

آنالیز عملکردی پیش‌ران الکتروآیرودینامیک با سامانه‌های پیش‌ران متداول

علیرضا احمدی

arahmadispace@gmail.com

روح‌الله خوشخو*

مهران نصرت‌اللهی

دانشجو کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران،

استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران، r.khoshkhoo@mut.ac.ir

دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران، mnosratollahi@gmail.com

چکیده

در این پژوهش، عملکرد سامانه پیش‌ران الکتروآیرودینامیک (EAD) در مقایسه با سامانه‌های پیش‌ران متداول شامل توربوجت، توربوفن، توربوپراپ و موتور الکتریکی در شرایط مختلف پروازی شامل سرعت و ارتفاعات مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. ابتدا، مروری بر اصول عملکرد، مزایا و چالش‌های سامانه پیش‌ران الکتروآیرودینامیک ارائه شده و سپس پژوهش‌های پیشین در این حوزه تحلیل شده‌اند. در ادامه، مدل‌سازی و شبیه‌سازی عملکرد این سامانه‌ها در مواجهه با تغییرات سرعت و ارتفاع انجام شده است. با استفاده از نتایج حاصل از مدل‌سازی و تحلیل نمودارهای به‌دست‌آمده، مشخص شد که هرچند راندمان سامانه پیش‌ران الکتروآیرودینامیک در سرعت‌های بالا به طور قابل‌توجهی کاهش می‌یابد، اما افزایش ارتفاع تأثیر کمتری بر عملکرد آن در مقایسه با سایر موتورهای هوایی دارد. این ویژگی نشان‌دهنده پتانسیل بالای این سامانه در مأموریت‌های پروازی در ارتفاعات زیاد است. یافته‌های این پژوهش می‌توانند در توسعه و بهینه‌سازی سامانه‌های پیش‌ران نوین، به‌ویژه در حوزه هوافضا و پروازهای بلندمدت در جو فوقانی، مورد استفاده قرار گیرند.

واژه‌های کلیدی: الکتروآیرودینامیک، آنالیز عملکرد، موتورهای هوایی، پیش‌ران، باد یونی، مدل‌سازی سامانه.

Performance Analysis of Electroaerodynamic Propulsion with Conventional Propulsion Systems

A. R. Ahmadi

Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

R. Khoshkhoo

Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

M. Nosratollahi

Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

This study investigates the performance of the Electroaerodynamic (EAD) propulsion system in comparison with traditional propulsion technologies namely turbojet, turbofan, turboprop, and electric motors across a range of flight conditions, including various speeds and altitudes. The paper begins with an outline of the core operating principles of EAD propulsion, along with its advantages and existing challenges, and includes a survey of recent research developments in the field. A modeling and simulation methodology is then applied to evaluate the behavior of each propulsion system in response to changes in flight speed and altitude. Simulation results and performance plots reveal that while the thrust efficiency of the EAD system drops significantly at higher speeds, it demonstrates comparatively lower sensitivity to altitude changes than conventional aircraft engines. This performance profile highlights EAD's potential as a viable option for high-altitude flight operations. Overall, the study supports further advancement and refinement of innovative propulsion systems, with particular relevance to aerospace applications and extended-duration missions in the upper atmosphere.

Keywords: Electroaerodynamic, Performance Analysis, Aircraft Engine, Propulsion, Ionic Wind, System Modeling.

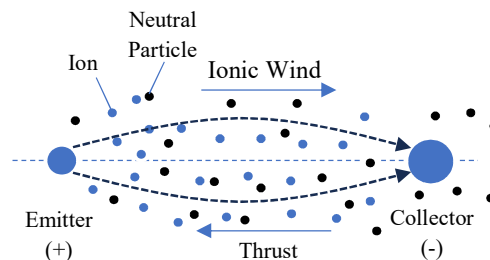
۱- مقدمه

سامانه پیش‌ران الکتروآیرودینامیک (^۱EAD) یک فناوری نوظهور در حوزه هوانوردی است که بر اساس حرکت یون‌ها در یک میدان الکتریکی کار می‌کند. این فناوری به‌عنوان جایگزینی برای سامانه‌های پیش‌ران سنتی مانند موتورهای جت و پیستونی مطرح شده و به دلیل نبود قطعات متحرک، صدای کم و عدم تولید آلاینده‌های مستقیم، مورد توجه محققان قرار گرفته است.

۱-۱- نحوه عملکرد سامانه EAD

پیش‌ران الکتروآیرودینامیک بر اساس اصل "باد یونی" یا "رانش الکتروهایدرودینامیک" عمل می‌کند. در این سامانه، یک میدان الکتریکی قوی بین دو الکترود (کاتد و آنود) ایجاد می‌شود که باعث یونیزه شدن مولکول‌های هوا در نزدیکی الکترود مثبت (کاتد) می‌شود.

¹ Electroaerodynamic



شکل ۱- طرحواره‌ای از نحوه تولید باد یونی در پیشران الکتروآیرودینامیک

باتوجه به پیشرفت‌های اخیر در فناوری‌های پیشران الکتریکی، مقایسه عملکردی بین سامانه EAD و سایر موتورهای هوایی نظیر الکتریکی، توربوجت، توربوپراپ و توربوفن می‌تواند در شناسایی مزایا و محدودیت‌های این سامانه مؤثر باشد. بررسی تأثیر فشار هوا و سرعت پرواز بر عملکرد این سامانه، می‌تواند به توسعه طراحی‌های بهینه‌تر کمک کند. در صورتی که راندمان این فناوری بهبود یابد، می‌توان انتظار داشت که در آینده به یکی از گزینه‌های اصلی پیشران هوایی، به‌ویژه برای هواپیماهای سبک و پهپادها، تبدیل شود.

۱-۳- پیشینه پژوهش

با توجه چالش‌های یاد شده، دانشمندان به تحقیق و پژوهش و همچنین توسعه روش‌های مختلف برای حل چالش‌های موجود در سامانه پیشران الکتروآیرودینامیک پرداخته‌اند.

