیسی به جریان، ضمن تامین شرایط مناسب موتور توربوجت در ماخ بالا، انرژی جنبشی جریان سرعت بالا را به انرژی الکتریکی تبدیل کرده و در نهایت صرف افزایش تراست می گردد و محدوده ماخ عملیاتی موتور توربوجت را افزایش می دهد. نتایج حاکی از آن است که در محدوده ماخ ۲ تا ۴ تراست مخصوص در موتور مورد مطالعه تا 343 N/(kg/s) افزایش می یابد.

واژه های راهنما: موتور توربین گاز هوایی، افزایش محدوده ماخ عملیاتی، افزایش نیروی پیشران، چرخه ترمودینامیکی، انرژی کنار گذر MHD.

بهروز شهریاری*
استادیار

سیدحمیدرضا
ساداتپور
کارشناسی ارشد

سیدمحمدرضا
افقاری
دکتری،
مجتمع دانشگاهی مکانیک،
دانشگاه صنعتی مالک اشتر

مقاله علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۲/۰۶/۳۱

بازنگری: ۱۴۰۲/۰۹/۲۰

پذیرش: ۱۴۰۲/۱۲/۲۲

Feasibility of using magneto hydrodynamic system for increasing the operational Mach range of an aero gas turbine engine

Behrooz
Shahriari*
Assistant professor

Syed Hamidreza
Sadatpooor
M.Sc.

Syed
Mohammadreza
Afghari
PhD.,
Faculty of Mechanics,
Malek Ashtar University
of Technology

Abstract: Today, increasing the operating Mach of air turbine engines is the focus of scientists. The use of magneto-hydrodynamic (MHD) energy allows the use of a turbojet engine in a supersonic flight. For the performance of turbojet engine in supersonic flight, it is necessary to reduce the speed of the inlet flow. In this new method, the high kinetic energy of the incoming supersonic flow is converted into electrical energy, and by reducing the speed of the incoming air flow, in addition to enabling proper operation of the turbine engine, electrical energy is used to accelerate the outgoing gas flow. In this research, the thermodynamic cycle of a turbojet engine with MHD system, for the proper operation of this engine at Mach 2 above, is analyzed and the parameters affecting the production thrust and efficiency are investigated. The results show that applying a magnetic field to the flow, while providing suitable conditions for the turbojet engine at high Mach, converts the kinetic energy of the high-speed flow into electrical energy and is ultimately used to increase the thrust and increase the operating Mach range of the turbojet engine. The results indicate that in the range of Mach 2 to 4, the specific thrust in the studied engine increases up to 343 N/(kg/s) .

Keywords: Aero gas turbine engine, Increasing the operational Mach range, Increase thrust, Thermodynamic cycle, MHD energy bypass

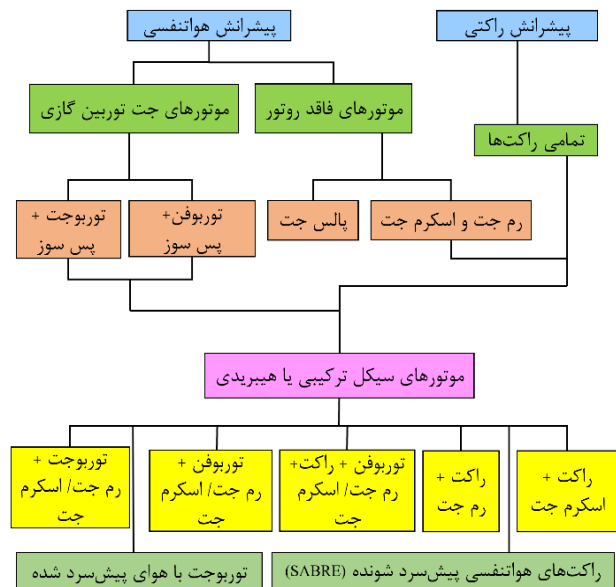
* نویسنده مسئول، shahriari@mut-es.ac.ir

¹ Magneto Hydrodynamic (MHD) energy bypass

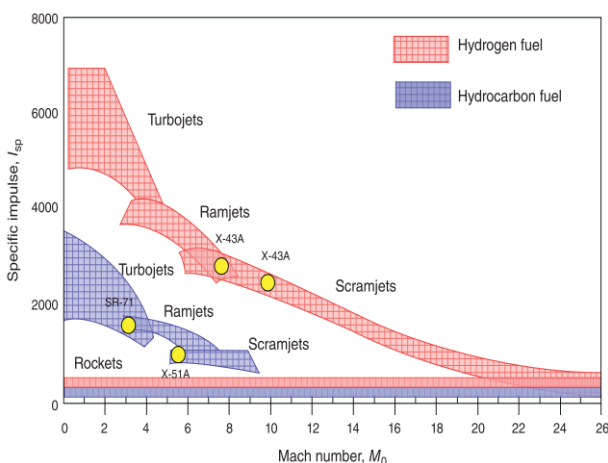
۱- مقدمه

نیاز به پرواز سریع تر و در ارتفاعات بالاتر، سابقه صد ساله دارد. پیشران جت شیمیایی یک حوزه تخصصی است که با سیستم هایی سر و کار دارد که در آن تولید نیروی رانش با انبساط مستقیم گاز (سیال عامل) مورد استفاده توسط موتور، به دست می آید و آنها را می توان مطابق شکل (۱) به دو گروه عمده موتورهای هوا تنفسی و موتورهای راکت تقسیم کرد؛ موتورهای هوا تنفسی را می توان به موتورهای جت توربین گازی (توربوجت، توربوفن) و موتورهای جت بدون روتور (پالس جت، رم جت و اسکرم جت) تقسیم کرد که همگی بر اساس سیکل قدرت استاندارد هوای باز هستند [۱].

روتور دوار مرکزی با توجه به حذف توربین و به دنبال آن حذف محدودیت دمایی آن، می تواند با حداکثر دمای سیکل بالاتری کار کند [۲]. در آغاز دهه سوم قرن بیست میلادی، استفاده از موتورهایی مانند رم جت یا اسکرم جت که فاقد قسمت دوار باشند، رویایی دور از ذهن به نظر می رسید. با این حال توسعه این سامانه های پیشران در واقع گامی دیگر به سوی پیشرفت و تکامل صنعت هوافضا و به خصوص بخش پیشران به حساب می آمد. در موتورهای رم جت هوای ورودی به موتور متراکم شده و با سوخت مخلوط می شود تا در محفظه احتراق با سرعت مادون صوت مشتعل شده و با عبور از نازل نیروی پیشران مورد نظر به دست آید. موتور رم جت موتور هوا تنفسی برای پرواز در محدوده ماخ ۳ تا ۵ می باشد [۱]. نکته بسیار مهمی که باید به آن توجه نمود این است که نیاز به رسیدن به سرعت مادون صوت جریان در محفظه احتراق موتور رم جت، برای سرعت های پروازی بیشتر از ماخ ۵، سبب افزایش دما به اندازه ای می شود که اغلب فلزهای صنعتی و مشهور در آن دما به سرعت ذوب می شوند [۲]. در شکل (۲) ضربه ویژه نسبت به محدوده سرعت، برای موتورهای جت مختلف رسم شده است. با دقت در این شکل می توان دریافت که رم جت ها سرعت محدودی دارند لذا برای برطرف کردن مشکل افزایش دما و دستیابی به سرعت های بالاتر از ماخ ۵، استفاده از موتورهای اسکرم جت پیشنهاد شد. موتور اسکرم جت در واقع موتور رم جتی است که محفظه احتراق آن شرایط لازم را برای احتراق مافوق صوت فراهم می آورد؛ به این معنی که در محفظه احتراق موتورهای اسکرم جت احتراق دیگر به صورت مادون صوت رخ نمی دهد [۳].