در سال ۲۰۱۷، گیلومر و همکاران به بررسی تأثیر دو پارامتر سرعت و ارتفاع پرواز در میزان تولید نیروی پیشران سامانه پیشران الکتروآیرودینامیک پرداختند و میزان تغییرات آن را ارائه نمودند. یافته‌ی اصلی آنها نشان داد که با افزایش سرعت و ارتفاع، کارایی پیشران کاهش می‌یابد. [۴] در سال ۲۰۱۷، هی و همکاران بر روی مبدل توان سامانه پیشران یونی پژوهش نمودند. طرح اصلی آنها کاهش جرم حداکثری مبدل توان این سامانه به وسیله استفاده از مواد سبک با نوآوری‌های جدید و همچنین ایجاد تغییر در توان و ولتاژ خروجی منبع انرژی بود. نتایج نشان داد که بهینه‌سازی طراحی مبدل باعث کاهش وزن و افزایش راندمان سامانه می‌شود. [۵] در سال ۲۰۱۸، طبق مرجع (۶)، دانشگاه MIT، اولین پرنده با سامانه پیشران بادیونی را ساخت و به پرواز درآورد که باعث ایجاد تغییرات اساسی در موارد استفاده این سامانه شد. این پرواز موفق، اثبات تجربی امکان‌پذیری پرواز بدون قطعات متحرک بود. [۶] در سال ۲۰۲۰، ژو و همکاران بر روی سامانه پیشران الکتروآیرودینامیک و تأثیر فاصله بین الکترودهای آن تحقیق نمودند. این مقاله به بررسی امکان‌سنجی افزایش فواصل بین الکترودها بیش از حد معمول پرداخت. یافته‌ها نشان داد که افزایش فاصله تا حدی معین می‌تواند باعث افزایش نیروی پیشران شود، ولی پس از آن باعث افت عملکرد می‌شود. [۷] در سال ۲۰۲۱، گومز وگا و همکاران بر روی عملکرد سامانه پیشران الکتروآیرودینامیک دیکوپل پژوهش کردند. واژه دیکوپل در این سامانه پیشران به معنای جداسازی فرآیند یونیزه کردن هوا و شتابدهی به آن می‌باشد. نتایج نشان داد که این جداسازی باعث افزایش کنترل‌پذیری و بهبود بازده سامانه می‌شود. [۸] در سال ۲۰۲۱، خومیک و همکاران بر روی عملکرد این سامانه پیشران در ارتفاعات بالا و نزدیک به فضا تحقیق کرده و همچنین آزمایشاتی بر روی این سامانه پیشران در محفظه خلأ نیز انجام دادند. یافته‌ها حاکی از آن بود که این سامانه در شرایط کم‌فشار نیز می‌تواند نیروی پیشران تولید کند، اما عملکرد آن تحت شرایط خلأ دچار افت می‌شود. [۹] در سال ۲۰۲۱، ژنگ هی و همکاران در موسسه فناوری پکن، پژوهشی در مورد طراحی یک کشتی‌هوایی با سامانه پیشران باد یونی ارائه کردند. اهداف اصلی این کشتی‌هوایی، اهداف علمی و تجاری بود. پروژه نشان داد که می‌توان از پیشران بادیونی در سامانه‌های شناور سبک برای مأموریت‌های طولانی‌مدت با صدای کم استفاده کرد. [۱۰] در سال ۲۰۲۲، برت و

مطابق شکل ۱، این یونها تحت تأثیر میدان الکتریکی به سمت الکترود منفی (آند) حرکت کرده و در مسیر خود با مولکول‌های خنثی هوا برخورد می‌کنند، که منجر به انتقال تکانه و تولید نیروی پیشران می‌شود [۱].

این سامانه دارای کاربردهای متنوعی است به آن اشاره شده است. ۱- هوانوردی الکتریکی: این فناوری می‌تواند به عنوان جایگزینی برای موتورهای جت و ملخی در هواپیماهای بدون سرنشین (پهپادها) و در آینده برای هواپیماهای سرنشین‌دار استفاده شود. ۲- ماهواره‌ها و فضاپیماها: در محیط‌های کم‌فشار مانند فضا، سامانه EAD می‌تواند برای تنظیم موقعیت ماهواره‌ها و اجرای مانورهای مداری کاربرد داشته باشد.

۳- تهویه و کنترل جریان هوا: از این فناوری می‌توان در سامانه‌های خنک‌کننده و تهویه هوا برای کنترل جریان‌های سیال بدون نیاز به فن‌های مکانیکی استفاده کرد.

۱-۲- مزایا و چالش‌های پیشران الکتروآیرودینامیک

از مزایای این سامانه پیشران می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

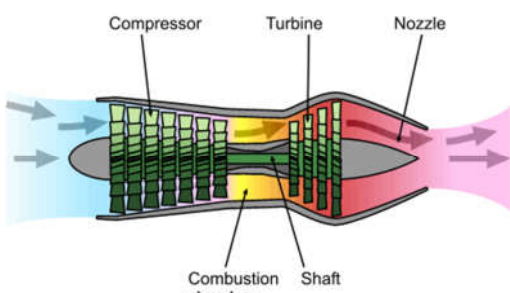
- ۱- بی‌صدا بودن: این سامانه فاقد قطعات متحرک است و در نتیجه، نویز مکانیکی و صوتی تولید نمی‌کند.
- ۲- عدم انتشار آلاینده‌ها: برخلاف موتورهای جت و توربینی، سامانه EAD مستقیماً هیچ‌گونه گاز آلاینده‌ای منتشر نمی‌کند.
- ۳- مصرف بهینه انرژی: در صورت استفاده از منابع انرژی تجدیدپذیر (مانند سلول‌های خورشیدی)، این فناوری می‌تواند به پروازهای طولانی‌مدت و پایدار کمک کند.
- ۴- وزن کم و طراحی ساده: این سامانه نسبت به موتورهای سنتی سبک‌تر بوده و فاقد اجزای پیچیده مانند توربین یا کمپرسور است [۲]. علی‌رغم مزایای یاد شده این سامانه دارای چالش‌های جدی نیز است: ۱- راندمان پایین در فشار جو استاندارد: نیروی تولیدشده در سامانه‌های الکتروآیرودینامیک هنوز به‌اندازه کافی برای جایگزینی کامل موتورهای جت و پیستونی قدرتمند نیست. ۲- وابستگی به منبع انرژی الکتریکی قوی: این سامانه به ولتاژهای بسیار بالا نیاز دارد که تأمین آن برای پروازهای طولانی‌مدت دشوار است. ۳- محدودیت در تولید نیروی رانش: با توجه به تراکم پایین یونها و محدودیت‌های الکتریکی، توان خروجی سامانه در مقایسه با موتورهای توربینی هنوز بسیار کمتر است [۳].

۲- تشریح و مدل سازی عملکرد سامانه های پیشران

در این بخش تمامی سامانه های پیشران تشریح گردیده و عملکرد آنها مورد بررسی قرار خواهد گرفت. سپس معادلات حاکم بر عملکرد هر کدام از موتورها با استفاده از نرم افزار Matlab برحسب ارتفاع و عدد ماخ و به صورت پارامترهای بی بعد شبیه سازی شد و نتایج حاصل از آنها مورد بررسی تطبیقی قرار گرفت.

۲-۱- موتور توربوجت

توربوجت یک موتور جت هوا تنفسی است که به طور معمول در هواپیماها استفاده می شود. این موتور از یک توربین گاز و یک نازل پیشران تشکیل شده است. توربین گاز دارای یک ورودی هوا با پره های راهنمای ورودی، یک کمپرسور، یک محفظه احتراق و یک توربین است که کمپرسور را به حرکت در می آورد [۱۸].



شکل ۲- طرحواره موتور توربوجت [۱۸]

مطابق شکل ۲ هوای فشرده از کمپرسور با سوزاندن سوخت در محفظه احتراق گرم می شود و سپس اجازه داده می شود تا از طریق توربین منبسط شود. خروجی توربین سپس در نازل پیشران منبسط شده و با سرعت بالا شتاب می گیرد تا نیروی پیشران ایجاد کند. به طور کلی نیروی پیشران حاصل از عملکرد موتور توربوجت به وسیله رابطه (۱) محاسبه خواهد شد [۱۸].

$$T = (\dot{m}_e V_e) - (\dot{m}_0 V_0) \quad (1)$$

در این رابطه $\dot{m}_e$ دبی جرمی خروجی، V_e سرعت سیال خروجی، $\dot{m}_0$ دبی جرمی ورودی و V_0 سرعت جریان ورودی (سرعت جریان آزاد) خواهد بود.

به طور کلی پارامترها به دودسته پارامترهای طراحی و متغیرهای طراحی تقسیم می شوند. باتوجه به رابطه ارائه شده جهت محاسبه نیروی پیشران موتور توربوجت می توان دریافت که سطوح ورودی و خروجی جز پارامترهای طراحی بوده، یعنی پس از طراحی موتور تثبیت شده و قابل تغییر نیستند. اما پارامترهای سرعت و چگالی ورودی و همچنین خروجی موتور جز متغیرهای طراحی هستند. این بدان معناست که این پارامترها به صورت دائم به دلایل مختلفی در حال تغییر بوده در نتیجه باعث تغییر در اندازه نیروی پیشران تولیدی موتور خواهند شد.

عملکرد این موتور مطابق با مرجع [۲۰] در ارتفاعات و سرعت های مختلف به صورت روابط (۲) و (۳) خواهد بود.

$$T = \text{constant with } V_0 \quad (2)$$

همکاران در دانشگاه MIT، طراحی و ساخت پرنده ای عمودپرواز را با استفاده از سامانه پیشران باد یونی انجام دادند که مأموریت ارسال بسته با پروازی بی صدا را دارد. آزمایش ها موفقیت سامانه را در بلند شدن عمودی و پرواز پایدار با صدای بسیار کم تأیید کردند. [۱۱] در سال ۲۰۲۳، نلسون و همکارش موفق به ساخت یک میکرو هواپیما با سامانه پیشران چندمرحله ای الکتروآیرو دینامیک شدند. در این پروژه، اثرات هندسه مجرای ورودی و الکتروود بر عملکرد محرک بررسی شد و همچنین تأثیر افزایش ابعاد مقطع بر تولید نیروی پیشران بررسی گردید. نتایج حاکی از بهبود نیروی پیشران با استفاده از طراحی چندمرحله ای و بهینه سازی هندسه ورودی بود. [۱۲] در سال ۲۰۲۳، روشیکش و همکاران، تحقیقی در زمینه طراحی پرنده ای بدون سرنشین با سامانه باد یونی ارائه کردند. ایده آنها، جایگزینی این سامانه پیشران به جای سامانه پیشران ملخی به دلیل ایجاد لرزش و صدای زیاد بود. تحلیل ها نشان داد که پرنده پیشنهادی صدای کمتری تولید کرده و برای کاربردهای شهری مناسب تر است. [۱۳] در سال ۲۰۲۳، گومز وگا و همکاران نمونه جدیدی از سامانه پیشران الکتروآیرو دینامیک ارائه کردند. ویژگی این مدل، قرار گرفتن چندمرحله ای از سامانه پیشران هوازی در داکت بود. نتایج این پژوهش نشان داد که محصور کردن پیشران در داکت باعث افزایش راندمان نیروی خروجی و کاهش تلفات می شود. [۱۴] در سال ۲۰۲۳، براون و همکاران در پژوهشی به طراحی مفهومی دو مدل پرنده بدون سرنشین با مأموریت باربری در سطح شهر به وسیله موتور الکتروآیرو دینامیک پرداختند. هدف اصلی در این پژوهش، طراحی پرنده ای با توانایی رقابت با پرنده های الکتریکی و همچنین استفاده از مزیت صدای تولید کمتر این سامانه پیشران بود. مدل ها نشان دادند که با بهینه سازی طراحی، استفاده از این فناوری در باربری شهری امکان پذیر است. [۱۵] در سال ۲۰۲۴، احمدی و همکاران، پژوهشی در زمینه آنالیز حساسیت پارامترهای سامانه ای اصلی سامانه پیشران الکتروآیرو دینامیک و تأثیر آنها بر روی عملکرد سامانه را ارائه نمودند. نتایج پژوهش نشان داد که دو عامل سطح مقطع ورودی و ولتاژ تأثیر مستقیم و بالایی بر عملکرد پیشران دارند. [۱۶] در سال ۲۰۲۴، خوشخو و همکاران، تحقیقاتی در زمینه تخلیه کرونا در فشار اتمسفری با ایجاد شرایط هندسی متفاوت الکتروودها، در چینش آرایه ای و اعمال ولتاژهای مختلف با پولاترتهای متفاوت انجام دادند. در این پژوهش، همچنین سری و موازی قرار گرفتن الکتروودها مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج آزمایشگاهی نشان داد که باد یونی تولید شده با تخلیه کرونا به شدت به ولتاژ و آرایش الکتروودها وابسته است و تغییر آنها می تواند نیروی پیشران را کنترل کند. [۱۷]