شکل ۱ انواع سیستم های پیشران جت شیمیایی [۱]



شکل ۲ ضربه ویژه نسبت به ماخ ورودی برای انواع موتورهای جت [۱]، [۴]

موتور رم جت با احتراق زیر صوت و موتور رم جت با احتراق مافوق صوت (اسکرم جت) نمی توانند در سرعت های زیر صوت

به طور کلی سیر تکامل موتورهای پیشران از موتورهای ملخی آغاز و به موتورهای توربوجت، توربوفن، رم جت و در نهایت به اسکرم جت ختم می شود. در موتورهای ملخی، نیروی پیشران مورد نیاز برای پرواز از برهم کنش میان سیال و پره های دوار ملخ فراهم می شود. در موتورهای جت توربینی اعم از توربوجت و توربوفن، نیروی پیشران توسط مراحل تراکم هوا در کمپرسور، احتراق مخلوط سوخت و هوای پر فشار در محفظه احتراق، تولید توان برای گردش روتور در توربین توسط گاز پرانرژی حاصل از احتراق و انبساط این گازها در نازل فراهم می شود. در سرعت های پروازی بیشتر از حدود ماخ ۳، استفاده از ماشین های دوار، یعنی کمپرسورها برای افزایش فشار (ایجاد تراکم) لازم نیست زیرا می توان با تغییر ناحیه در ورودی موتور و دیفیوزر منتهی به محفظه احتراق به افزایش فشار بیشتر رسید؛ موتورهای بدون

مغناطیسی بر اساس دو اصل قابل درک می‌باشد: (الف) القای جریان الکتریکی به دلیل حرکت ماده رسانا در یک میدان مغناطیسی، (ب) تأثیر نیروی لورنتز حاصل از اندرکنش میدان مغناطیسی و جریان الکتریکی.

اولین تحقیق ثبت شده در مورد MHD به وسیله شیمیدان انگلیسی هامفری داوپی در سال ۱۸۲۱ انجام شده است، هنگامی که او نشان داد یک قوس الکتریکی می‌تواند به وسیله یک میدان مغناطیسی منحرف شود. بیش از یک دهه بعد از آن فارادی پی برد که می‌توان از یک سیال رسانا به‌عنوان ماده عامل در ژنراتور توان استفاده کرد [۸]. پس از این، افراد زیادی در این زمینه کار کردند از جمله بلاکارلویتز یک مهندس متولد مجارستان اولین سیستم MHD گازی را پیشنهاد کرد. او به همراه هالاسز یک دستگاه MHD آزمایشگاهی را ایجاد کرد و تا سال ۱۹۴۶ نشان داد که از طریق تزریق گاز کاری، مقدار کمی توان الکتریکی می‌توان استخراج کرد. ایده استفاده از سیستم MHD برای پیشرانش وسایل دریایی نیز اولین بار توسط رایس در سال ۱۹۶۱ آورده شد [۹]. MHD نقش مهمی در اخترفیزیک، مغناطیس سیاره‌ای، مهندسی و همجوشی هسته‌ای کنترل شده ایفا می‌کند [۱۰]، [۱۱].

داویدسون [۱۱] در متنی جامع به جای پرداختن به جزئیات ریاضی MHD، بر ایده‌های فیزیکی آن تأکید کرد و کاربردهای مهندسی از آن را بیان نمود.

فناوری انرژی کنارگذر MHD یک فناوری جدید است که تاریخچه آن چنان طولانی ندارد ولی با این حال به نظر می‌رسد اولین تحقیقات در این زمینه را ناسا در سال ۲۰۰۰ آغاز کرده باشد، تحقیقاتی که منجر به ارائه مقاله‌ای با عنوان «تحلیل چرخه ترمودینامیکی انرژی کنارگذر MHD در موتورهای هایپرسونیک» [۱۲] شد. این مقاله حاصل تلاش‌های سه گروه از دانشمندان آمریکا و روسیه بود. در این مقاله چرخه ترمودینامیکی یک موتور رمجت/اسکرم جت همراه با سیستم انرژی کنارگذر MHD مورد بررسی قرار گرفت و روابط حاکم بر آن استخراج شد. از این سال به بعد تعداد اندکی از مقالات بر پایه این تحقیقات ناسا انجام شده است.

بلنکسون و اسکندر [۱۳] در سال ۲۰۰۳ به بررسی موتور هایپرسونیک با استفاده از کنارگذر انرژی MHD با یک موتور توربوجت معمولی پرداختند. بنیو از مرکز تحقیقات گلن ناسا [۱۴] در سال ۲۰۱۰ چرخه ترمودینامیکی یک موتور توربوجت را مورد مطالعه قرار داد و تأثیرات استفاده از این سیستم را بر

مثلاً زمان برخاست پرنده عملکرد داشته باشند زیرا فشار دینامیکی هوا جهت افزایش فشار سیکل برای مقادیر عملکردی مناسب، کافی نیست؛ از آنجا که موتورهای رم جت و اسکرم جت در سرعت‌های پایین عملکرد جلوبرندگی مقرون به صرفه ندارند سایر سیکل‌های ترمودینامیکی، موتورهای جت توربینی (توربوجت و توربوفن) یا راکت‌ها نیاز خواهند شد [۲].

اگر ماموریت شامل عمل در ماورای اتمسفر زمین باشد راکت‌ها در دستور کار خواهند بود. برای عملکرد مناسب در درون اتمسفر یک ترکیب موتورهای هوا تنفسی توربینی و غیر توربینی (رم جت و اسکرم جت) و عمل در سیکل‌های ترکیبی است. نمونه‌ای از این موتورهای ترکیبی موتور توربو-رم جت است که در سرعت‌های پایین بخش توربینی عمل کرده و در سرعت‌های بالا بخش توربینی از مدار خارج و بخش رم جت وارد عمل می‌شود. از معایب موتورهای سیکل ترکیبی، وزن بالا، پیچیدگی زیاد این سامانه و هزینه بالای دوره عمر می‌باشد. روش دیگر که یک روش نوین و در دست مطالعه است، انرژی کنارگذر مگنتوهیدرو دینامیک^۱ (MHD) نام دارد و در این تحقیق مورد بررسی قرار گرفته، باعث می‌شود از یک موتور جت توربینی معمولی علاوه بر سرعت‌های مادون صوت در محدوده مافوق صوت نیز نیروی پیشران قابل قبولی تولید کرد. در این روش جدید، انرژی جنبشی زیاد جریان هوا در سرعت‌های مافوق صوت هدر نمی‌رود بلکه این انرژی جنبشی تبدیل به انرژی الکتریکی شده و با این کار سرعت جریان هوای ورودی به موتور کاهش یافته و در نهایت از همین انرژی الکتریکی برای شتاب دادن به جریان گاز خروجی استفاده می‌شود.