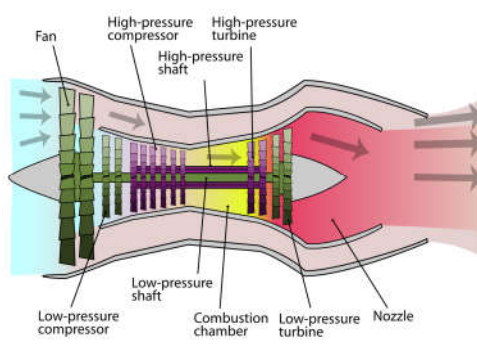
همان طور در پژوهش های صورت گرفته مشخص است اغلب پژوهش ها در تلاش حل چالش های موجود در این سامانه پیشران الکتروآیرو دینامیک و ارتقا کارایی آن جهت رقابت با سایر سامانه های پیشران است. اما هدف اصلی این تحقیق، بررسی تطبیقی عملکرد موتورهای رایج در مصارف هوایی با پیشران الکتروآیرو دینامیک است که تاکنون مورد ارزیابی قرار نگرفته است. در این پژوهش، ابتدا سامانه های پیشران مدنظر تشریح گردیده و سپس عملکرد آنها با تغییر دو پارامتر کلیدی ارتفاع و سرعت پروازی مدل سازی شده و مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در نهایت عملکرد سامانه های پیشران با یکدیگر مقایسه خواهند گردید.

$$\frac{T}{T_0} = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (3)$$

باتوجه به روابط می‌توان دریافت که عملکرد توربوجت با سرعت پرواز تغییرات چندانی نداشته و ثابت است؛ اما با افزایش ارتفاع و کاهش چگالی هوا نیرو پیش‌ران این موتور کاهش خواهد داشت.

۲-۲- موتور توربوفن

توربوفن یک نوع موتور جت هوا تنفسی است که به طور گسترده در پیش‌ران هواپیماها استفاده می‌شود. کلمه توربوفن ترکیبی از تکنولوژی موتور نسل قبلی توربوجت و اشاره‌ای به مرحله فن اضافی اضافه شده است.



شکل ۳- طرحواره موتور توربوفن [۲۱]

مطابق شکل ۳ این موتور شامل یک موتور توربین گاز است که از احتراق انرژی مکانیکی به دست می‌آورد، و یک فن مجرا دار که از انرژی مکانیکی توربین گاز برای هدایت هوا به سمت عقب استفاده می‌کند. بنابراین، در حالی که همه هوای وارد شده به یک توربوجت از محفظه احتراق و توربین‌ها عبور می‌کند، در یک توربوفن برخی از آن هوا این اجزا را دور می‌زند. به این ترتیب، می‌توان توربوفن را به عنوان یک توربوجت که برای راه‌اندازی یک فن مجرا دار استفاده می‌شود، در نظر گرفت که هر دو این‌ها به نیروی پیش‌ران کمک می‌کنند [۱۸]. جهت محاسبه نیروی پیش‌ران موتور توربوفن از رابطه (۴) و (۵) استفاده می‌شود [۱۸].

$$T = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + bpr(\dot{m}_c V_f) \quad (4)$$

$$bpr = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (5)$$

در روابط ارائه شده $\dot{m}_e$ ، $\dot{m}_0$ و $\dot{m}_f$ به ترتیب دبی‌های جرمی مربوط به قسمت خروجی، ورودی، هسته و فن می‌باشند. V_e ، V_0 و V_f نیز به ترتیب سرعت هوا در قسمت‌های خروجی، ورودی (سرعت جریان آزاد) و فن موتور خواهند بود. در نهایت bpr نیز نسبت بای‌پس می‌باشد. همانند موتورهای توربوجت این موتورها نیز دارای متغیر و پارامترهای طراحی هستند. در این نوع از موتورها سطح ورودی هسته و فن و همچنین سطح خروجی جز پارامترهای طراحی می‌باشند. همچنین همانند موتور توربوجت سرعت و چگالی ورودی و خروجی جز متغیرهای طراحی خواهند بود.

عملکرد این موتور مطابق با مرجع [۲۰] در ارتفاعات و سرعت‌های

مختلف به صورت روابط (۶) و (۷) خواهد بود.

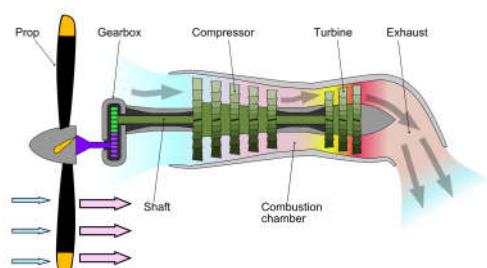
$$\frac{T}{T_0} = 0.369 Mach^{-0.305} \quad (6)$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0.9} \quad (7)$$

باتوجه به روابط ارائه شده می‌توان دریافت که عملکرد موتور توربوفن با تغییرات سرعت و ارتفاع رابطه داشته و کاهش می‌یابد.