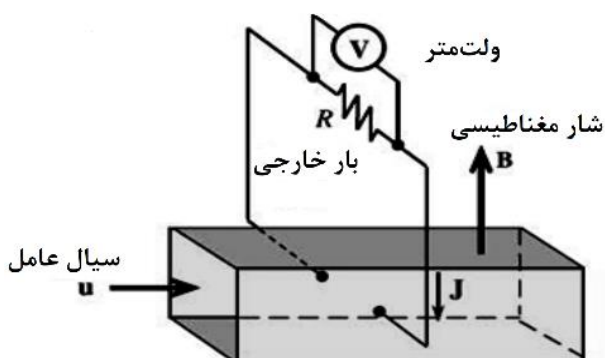
مگنتوهیدرو دینامیک پدیده‌ای است که در سیال رسانای الکتریسته در حضور یک میدان مغناطیسی به وقوع می‌پیوندد [۵]. وقتی جریان الکتریکی از طریق یک سیال رسانای الکتریسته که بین دو الکترود قرار گرفته انتقال پیدا می‌کند، در حضور یک میدان مغناطیسی خارجی عمود بر جهت جریان، یک نیروی حجمی به نام نیروی لورنتز ایجاد می‌شود. به دلیل این نیروی حجمی توزیع شده، سیال رسانا اختلاف فشاری را تجربه می‌کند که سبب جریان یافتن سیال در طول کانال می‌شود [۶]. پدیده MHD اندرکنش بین فلزات مایع یا ذرات فرومغناطیس داخل جریان و میدان الکترومغناطیسی است؛ در مدل MHD معادلات ماکسول الکترو دینامیکی با معادلات سیال، ترکیب می‌شوند که نیروهای لورنتز حاصل از میدان مغناطیسی را نیز شامل می‌شود. ترکیب بین میدان جریان سیال و میدان

¹ Magneto Hydrodynamic (MHD) energy bypass

این موتور مینی توربوجت همراه با این سیستم در سرعت‌های سوپرسونیک بررسی می‌شود.

۲- آشنایی با مفاهیم کلی حاکم

مگنتوهیدرودینامیک زمینه ای نظری است که به مطالعه دینامیک سیالات با خاصیت رسانایی الکتریکی می‌پردازد و از سه کلمه گرفته شده است. کلمه مگنتو به معنی میدان مغناطیسی، هیدرو به معنی سیال و دینامیک به معنی حرکت می‌باشد. وقتی که یک گاز یونیزه شده در راستای عمود بر یک میدان مغناطیسی جریان پیدا می‌کند یک میدان الکتریکی القاء می‌کند که جهت آن عمود بر بردار جریان سیال و بردار میدان مغناطیسی می‌باشد و الکترون‌ها و یون‌های گاز سیال تحت تأثیر میدان الکتریکی القایی جریان الکتریکی را بوجود می‌آورد. در شکل (۳) نمایی از سیستم مگنتوهیدرودینامیک نشان داده شده است.



شکل ۳ طرح واره سیستم مگنتوهیدرودینامیک [۱۵]

تبدیل مگنتوهیدرودینامیک، کاربردی فنی از پلاسما محسوب می‌گردد که امکان تولید انرژی الکتریکی از انرژی جنبشی پلاسما را فراهم می‌آورد. از نظر فیزیکی، پلاسمایی که در مبدل MHD مورد استفاده قرار می‌گیرد، دمایش در مقایسه با پلاسمای مورد استفاده در گداخت هسته ای فوق‌العاده پایین تر است. ژنراتورهای MHD در یک چرخه مگنتوهیدرودینامیک در نقش یک ماشین الکتریکی ظاهر می‌شوند، یعنی می‌توان از انرژی حرکتی خطی ذرات پلاسمای متحرک برای تولید برق DC استفاده کرد و برعکس می‌توان از انرژی برق DC برای شتاب دادن ذرات پلاسما استفاده نمود، به عبارتی تبدیل مگنتوهیدرودینامیک یک فرآیند دو طرفه است که در سیستم انرژی کنارگذر MHD از هر دو طرف فرآیند استفاده می‌شود. [۱۴]

روی یک موتور توربوجت بررسی نمود و نشان داد که اعمال میدان مغناطیسی در مسیر جریان مافوق صوت در محدوده ۲ تا ۳/۵ ماخ، رانش ویژه را تا ۴۲۰ نیوتن بر کیلوگرم بر ثانیه افزایش می‌دهد. همچنین با استفاده از یک سیستم کنارگذر انرژی MHD، ممکن است پکت عملیاتی یک هواپیمای مافوق صوت به رژیم پرواز مافوق صوت افزایش یابد.

درخشان و یزدانی در سال ۲۰۱۵ به تحلیل عددی عملکرد یک میکروپمپ مگنتوهیدرودینامیک پرداختند [۶]. آنها یک مدل سه بعدی را برای بررسی جریان سیال در این میکروپمپ توسعه دادند و معادلات را به صورت عددی با استفاده از روش حجم محدود و الگوریتم سیمپل حل نمودند.

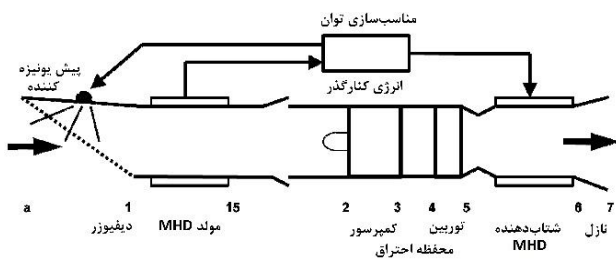
حق پرست و همکاران در سال ۲۰۱۵ یک پیشرانه مگنتوهیدرودینامیکی دریایی را برای اولین بار به صورت کاملاً سه بعدی شبیه سازی کردند و پارامترهای عملکردی آن را مورد بررسی قرار دادند [۱۵]. در این شبیه سازی میدان های الکتریکی، مغناطیسی و سرعت سیال به صورت سه بعدی در نظر گرفته شدند و اثر ناهمسانی میدان های الکتریکی و مغناطیسی بر جریان انتهایی و عملکرد پیشرانه تحلیل گردیدند.

وثوق و کارگر شریف آباد در سال ۲۰۱۵ تأثیر مگنتوهیدرودینامیک بر روی فروسیال درون کانال استوانه‌ای را بررسی عددی نمودند [۱۶].

در این مطالعه، رفتار حرارتی و هیدرودینامیکی یک فروسیال (آب به علاوه ۲ درصد اکسید آهن) در یک کانال دو بعدی افقی و در حضور میدان های مغناطیسی مختلف، به صورت عددی با استفاده از مدل تک فاز و روش حجم محدود مورد بررسی قرار گرفت.

بررسی کاربرد فناوری MHD در حوزه پیشران‌ها نشان می‌دهد که تحقیقات در این زمینه، بیشتر در پمپ‌ها و پیشران‌ها دریایی بوده است. در حوزه پیشران‌ها هوایی تحقیقات بسیار اندکی روی موتورهای رم جت و اسکرم جت و همچنین موتور توربوجت مافوق صوت انجام شده است؛ این نشان می‌دهد بکارگیری این تکنولوژی در موتورهای هوایی امری بدیع است. با توجه به کلاس های مختلف موتورهای توربوجت، اعم از توربوجت معمولی، مینی توربوجت و میکرو توربوجت و کاربرد گسترده موتورهای مینی توربوجت، در این مقاله تحلیل چرخه ترمودینامیکی یک موتور مینی توربوجت موجود در کشور همراه با سیستم انرژی کنارگذر MHD مورد بررسی قرار می‌گیرد و پارامترهای مؤثر بر بازدهی این سیستم و مؤثر بر نیروی پیشران تولیدی ارزیابی می‌شوند. به عبارتی دیگر افزایش نیروی پیشران

تولیدشده می تواند برای نیاز های مختلف وسیله از جمله کنترل جریان پلازما در سراسر وسیله استفاده شود. [۱۴]



شکل ۴ نمایی شماتیک از یک موتور توربوجت همراه با سیستم انرژی کنارگذر MHD [۱۶]

۳- تحلیل چرخه ترمودینامیکی یک موتور توربوجت همراه با سیستم انرژی کنارگذر MHD

هدف اصلی در این مقاله امکان سنجی و اثبات تکنولوژی انرژی کنارگذر MHD در یک موتور توربوجت است. لازم به ذکر است که این نتایج مقدماتی هستند و به مطالعه بیشتر نیاز دارند. این تحلیل، یک تحلیل چرخه ترمودینامیکی نقطه به نقطه است که در آن فقط انرژی کنارگذر در نظر گرفته شده است. این تحلیل همچنین هیچ متغیری از سطح مقطع را در نظر نمی گیرد و دبی جریان هوای ورودی به موتور ثابت فرض می شود.

برای محاسبه نیروی پیشران از روابط رایج و شناخته شده موتورهای توربوجت استفاده می شود اما برای محاسبه فشار و دمای سکون هوا در بخش های اضافه شده به موتور توربوجت از این روابط استفاده می شود.

پیش یونیزه کننده: بر اساس معادلات اثبات شده در مرجع [۱۲] در پیش یونیزه کننده تغییرات فشار سکون اندک می باشد و می توان از آن ها صرف نظر نمود. اما تغییرات دمای سکون از رابطه (۱) بدست می آید:

$$T_{012} = \frac{T_{0a}}{1 - \chi \eta_{N(g)}} \quad (1)$$

که در این رابطه نسبت استخراج آنتالپی ($\eta_{N(g)}$) با استفاده از قدرت خروجی تولید شده توسط ژنراتور و آنتالپی جریان ورودی محاسبه می شود. این پارامتر نسبت تغییر آنتالپی سکون در دستگاه ژنراتور MHD به آنتالپی سکون ورودی است [۱۵]:

$$\eta_{N(g)} = \frac{P_{elec}}{\dot{m} C_p T_{0a}} \quad (2)$$

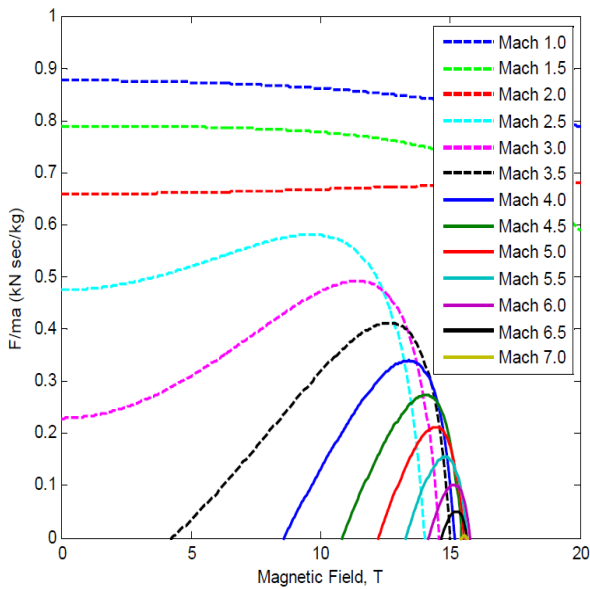
که در آن P_{elec} توان خروجی ژنراتور MHD (برحسب وات) و T_{0a} ، دمای سکون جریان آزاد هوا است و \dot{m} ، نرخ جریان جرم

یکی از روش های افزایش نیروی پیشران موتورهای هوایی در سرعت های سوپرسونیک و هایپرسونیک استفاده از سیستم انرژی کنارگذر MHD می باشد. تلفیق سیستم انرژی کنارگذر MHD با فناوری توربین گاز معمولی، مفهوم انقلابی و جدیدی ارائه می دهد که دارای سه مزیت متمایز است.

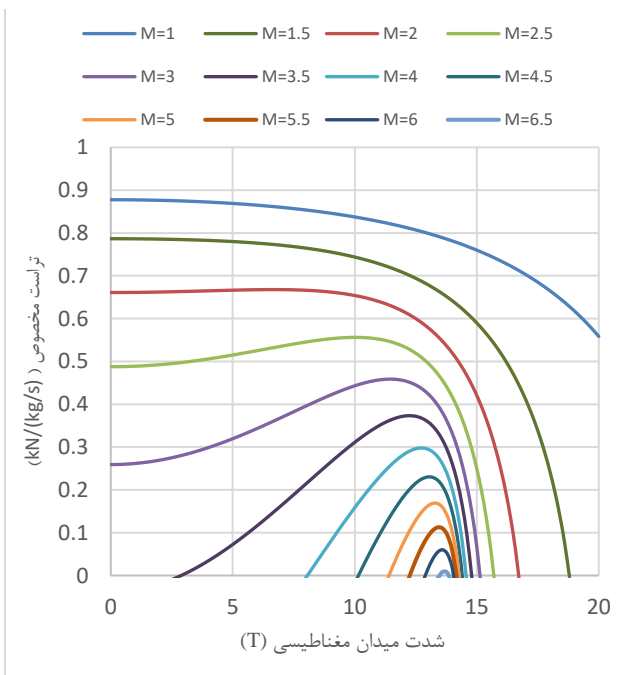
این سیستم به موتورهای توربوجت اجازه می دهد که به طور مداوم در دامنه ماخ ۰ تا ۷ کار کنند؛ تنها از سوخت هیدروکربن به جای هیدروژن استفاده می کند و در آخر، پتانسیل بالایی برای افزایش نیروی پیشران مخصوص دارد. سیستم انرژی کنارگذر MHD از سه بخش اصلی تشکیل شده که به ترتیب عبارتند از: ۱- دستگاه پیش یونیزه کننده که در ورودی موتور قرار گرفته است؛ جایی که جریان ورودی در ارتباط با میدان مغناطیسی یونیزه می شود و مزیت کنترل جریان را فراهم می کند. این جریان با ولتاژ بالا از روش تخلیه الکتریکی نانو ثانیه یونیزه می شود که در آن ولتاژ بالا طی مدت زمان کوتاهی اعمال می شود و از این طریق جریان هوای سرد در سرعت سوپرسونیک یونیزه می شود. ۲- دستگاه ژنراتور MHD که در جلوی موتور و قبل از کمپرسور واقع شده و به عنوان یک دستگاه کنترل جریان عمل می کند و انرژی الکتریکی لازم را برای دستگاه پیش یونیزه و شتاب دهنده MHD تأمین می کند. میدان های الکترومغناطیسی تولیدشده توسط ژنراتور MHD قادر به کنترل جریان ورودی متغیر هستند که شبیه به حالتی است که جریان با هندسه متغیر کنترل شود. ژنراتور MHD یک وسیله غیرممانع برای کاهش دمای کل است که می تواند توسط میدان مغناطیسی اعمال شده و تنظیم پارامتر بار کنترل شود. در ضمن دستگاه ژنراتور MHD دما و فشار هوای ورودی در ماخ های بالا را کاهش می دهد و بدین ترتیب دما و فشار عملیاتی یک موتور توربوجت را تأمین می کند. ۳- شتاب دهنده MHD که بعد از توربین و قبل نازل قرار گرفته و سرعت گازهای خروجی را افزایش می دهد و بدین ترتیب نیروی پیشران تولیدی را افزایش می دهد. شکل (۴) نمایی از این سیستم را به همراه یک موتور توربوجت نشان می دهد. [۱۴]

سه نتیجه مهم استفاده از این سیستم عبارتند از: اول، آنتالپی جریان ورودی به محفظه احتراق کاهش می یابد که باعث بهبود راندمان انرژی در محفظه احتراق، بدون تجاوز از محدودیت های دما بر مواد توربین می شود. دوم، میدان های الکترومغناطیسی اعمال شده می توانند با دست کاری ویژگی های جریان در ورودی سوپرسونیک/هایپرسونیک عملکرد خارج از طراحی را بهبود بخشیده و در نتیجه باعث کاهش افت فشار سکون و تغییرات آنتروپی نسبت به سایر روش ها شوند. سوم، توان الکتریکی

در این شکل محور افقی میدان مغناطیسی بر حسب تسلا و محور عمودی نیروی پیشران مخصوص می باشد. همان طور که در شکل (۵) ملاحظه می شود در زیر ماخ ۲ با افزایش میدان مغناطیسی هیچ گونه افزایشی در نیروی پیشران نخواهد بود اما از ماخ ۲ به بعد با افزایش میدان مغناطیسی اعمالی نیروی پیشران نیز افزایش می یابد. این افزایش نیروی پیشران همیشگی نخواهد بود و از یک میدان مغناطیسی خاص به بعد دوباره کاهش نیروی پیشران مشاهده می شود.