۳-۲- موتور توربوپراپ

موتور توربوپراپ شامل یک ورودی هوا، جعبه‌دهنده کاهنده، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و یک نازل پیش‌ران است. مطابق شکل ۴ هوا وارد ورودی شده و توسط کمپرسور فشرده می‌شود. سپس سوخت به هوای فشرده شده در محفظه احتراق اضافه می‌شود، جایی که مخلوط سوخت و هوا می‌سوزد. گازهای داغ حاصل از احتراق از مراحل توربین عبور کرده و در نقطه خروجی نیرو تولید می‌کنند. بخشی از نیروی تولید شده توسط توربین برای به حرکت درآوردن کمپرسور و ژنراتور الکتریکی استفاده می‌شود.



شکل ۴- طرحواره موتور توربوپراپ [۲۲]

سپس گازها از توربین خارج می‌شوند. در مقایسه با توربوجت با توربوفن، گازهای خروجی موتور توربوپراپ نیروی کافی برای ایجاد نیروی پیش‌ران قابل توجهی فراهم نمی‌کنند، زیرا تقریباً تمام نیروی موتور برای حرکت پروانه استفاده می‌شود. توربوپراپ‌ها دارای نسبت بای‌پس بین ۵۰ تا ۱۰۰ هستند، هرچند جریان هوای پیش‌ران برای پروانه‌ها نسبت به فن‌ها کمتر به وضوح تعریف شده است [۱۸]. جهت محاسبه نیروی پیش‌ران موتور توربوپراپ از رابطه (۸) استفاده می‌شود [۱۸].

$$T = \dot{m}_0(V_1 - V_0) + \dot{m}_e(V_e - V_1) \quad (8)$$

در رابطه ارائه شده $\dot{m}_0$ و $\dot{m}_e$ به ترتیب برابر با دبی جرمی خروجی و دبی جرمی ورودی می‌باشند. همچنین V_0 ، V_1 و V_e به ترتیب برابر با سرعت هوا آزاد، سرعت القایی پروانه و سرعت هوای خروجی خواهند بود. در این موتور نیز همانند مدل‌های قبلی سرعت و چگالی هوا متغیرهای طراحی بوده و بقیه پارامترها را در دسته پارامترهای طراحی قرار می‌گیرند.

عملکرد این موتور مطابق با مرجع [۲۰] در ارتفاعات و سرعت‌های مختلف به صورت روابط (۹) و (۱۰) خواهد بود.

$$T = \text{constant with } V_0 \quad (9)$$

سطح جارو شده جزو پارامترهای طراحی و بقیه پارامترها متغیر خواهند بود.

عملکرد این موتور مطابق روابط (۱۱) و (۱۲) محاسبه خواهد شد. باتوجه به روابط می‌توان دریافت که عملکرد موتور الکتریکی با سرعت پرواز تغییرات زیادی داشته و کاهش می‌یابند؛ اما با افزایش ارتفاع و کاهش چگالی هوا نیرو پیش‌ران این موتور کاهش بسیار کمتری خواهد داشت.

۲-۵- سامانه پیش‌ران EAD

بر اساس عملکرد تشریح شده در بخش مقدمه نیروی پیش‌ران این پیش‌ران از رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود [۲۵].

$$T = \rho v_e (v_e - v_0) A_e - D_{wall} \quad (13)$$

در این رابطه v_0 و v_e سرعت هوای ورودی (سرعت جریان آزاد) و خروجی، ρ چگالی هوا، A_e سطح خروجی پیش‌ران و در نهایت D_{wall} پسای دیواره موتور خواهد بود.

همان‌طور که در رابطه مشاهده می‌شود میزان نیروی پیش‌ران مستقیماً به چگالی و سرعت جریان آزاد وابسته بوده در نتیجه تغییرات در ارتفاع و سرعت پروازی تأثیر مستقیم بر روی عملکرد این پیش‌ران خواهد داشت.

۳- تحلیل عملکرد سامانه‌های پیش‌ران

جهت تحلیل عملکرد سامانه‌های پیش‌ران یاد شده فرضیاتی در نظر گرفته شده است.

۱- بازه سرعت پروازی از ۰ تا ۰/۸ ماخ در نظر گرفته شده است با این حال که بعضی از این پیش‌ران‌ها امکان عمل را در سرعت‌های بالاتر را دارند.

۲- ارتفاع پروازی نیز تا ۸۰۰۰ متر در نظر گرفته شده با این حال که بعضی از این پیش‌ران‌ها امکان عمل را در ارتفاعات‌های بالاتر را دارند.

۳- جهت بررسی تأثیر دو متغیر سرعت و ارتفاع پروازی، نیروی پیش‌ران محاسبه شده نرمالایز گردیده است یعنی تمامی مقادیر محاسبه شده بر مقدار در سرعت و ارتفاع صفر تقسیم شده اند.

لازم به ذکر است در این پژوهش مقایسه در اکثر ماموریت‌های پروازی (مسافربری، پایش و ترابری) و همچنین پوشش پرنده‌های متداول موجود (هواپیما و پهپادهای تجاری) بوده است به همین دلیل، بازه سرعت پروازی ۰ تا ۰/۸ ماخ و همچنین و ارتفاع پروازی ۰ تا ۸۰۰۰ متری در نظر گرفته شده است.

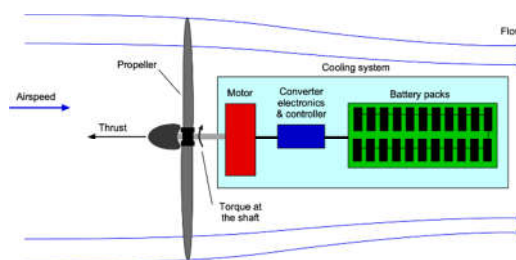
مطابق فرضیات ارائه شده نمودارهای شکل ۶ الی ۱۰، به ترتیب عملکرد توربوجت، توربوفن، توربوپراپ، موتور الکتریکی و سامانه EAD را نشان می‌دهد.

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0.7} \quad (10)$$

باتوجه به روابط می‌توان دریافت که عملکرد توربوپراپ با سرعت پرواز تغییرات چندانی نداشته و ثابت است؛ اما با افزایش ارتفاع و کاهش چگالی هوا نیرو پیش‌ران این موتور کاهش خواهد داشت.

۲-۴- موتور الکتریکی

یک موتور الکتریکی یک ماشین الکتریکی است که انرژی الکتریکی را به انرژی مکانیکی تبدیل می‌کند. اکثر موتورها از طریق تعامل بین میدان مغناطیسی موتور و جریان الکتریکی در سیم‌پیچ‌ها برای ایجاد نیروی به شکل گشتاور اعمال شده بر شفت موتور کار می‌کنند. یک ژنراتور الکتریکی از نظر مکانیکی شبیه به موتور الکتریکی است، اما به صورت معکوس عمل می‌کند و انرژی مکانیکی را به انرژی الکتریکی تبدیل می‌کند. موتورهای الکتریکی می‌توانند از منابع جریان مستقیم (DC) مانند باتری‌ها یا یکسوکننده‌ها یا از منابع جریان متناوب (AC) مانند شبکه برق، اینورترها یا ژنراتورهای الکتریکی تغذیه شوند. موتورهای الکتریکی می‌توانند بر اساس مواردی مانند نوع منبع تغذیه، ساختار، کاربرد و نوع خروجی حرکت طبقه‌بندی شوند. آنها می‌توانند براش‌دار یا بدون براش، تک‌فاز، دو فاز، یا سه‌فاز، با شار محوری یا شعاعی، و می‌توانند هوا خنک یا مایع خنک باشند. کاربردهای موتورها شامل فن‌ها، دمنده‌ها و پمپ‌های صنعتی، ابزارهای ماشینی، لوازم خانگی، ابزارهای برقی، وسایل نقلیه از جمله هواپیما و اجسام پرنده و دیسک‌درایوها می‌شود [۲۳].



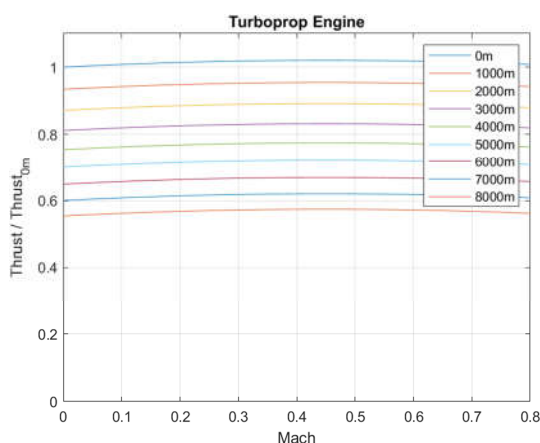
شکل ۵- طرحواره موتور الکتریکی [۲۴]

مطابق شکل ۵ موتور الکتریکی انرژی مکانیکی خود را به وسیله یک شفت به پروانه منتقل کرده و سپس نیروی پیش‌ران توسط پروانه تولید می‌گردد که از رابطه (۱۱) قابل محاسبه است [۲۳].

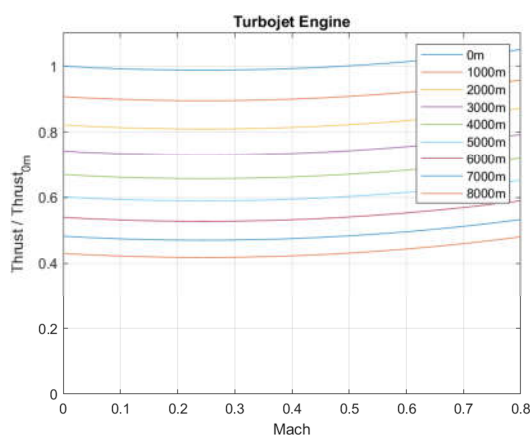
$$T = \frac{P}{(V_0 + w)} \quad (11)$$

$$w = \frac{1}{2} \left[-V_0 + \sqrt{V_0^2 + \left(\frac{2T}{\rho A} \right)} \right] \quad (12)$$

در روابط فوق w سرعت القا شده ملخ است که از رابطه (۱۲) محاسبه می‌گردد. همچنین V_0 و ρ ، سرعت و چگالی هوا آزاد و A سطح جارو شده توسط ملخ است. در نهایت، P نیز توان القایی موتور به پروانه خواهد بود. در این مدل از موتورها توان القایی موتور و همچنین

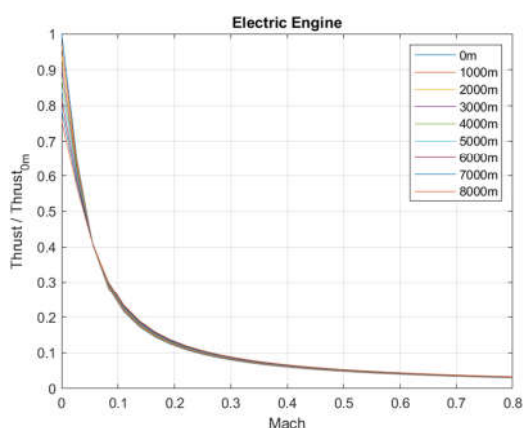


شکل ۸- عملکرد موتور توربوپراپ



شکل ۶- عملکرد موتور توربوجت

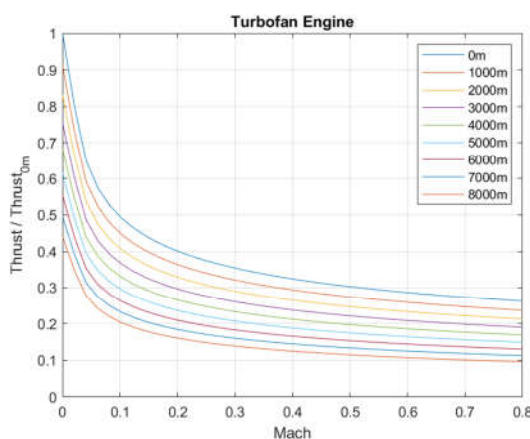
باتوجه به نمودار و همان‌طور که در روابط ارائه شد می‌توان دریافت که میزان نیرو پیش‌ران تولیدی با افزایش سرعت تغییراتی نداشته است. اما با افزایش ارتفاع به‌عنوان مثال در ارتفاع ۸۰۰۰ متری عملکرد به حدود ۵۷٪ کاهش پیدا می‌کند. که به نسبت موتور توربوجت بهتر است.