شکل ۵ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت Allison J-102 توسط بنیو [۱۴]



شکل ۶ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت Allison J-102 بدست آمده در تحقیق حاضر

هوای ورودی به ژنراتور MHD است. P_{elec} نیز از مرجع [۱۲] بدست می آید:

$$P_{elec} = \sigma u^2 B^2 k(1 - k) A_g L \quad (3)$$

که در آن σ ، ضریب هدایت الکتریکی هوا، u سرعت هوا، B ، شدت میدان مغناطیسی بر حسب تسلا، k ، ضریب بار فارادی است که معمولاً برابر ۰/۵ فرض می شود و A_g ، سطح مقطع ژنراتور MHD و L ، طول ژنراتور MHD می باشد. **ژنراتور MHD**: دما و فشار خروجی ژنراتور MHD با استفاده از روابط (۴) و (۵) محاسبه می شود [۱۶]:

$$T_{015} = T_{012} (1 - \eta_{N(g)}) \quad (4)$$

$$\frac{P_{015}}{P_{012}} = \left(1 - \frac{\eta_{N(g)}}{\eta_{S(g)}}\right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (5)$$

که در آن $\eta_{S(g)}$ راندمان آیزنتروپیک ژنراتور MHD می باشد. **شتاب دهنده MHD**: از آنجا که انرژی تولید شده در ژنراتور MHD در شتاب دهنده مصرف می شود، بنابراین افزایش درجه حرارت سکون و نسبت فشار سکون در این بخش برابر است با [۱۵]:

$$T_{06} = T_{05} + \frac{P_{elec} A}{\dot{m} C_p} \quad (6)$$

$$\frac{P_{06}}{P_{05}} = \left(1 + \eta_{S(a)} \eta_{N(a)}\right)^{\gamma/\gamma-1} \quad (7)$$

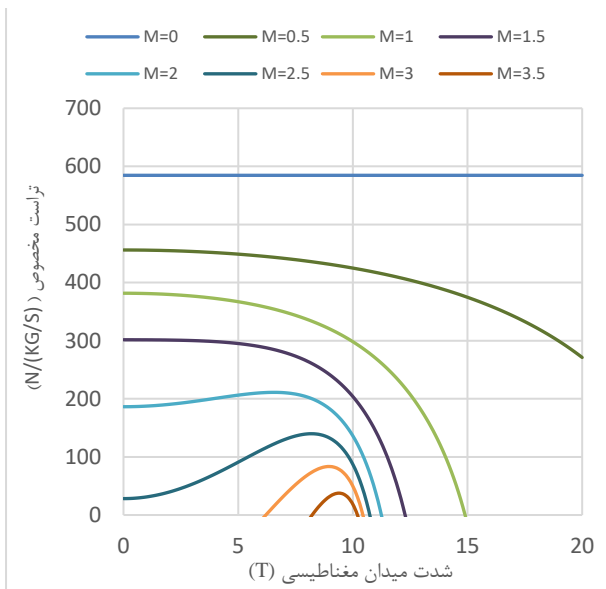
که در آن $\eta_{S(a)}$ راندمان آیزنتروپیک شتاب دهنده MHD می باشد. **محاسبه نیروی پیشران**: در موتورهای توربوجت، رانش خالص از جمع رانش ناشی از مقدار حرکت و رانش ناشی از فشار بدست می آید [۱۶]:

$$F = \dot{m}_a [(1 + f) C_e - C_a] + A_e (P_e - P_a) \quad (8)$$

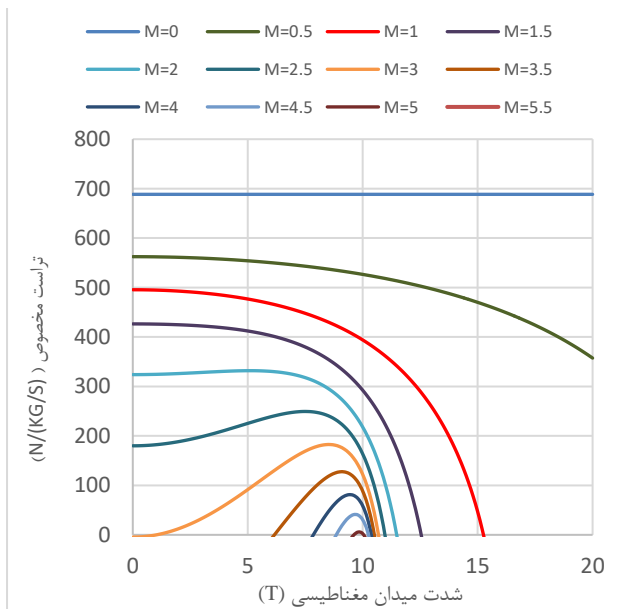
۴- اعتبارسنجی روش تحلیل

کار قبلی انجام شده در این زمینه توسط بنیو انجام شده است [۱۴]. بنیو در مقاله خود بر روی موتور Allison J-102 مطالعه کرده است. موتور Allison J-102 یک موتور توربوجت مافوق صوت است که بر روی موشک ها استفاده می شود. شکل (۵) نتایج تحقیق بنیو در مورد چرخه ترمودینامیکی موتور مذکور را نشان می دهد.

داده های موجود در شکل (۷) نشان می دهند که اگر دمای محفظه احتراق ۱۲۰۰ کلوین باشد، در میدان مغناطیسی به قدرت ۸/۴ تسلا و در ماخ ۲/۵، نیروی پیشران مخصوص ۱۱۲ N/(kg/s) افزایش می یابد.



شکل ۷ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 در $T_{0\text{lim}}=1200\text{ K}$



شکل ۸ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 در $T_{0\text{lim}}=1400\text{ K}$

حال اگر دمای محفظه احتراق ۲۰۰ کلوین افزایش یابد و به ۱۴۰۰ کلوین برسد، نیروی پیشران تولیدی و محدوده ماخ عملیاتی موتور نیز افزایش خواهد یافت. داده های موجود در شکل (۸) نشان می دهد که اگر دمای محفظه احتراق

برای اطمینان یافتن از درستی تجزیه و تحلیل انجام شده در این پروژه، با استفاده از همین روش و روابط، پروژه قبلی انجام شده توسط بنیو تکرار گردید. همان طور که در شکل های (۵) و (۶) مشاهده می شود نتایج کار هر دو تحقیق بسیار نزدیک به هم می باشد و اختلاف اندک موجود هم می تواند به علت نداشتن برخی اطلاعات کاری موتور توربوجت Allison J-102 باشد.

۵- تحلیل با موتور توربوجت TRI 60-1

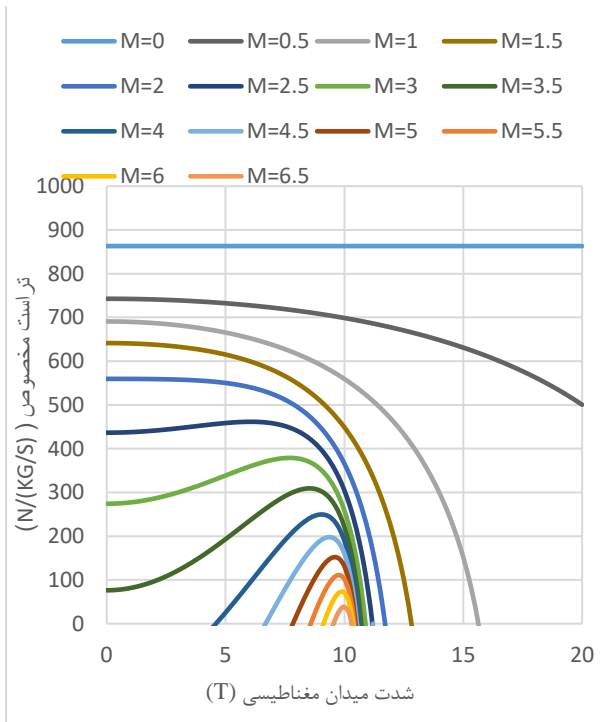
در این مقاله بر روی موتور توربوجت TRI 60-1 با شرایط عملیاتی مطابق جدول (۱) تمرکز شده است.