شکل ۹- عملکرد موتور الکتریکی

همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود تغییرات نسبت به سرعت به‌قدری زیاد است که میزان تغییرات نسبت به ارتفاع در آن مشخص نیست. اما طبق روابط نیروی پیش‌ران با تغییرات چگالی رابطه داشته و با کاهش چگالی، نیرو پیش‌ران نیز کاهش می‌یابد. با افزایش سرعت، کاهش شدید در نیرو پیش‌ران تولیدی رویت می‌شود به‌طوری‌که در ماخ ۰/۱ عملکرد به حدود ۲۰٪ خواهد رسید.

توجه به نمودار می‌توان دریافت که میزان نیرو پیش‌ران تولیدی در ارتفاع ۸۰۰۰ متری به حدود ۴۲٪ کاهش پیدا می‌کند و با افزایش سرعت تغییراتی صورت نمی‌گیرد.



شکل ۷- عملکرد موتور توربوفن

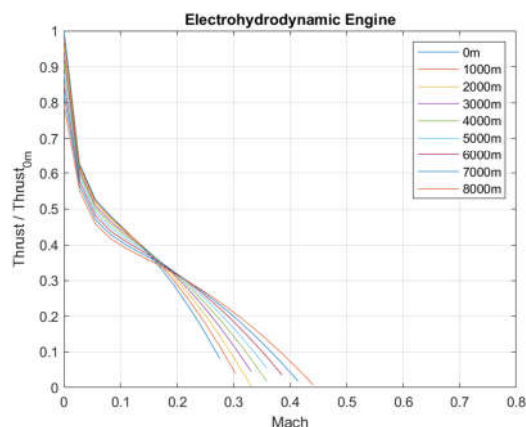
همان‌طور که مشاهده می‌شود عملکرد موتور با افزایش سرعت کاهش عملکرد بالایی داشته به‌طوری‌که از ماخ ۰ تا ۰/۱ میزان نیروی پیش‌ران به نصف رسیده است. اما از ماخ ۰/۶ به بعد دیگر تغییراتی وجود ندارد. همچنین با افزایش ارتفاع عملکرد این موتور کاهش دارد به طوری که در ارتفاع ۸۰۰۰ متری نیروی پیش‌ران به حدود ۴۵٪ مقدار خود در ارتفاع صفر می‌رسد.

تشریح و مدل‌سازی موتورهای هوایی یاد شده پرداخته شده و نمودارهای عملکردی آن‌ها رسم گردید. نتایج حاصل از تحلیل نمودارها برای عملکرد هر یک از سامانه‌های پیش‌ران نسبت به تغییرات سرعت و ارتفاع ارائه شده است.

توربوجت در سرعت‌های بالا راندمان مطلوبی دارد، اما با افزایش ارتفاع، عملکرد آن به‌طور قابل‌توجهی کاهش می‌یابد (تا ۴۲٪ در ارتفاع ۸۰۰۰ متر). توربوفن در سرعت‌های بالا عملکرد پایداری دارد و با افزایش ارتفاع نیروی پیش‌ران آن به ۴۵٪ مقدار اولیه می‌رسد. توربوپراپ در سرعت‌های پایین عملکرد بهتری دارد، اما راندمان آن با افزایش سرعت و ارتفاع کاهش می‌یابد (تا ۵۸٪ در ارتفاع ۸۰۰۰ متر). موتور الکتریکی با افزایش سرعت کاهش شدیدی در نیروی پیش‌ران دارد (کاهش تا ۲۵٪ در ماخ ۰/۱) و در ارتفاع بالا نیز به ۷۵٪ توان اولیه می‌رسد. سامانه EAD نسبت به سرعت بسیار حساس است و پس از ماخ ۰/۲۵ عملاً توان تولیدی آن صفر می‌شود. با این حال، در ارتفاع ۸۰۰۰ متری حدود ۷۸٪ از نیروی اولیه خود را حفظ می‌کند. در مجموع، سامانه EAD در پروازهای کم‌سرعت و ارتفاع بالا عملکرد قابل قبولی دارد، اما برای پروازهای سریع نیاز به بهبودهای اساسی دارد، که به‌عنوان نمونه می‌توان برای پهنادهایی با قابلیت شناسایی و پرواز در ارتفاع ۲۰ کیلومتری و یا استفاده در پیش‌ران‌های یونی هوایی جهت استفاده در ماهواره‌ها مدارهای ۴۰ تا ۴۰۰ کیلومتری می‌تواند مفید و ارزشمند باشد.