جدول ۱ شرایط عملیاتی موتور TRI 60-1

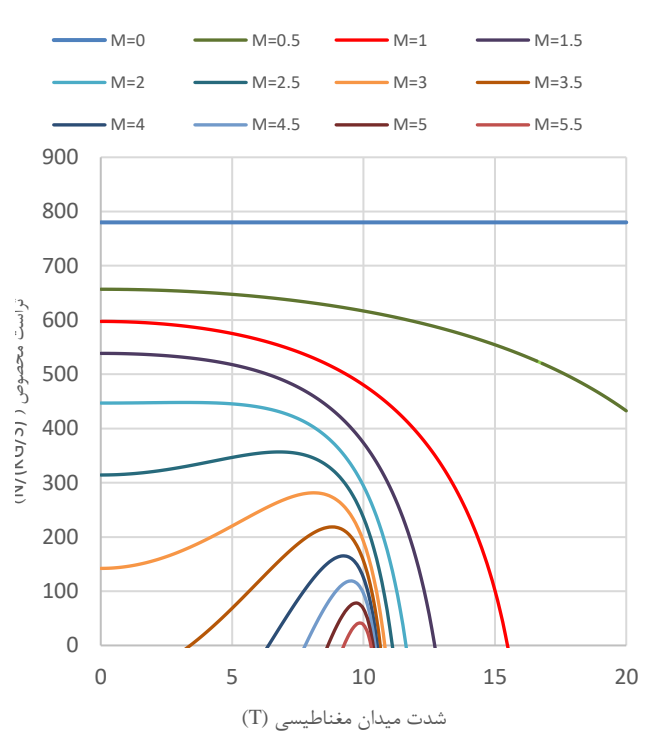
$P = 88\text{ kpa}$	فشار هوای ورودی
$\dot{m}_a = 6.12\text{ kg/s}$	دبی جریان هوا
$\sigma = 1\text{ s/m}$	ضریب هدایت الکتریکی هوا
$L = 1\text{ m}$	طول ژنراتور MHD
$A = 0.1\text{ m}^2$	سطح مقطع ژنراتور MHD
$\eta_{N(g)} = 0.9$	راندمان آیزنتروپیک ژنراتور MHD
$X = 0.05$	میزان انرژی الکتریکی صرف شده برای پیش یونیزه کننده
$K = 0.5$	ضریب بار فارادی
$\pi_c = 3.7$	نسبت فشار سکون کمپرسور
$\eta_c = 0.8$	راندمان آیزنتروپیک کمپرسور
$q_f = 45000\text{ kJ/kg}$	ارزش حرارتی سوخت
$\eta_t = 0.85$	راندمان آیزنتروپیک توربین
$\eta_{N(a)} = 0.9$	راندمان آیزنتروپیک شتاب دهنده MHD

در این مقاله، پارامترهای مؤثر بر بازدهی سیستم MHD و مؤثر بر نیروی پیشران تولیدی ارزیابی شده است. برای این منظور ابتدا دمای محفظه احتراق از ۱۲۰۰ K تا ۲۰۰۰ K در پنج گام افزایش داده می شود، تا مشخص شود این سیستم در چه دمایی حداکثر کارایی را خواهد داشت. نمودارهای زیر نتایج را در پنج محدوده دمای محفظه احتراق و برای طیف وسیعی از اعداد ماخ (از ۱ تا ۷ ماخ) نشان می دهند. میدان مغناطیسی از ۰ تا ۲۰ تسلا تغییر می کند. در نمودارهای زیر ضریب هدایت الکتریکی هوا برابر ۱ s/m فرض شده است.

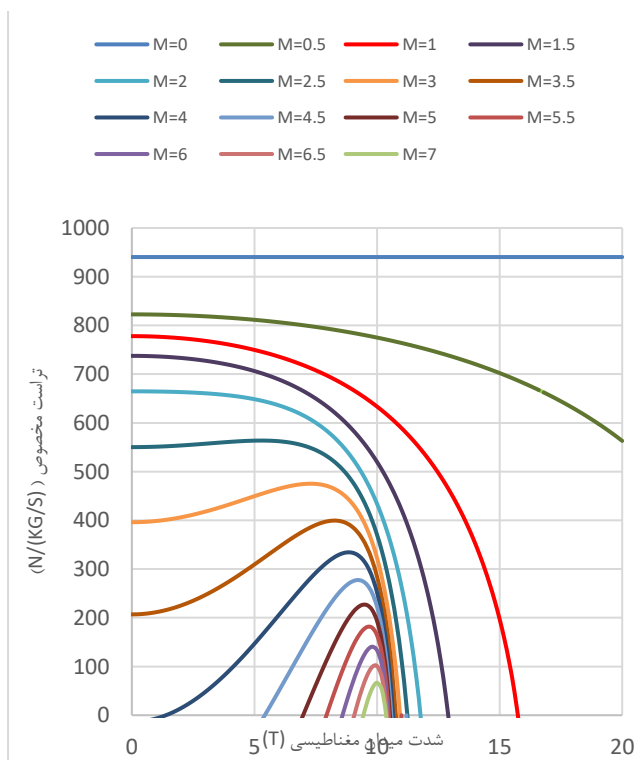
حقیقت را نیز در نظر گرفت که در ماخ های بالا، نیروی پیشران حداکثر تولیدی موتور نیز کاهش یافته است. در واقع با استفاده از سیستم انرژی کنارگذر MHD، می توان برد عملیاتی یک موتور توربوجت را به رژیم پروازی هایپرسونیک ارتقا داد.



شکل ۸ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 در $T_{0 \text{ lim}}=1800 \text{ K}$



شکل ۹ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 در $T_{0 \text{ lim}}=1600 \text{ K}$

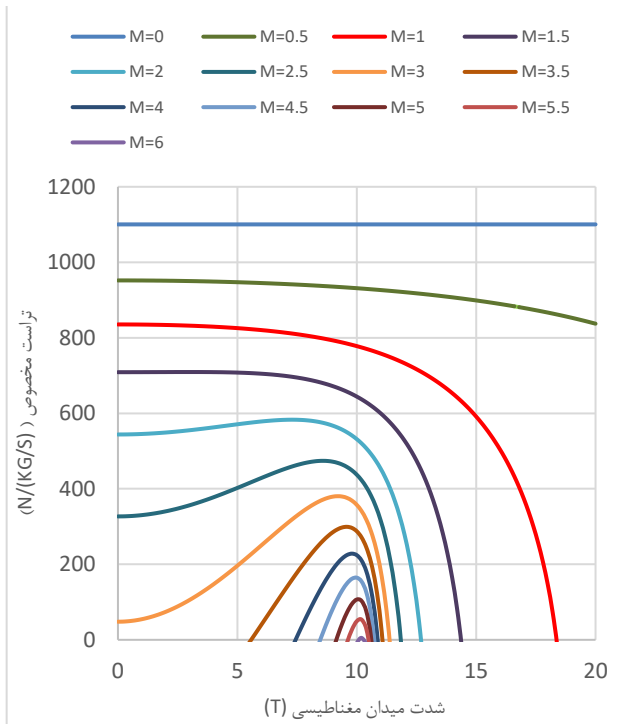


شکل ۱۱ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 در $T_{0 \text{ lim}}=2000 \text{ K}$

به ۱۴۰۰ کلون افزایش یابد، در میدان مغناطیسی به قدرت ۸/۶ تسلا و در ماخ ۳، نیروی پیشران مخصوص $N/(kg/s)$ ۱۸۶ افزایش می یابد.