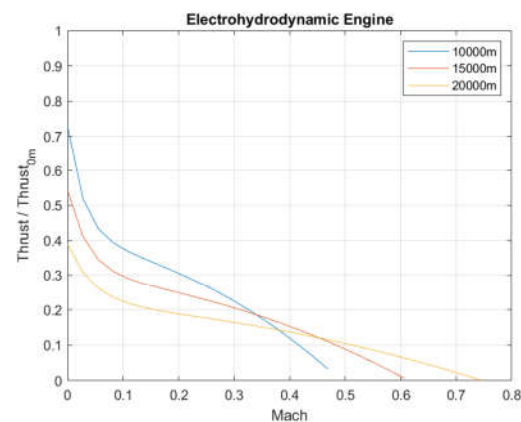
۵- مراجع

- [1] Vega NG. Advances in electroaerodynamic thrusters for aircraft propulsion [dissertation]. Cambridge (MA): Massachusetts Institute of Technology; 2023.
- [2] Estahbanati S, Schichler U, editors. Beneficial electrode arrangement for electroaerodynamic propulsion. In: Proceedings of the 22nd International Symposium on High Voltage Engineering (ISH 2021); 2021 Nov 21-26; Xi'an, China.
- [3] Xu H. Experiments in electroaerodynamic propulsion [dissertation]. Cambridge (MA): Massachusetts Institute of Technology; 2020.
- [4] Gilmore CK, Barrett SRH. Electroaerodynamic thruster performance as a function of altitude and flight speed. AIAA J. 2018;56(3):1105-17.
- [5] He Y, Woolston M, Perreault D, editors. Design and implementation of a lightweight high-voltage power converter for electro-aerodynamic propulsion. In: 2017 IEEE 18th Workshop on Control and Modeling for Power Electronics (COMPEL); 2017 Jul 9-12; Stanford, CA, USA.
- [6] Xu H, He Y, Strobel KL, Gilmore CK, Kelley SP, Hennick CC, et al. Flight of an aeroplane with solid-state propulsion. Nature. 2018;563(7732):532-5.
- [7] Xu H, Gomez-Vega N, Agrawal DR, Barrett SRH. Higher thrust-to-power with large electrode gap spacing electroaerodynamic devices for aircraft propulsion. J Phys D Appl Phys. 2020;53(2):025202.
- [8] Gomez-Vega N, Xu H, Abel JM, Barrett SRH. Performance of decoupled electroaerodynamic thrusters. Appl Phys Lett. 2021;118(7):074102.
- [9] Khomich VY, Malanichev VE, Rebrov IE. Electrohydrodynamic thruster for near-space applications. Acta Astronaut. 2021;180:141-8.
- [10] He Z, Li P, Wang W, Shao L, Chen X. Design of indoor unmanned airship propelled by ionic wind. J Phys Conf Ser. 2021;1748:062011.
- [11] Barrett S, Brown A, Gomez-Vega N. Silent, solid-state propulsion for advanced air mobility vehicles. 2023.
- [12] Nelson CL, Drew DS. High aspect ratio multi-stage ducted electroaerodynamic thrusters for micro air vehicle propulsion. IEEE Robot Autom Lett. 2024;9(3):2702-9.



شکل ۱۰- عملکرد موتور یونی هوایی

باتوجه به شکل ۱۰ تاثیر سرعت پروازی در این موتور از تمامی موتورهای دیگر بیشتر بوده به طوری که حدوداً از ماخ ۰/۲۵ به بعد نیروی پیش‌ران تولید نمی‌شود. اما در عوض با افزایش ارتفاع پرواز این موتور کاهش عملکرد بسیار بهتری نسبت به سایر موتورها دارد و تنها موتوری که عملکرد نزدیک به موتور یونی هوایی خواهد داشت موتور الکتریکی خواهد بود. نکته دیگر که نمودار قابل مشاهده می‌باشد آن است که عملکرد موتور نسبت به افزایش سرعت با افزایش ارتفاع بهبود پیدا خواهد کرد. در شکل ۱۱ عملکرد موتور در ارتفاعات بالاتر رسم گردیده است.



شکل ۱۱- عملکرد موتور یونی هوایی در ارتفاعات بالا

همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، عملکرد نسبت به سرعت پروازی در ارتفاع بالا بسیار بهتر است به طوری که در ارتفاع ۲۰۰۰۰ متری تغییرات سرعت در عملکرد این موتور تاثیر کمی خواهد داشت. این موضوع شایان ذکر است که عملکرد کلی این موتور در ارتفاع ۲۰۰۰۰ متری نسبت به ارتفاع صفر به حدود ۴۰٪ کاهش یافته است.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ابتدا مقدمه‌ای از نحوه عملکرد موتور الکتروآیرودینامیک ارائه شده و سپس مزایا و چالش‌های موجود در این سامانه مطرح گردید. مروری بر پژوهش‌های اخیر انجام شده در زمینه حل چالش و بهبود عملکرد این موتور نیز صورت پذیرفت. سپس به

- [13] Rushikesh P, Jain P, Singh Gill H. Design and optimization of ion propulsion drone. BOHR Int J Mater Sci Eng. 2023;1(1):25-31.
- [14] Gomez-Vega N, Brown A, Xu H, Barrett SRH. Model of multistaged ducted thrusters for high-thrust-density electroaerodynamic propulsion. AIAA J. 2023;61(2):767-79.
- [15] Brown AJ, Gomez-Vega N, Barrett S, editors. Solid-state electroaerodynamic uncrewed aircraft for near-silent package delivery. In: AIAA Aviation 2023 Forum; 2023 Jun 12-16; San Diego, CA, USA.
- [16] Ahmadi A, Nosratollahi M, Khoshkhoo R, Fathi A. Introducing design algorithm and sensitivity analysis on system parameters of electrohydrodynamic thruster. In: Proceedings of the 7th International Conference on Mechanical Engineering, Industries & Aerospace; 2024.
- [17] Khoshkhoo R, Memari MJ, Aghaei Malekabadi M. Experimental investigation of the thrust and ion wind velocity using corona discharge in different arrangements in positive and negative coronas. Mech Eng Tabriz Univ. 2024;54(1):91-100.
- [18] El-Sayed AF. Aircraft propulsion and gas turbine engines. 2nd ed. Boca Raton (FL): CRC Press, Taylor & Francis Group; 2017.
- [19] Wikipedia. "Turbojet." <https://simple.wikipedia.org/wiki/Turbojet> (accessed 11/8/2025).
- [20] Anderson JD. Aircraft performance & design. Boston (MA): McGraw-Hill Education; 1999.
- [21] Wikipedia. "Turbojet." https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Turbofan_operation.svg (accessed 11/8/2025).
- [22] Wikipedia. "Turboprop." <https://en.wikipedia.org/wiki/Turboprop> (accessed 11/8/2025).
- [23] Anderson JD. Introduction to flight. 7th ed. Boston (MA): McGraw-Hill Higher Education; 2005.
- [24] E.-R. A. University. "Electrically-Powered Aircraft." <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/electric-aircraft/> (accessed 11/8/2025).
- [25] Brown A. Towards practical fixed-wing aircraft with electroaerodynamic propulsion [dissertation]. Cambridge (MA): Massachusetts Institute of Technology; 2023.