همان طور که در شکل (۹) مشاهده می شود، اگر دمای محفظه احتراق ۱۶۰۰ کلون باشد، در میدان مغناطیسی به قدرت ۸/۲ تسلا و در ماخ ۳، نیروی پیشران مخصوص $N/(kg/s)$ ۱۴۰ افزایش می یابد. اگر محدوده دمای محفظه احتراق به ۱۸۰۰ کلون افزایش یابد نتایج بهتری نیز بدست خواهد آمد. همان طور که در نمودار شکل (۱۰) مشاهده می شود، در میدان مغناطیسی به قدرت ۸/۶ تسلا و در ماخ ۳/۵، نیروی پیشران مخصوص $N/(kg/s)$ ۳۱۵ افزایش می یابد. در آخر همان طور که در شکل (۱۱) مشاهده می شود، اگر دمای محفظه احتراق ۲۰۰۰ کلون باشد، در ماخ ۴ نیز افزایش نیروی پیشران مخصوص مشاهده می گردد و نیروی پیشران مخصوص در این سرعت ۳۴۳ $N/(kg/s)$ افزایش می یابد. باید توجه کرد که زیر ماخ ۲ هیچ افزایشی در نیروی پیشران مخصوص با استفاده از میدان های مغناطیسی وجود نخواهد داشت. استفاده از میدان مغناطیسی در ماخ های ۲ به بعد تأثیر مثبتی را در پی دارد.

با مقایسه شکل های (۷)، (۸)، (۹)، (۱۰) و (۱۱) می توان به این حقیقت دست یافت که با افزایش دمای محفظه احتراق، محدوده ماخ عملیاتی موتور نیز افزایش یافته است. اما باید این



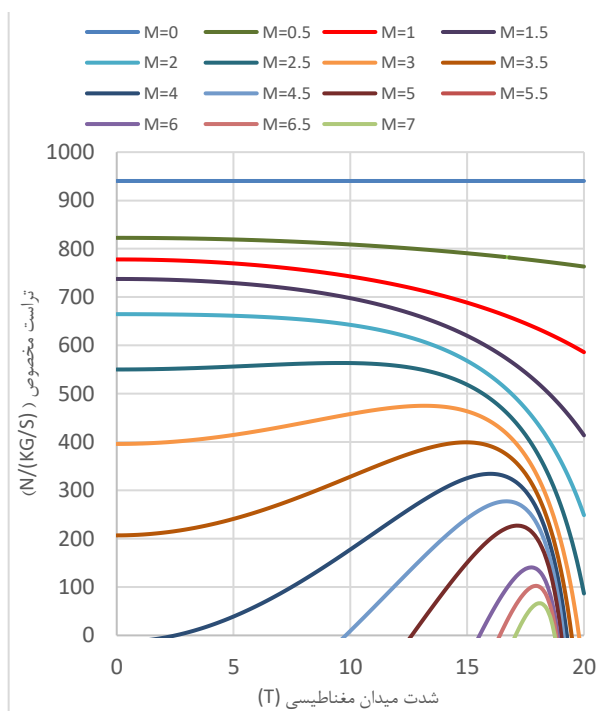
شکل ۱۳ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 مغناطیسی در $T_{0\text{ lim}}=2000$ و نسبت فشار کمپرسور $\Pi_c=10$

پارامتر موثر دیگر در توان ژنراتور MHD ضریب هدایت الکتریکی هوای یونیزه شده می‌باشد. کیفیت کار یک سیستم مگنتوهیدرودینامیک در اصل به قدرت تبدیل یک گاز خنثی به گازی که دارای خاصیت هدایت جریان الکتریکی است بستگی دارد. به منظور هادی کردن، یک جریان گاز باید دارای درصد فراوان الکترون یا یون هایی با بار مثبت باشد به عبارت دیگر گاز یونیزه شود. در این قسمت ضریب هدایت الکتریکی هوا را از 1 s/m به 5 s/m افزایش داده می‌شود تا تأثیر این پارامتر بر عملکرد سیستم MHD مشخص شود.

مقایسه شکل های (۱۴) و (۱۱) نشان می‌دهد که اگر هدایت الکتریکی هوا ۵ برابر افزایش یابد، میدان مغناطیسی اعمال شده مورد نیاز کاهش می‌یابد. تأمین این میدان مغناطیسی با قدرت ۳ تا ۴ تسلا بسیار ساده‌تر خواهد بود. در ضمن، این امر تأثیر به سزایی در کاهش وزن سیستم کنارگذر انرژی MHD خواهد داشت. بنابراین هرچه هوای ورودی به موتور یونیزه تر باشد برای این سیستم مناسب‌تر خواهد بود. در این حالت افزایش $N/(kg/s)$ ۲۰۰ تراست مخصوص در میدان مغناطیسی به قدرت $3/8$ تسلا تحقق می‌یابد. این نتایج نشان می‌دهد که در سرعتی برابر $3/5$ ماخ و با دبی $6/12 \text{ kg/s}$ می‌توان تراست را نسبت به حالت بدون سیستم انرژی کنارگذر MHD به مقدار ۱۲۲۴ نیوتن افزایش داد.

حال به بررسی سایر پارامترهای مؤثر در افزایش تراست و عملکرد سیستم انرژی کنارگذر MHD پرداخته می‌شود. برای این منظور ابتدا دبی هوای ورودی به موتور و سپس نسبت فشار کمپرسور را تغییر داده تا مشخص شود این سیستم در کدام موتورها بازدهی و تأثیر بیشتری خواهد گذاشت. همان طور که در شکل (۱۲) ملاحظه می‌شود با افزایش دبی هوای ورودی به موتور از $6/12 \text{ kg/s}$ به 20 kg/s میدان مغناطیسی مورد نیاز برای سیستم انرژی کنارگذر MHD نیز به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش یافته است. تأمین این میدان مغناطیسی با قدرت ۱۴ تا ۱۷ تسلا امری سخت و دشوار است. بنابراین با توجه به شکل های (۱۱) و (۱۲) به این نتیجه می‌توان رسید که هر چه دبی هوای ورودی به موتور کمتر باشد برای استفاده از سیستم انرژی کنارگذر MHD بهتر خواهد بود.

اکنون نسبت فشار کمپرسور افزایش داده می‌شود تا اثر آن بر روی سیستم انرژی کنارگذر MHD بررسی شود. همان طور که در شکل (۱۳) مشاهده می‌شود، با افزایش نسبت فشار کمپرسور از $3/7$ به 10 حداکثر تراست تولیدی کاهش یافته است. با مقایسه شکل های (۱۱) و (۱۳) این نتیجه بدست می‌آید که با افزایش نسبت فشار کمپرسور حداکثر تراست تولیدی و همراه با آن محدوده ماخ عملیاتی موتور کاهش می‌یابد. بنابراین سیستم انرژی کنارگذر MHD برای موتورهایی که نسبت فشار کمپرسور کمتری دارند مناسب‌تر خواهد بود.

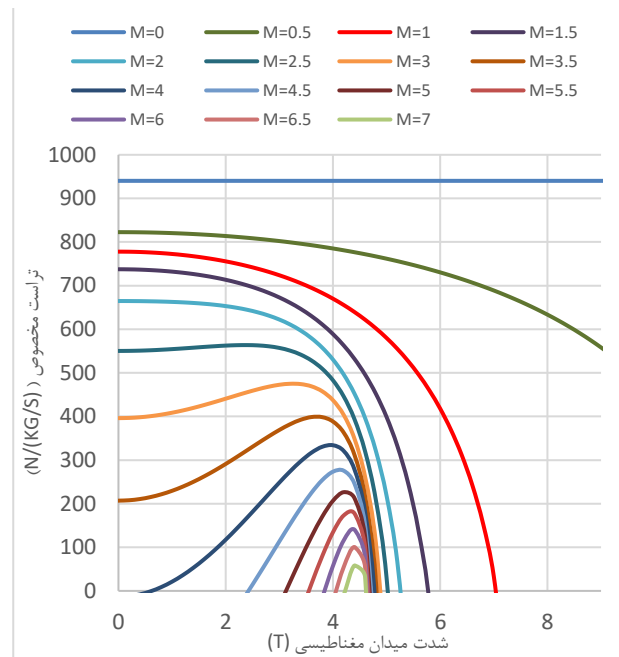


شکل ۱۴ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 در $T_{0\text{ lim}}=2000$ و دبی $m_a=20$

• توان الکتریکی تولید شده می تواند برای رفع نیازهای مختلفی از جمله کنترل جریان پلاسما در سرتاسر وسیله مورد استفاده قرار گیرد. همچنین می توان جریان در حال گسترش در نازل را با بکارگیری شتاب دهنده MHD تقویت کرد تا تراست تولیدی افزایش یابد.

۷- مراجع

- [1] D. Musielak, "Scramjet propulsion: a practical introduction," Wiley, 2022, doi: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/book/10.1002/9781119640646>.
- [2] C. Segal, "The Scramjet Engine: Processes and Characteristics," Cambridge University Press, 2009, doi: <https://doi.org/10.1017/CBO9780511627019>.
- [3] R. D. Flack, "Fundamentals of jet propulsion with applications," Cambridge Aerospace Series, New York, Cambridge University Press, 2005, doi: <https://doi.org/10.1017/CBO9780511807138>.
- [4] A. Ingenito, "Subsonic Combustion Ramjet Design," Springer International Publishing, 2021, doi: <https://citations.springernature.com/book?doi=10.1007/978-3-030-66881-5>.
- [5] V. Patel, S. K. Kassegne, "Electroosmosis and thermal effects in magnetohydrodynamic (MHD) micropumps using 3D MHD equations," *Sensors and Actuators B: Chemical*, vol. 122, no. 1, pp. 42-52, 2007, doi: <https://doi.org/10.1016/j.snb.2006.05.015>.
- [6] S. Derakhshan S, K. Yazdani, "Numerical analysis of a magnetohydrodynamic micropump performance," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 14, no. 13, pp. 251-258, 2015, [In Persian], <http://mme.modares.ac.ir/article-15-6410-fa.html>.
- [7] M. Pourjafarholi, "The role of electrohydrodynamic and magnetohydrodynamic methods in aerospace industries," *Mechanical Engineering*, vol. 27, no. 3, pp.16-24, 2017, [In Persian], https://mmep.isme.ir/article_35416.html.
- [8] F. Razi Astaraei, M. Samati, "New Magneto-Hydrodynamic Technology for Power Station Renewable Electricity Production," in *First National Conference on Environment, Energy and Biodefense*, Tehran, Iran, 2012, [In Persian], <https://www.academia.edu/5814854/>.
- [9] M. Neghahdari, I. Shafizadeh, and A. Enayat, "Using Electromagnetic Propulsion System as Submarine Propulsion System," *14th Marine Industries Conference*, Dec. 2011, [In Persian], <https://civilica.com/doc/473676/>.



شکل ۱۲ نتایج تحلیل چرخه ترمودینامیکی موتور توربوجت TRI 60-1 مغناطیسی در $T_{0\text{lim}}=2000$ و ضریب هدایت الکتریکی هوا $\sigma=5$

۶- نتیجه گیری

بررسی اثر استفاده از سیستم مگنتوهیدرودینامیک بر افزایش محدوده ماخ عملیاتی برای یک موتور توربوجت در این تحقیق، نشان می دهد که اعمال یک میدان مغناطیسی به مسیر جریان سوپرسونیک در محدوده ماخ ۲ تا ۴ تراست مخصوص را در موتور توربوجت مورد مطالعه تا 343 N/(kg/s) افزایش می دهد. انرژی کنارگذر MHD همچنین می تواند محدوده ماخ عملیاتی را برای یک موتور توربوجت افزایش دهد. همان طور که در این تحلیل نشان داده شد فناوری MHD پتانسیل بالایی برای گسترش پاکت عملیاتی تا ماخ ۷ دارد به شرط آن که شرایط مناسب وجود داشته باشد و بتوان دمای محفظه احتراق را تا 2000 کلوین افزایش داد. فناوری MHD می تواند در پروازهای سوپرسونیک و هایپرسونیک بکار گرفته شود و مزایای زیر را به دنبال خواهد داشت:

- آنتالپی جریان ورودی به محفظه احتراق کاهش می یابد که این خود باعث افزایش راندمان انرژی در محفظه احتراق بدون تجاوز از محدودیت های دما بر مواد توربین می شود.
- میدان های الکترومغناطیسی اعمال شده و نیروهای حجمی می توانند عملکرد خارج از طراحی موتور را با دستکاری ویژگی های جریان در ورودی سوپرسونیک/هایپرسونیک افزایش دهند که در نتیجه باعث کاهش افت فشار کل و تغییرات آنروپی در همان سطح فشرده سازی در مقایسه با وسایل دیگر می شود.

- Technologies*, AIAA-2003-6922, 15 - 19 Dec. 2003, Norfolk, Virginia, USA,
<https://www.researchgate.net/publication/268555232>.
- [14] T. L. Benyo, "The Effect of Magnetohydrodynamic MHD Energy Bypass on Specific Thrust for a Supersonic Turbojet Engine," *48th Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, USA, 2010*,
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20110002743>.
- [15] M. Haqqarast, M. Alizadeh Pahlavani, and D. Azizi, Diako, "Finite Element Analysis of Magnetohydrodynamic Propulsion and the Effect of End Channel Electric Current on Efficiency," *Applied Electromagnetism*, vol. 4, no. 2, pp. 26-37, 2015, [In Persian],
https://elemag.ihu.ac.ir/article_203379.html.
- [16] B. Vasoogh, and H. Kargar Sharifabad, "Numerical investigation of the effect of magnetohydrodynamics on the ferrofluid inside the cylindrical channel, Mechanical and Vibration Engineering," vol. 7, no. 3, pp.65-74, 2015, [In Persian],
<https://sanad.iau.ir/Journal/jvibme/Article/934216>.
- [10] P. A. Davidson, "Introduction to Magnetohydrodynamics," 2nd ed., Cambridge University Press, 2017, doi:
<https://doi.org/10.1017/9781316672853>.
- [11] K. Shoji and F. Jun, "*Fundamentals of Astrophysical Fluid Dynamics: Hydrodynamics, Magnetohydrodynamics, and Radiation Hydrodynamics*," Springer, 2020,
<https://citations.springernature.com/book?doi=10.1007/978-981-15-4174-2>.
- [12] R. J. Litchford, J. W. Cole, V. A. Biturin, and J. T. Lineberry, "Thermodynamic Cycle Analysis of Magnetohydrodynamic-Bypass Hypersonic Airbreathing Engine," NASA/TP-2000-210387, 2000,
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20000095934>.
- [13] I. M. Blankson, and S. Schneider, "Hypersonic Engine using MHD Energy Bypass with a Conventional Turbojet," *12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and*