مکانیک سازهها و شارهها/ سال۱۴۰۴/ دوره ۱۵/ شماره ۱/ صفحه ۱۹–۳۱

الجمن مسندى ماخت وتوليدا

. تشربه کانیک سازه ، و شاره ،



 ${\rm DOI:}\ 10.22044/jsfm.2025.15524.3926$

آنالیز تطبیقی پیشران الکتروآیرودینامیک با موتورالکتریکی برای پهپاد ۸ Zephyr

علیرضا احمدی^۱، روحالله خوشخو^{۲.*}، مهران نصرتاللهی^۳ ^۱ دانشجو کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران ^۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران ^۳ دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۱۰/۱۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۳/۱۱/۲۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۱/۱۲

چکیدہ

پیشران الکتروآیرودینامیک، یک فناوری در تولید نیروی پیشرانش است که در دهه اخیر به شدت مورد توجه محققان قرار گرفته است. در این تحقیق، مزایا و معایب این سیستم پیشران همراه با چالشهای مرتبط با توسعه آن بیان گردیده و همچنین، به مقایسه عملکردی این سیستم پیشران با سیستم پیشران الکتریکی برای پهپاد ۸ Zephyr پرداخته شده است. سپس، یک مدل ریاضی برای موتور الکتریکی ارائه شده و با استفاده از داده های استخراج شده از هواپیمای ۸ Zephyr ۸ نمودارهای عملکردی موتور الکتریکی این هواپیما ترسیم شده اند. در گام بعدی، مدل سازی ریاضی موتور الکتروآیرودینامیک انجام و با استفاده از الگوریتم بهینه سازی ترکیبی GA-SQP، یک نمونه بهینه از این موتور طراحی گردید. این طراحی با هدف دستیابی به نیروی پیشران مشابه با موتور الکتریکی در ارتفاع ۲۱٬۰۰۰ متر و سرعت پروازی ۱۰ متر بر ثانیه انجام گردید. این طراحی با هدف دستیابی به نیروی پیشران مشابه با موتور الکتریکی در ارتفاع ۲۱٬۰۰۰ متر و سرعت پروازی عملکردی موتورهای الکتریکی و الکتروآیرودینامیک، نتایج نشان می دهد که موتور الکتروآیرودینامیک می مانسیس نمودارهای مالکردی موتورهای الکتریکی و الکتروآیرودینامیک، نتایج نشان می دهد که موتور الکتروآیرودینامیک می تواند به عنوان جایگزینی مناسب نقر موتور الکتریکی در هواپیمای ۸ Zephyr مودر این موتور الکتروآیرودینامیک می و الکتریکی در ارتفاع ۲۱٬۰۰۰ متر و سرعت پروازی مالکردی موتور الکتریکی و الکتروآیرودینامیک، نتایج نشان می دهد که موتور الکتروآیرودینامیک می تواند با می و ای موار های برای موتور الکتریکی در هواپیمای ۸ Zephyr مود استفاده قرار گیرد. این نتیجه گیری بر پایه مزایای بالقوه موتور الکتروآیرودینامیک از نظر بهره وری انرژی و قابلیت عملکرد در ارتفاعهای بالا است.

كلمات كليدى: أناليز تطبيقى؛ پيشران الكتروأيروديناميك؛ موتورالكتريكى؛ بهينهسازى؛ Zephyr ۸.

Comparative Analysis of Electroaerodynamic Propulsion and Electric Motors for the Zephyr 8 UAV

Alireza Ahmadi¹, Rouhollah Khoshkhoo^{2,*}, Mehran Nosratollahi³

¹ MSc student, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran ² Assist. Prof., Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran ³ Assoc. Prof., Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

Electroaerodynamic propulsion is a thrust-generation technology that has gained significant attention in recent years. This study explores the advantages, disadvantages, and challenges of developing this propulsion system. Additionally, it compares the performance of electroaerodynamic propulsion with an electric propulsion system for the Zephyr 8 UAV.A mathematical model for the electric motor is presented, and performance charts are generated using data from the Zephyr 8 aircraft. Subsequently, a mathematical model for the electroaerodynamic propulsion system is developed. Using a hybrid GA-SQP optimization algorithm, an optimized design for the electroaerodynamic motor is created to achieve thrust comparable to the electric motor at an altitude of 21,000 meters and a flight speed of 10 m/s. Performance charts for the electroaerodynamic ion propulsion could serve as a viable alternative to electric motors for the Zephyr 8 UAV, offering potential benefits in energy efficiency and high-altitude performance.

Keywords: Comparative Analysis; Electroaerodynamic propulsion; Electric propulsion; Optimization; Zephyr 8

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۲۲۹۷۰۲۰۹-۲۱، فکس: ۲۱۲۶۷۵۳۰۳۵

آدرس پست الكترونيك: r.khoshkhoo@mut.ac.ir

۱– مقدمه

پیشرانش الکتروآیرودینامیک^۱ یا پیشرانش یونی یک فناوری نوآورانه است که به جای استفاده از قطعات مکانیکی متحرک مانند پروانهها یا توربینها، از نیروهای الکتریکی برای تولید حرکت و نیروی پیشرانش استفاده میکند. این فناوری بر اساس اصول فیزیکی میدانهای الکتریکی و جریانهای یونی عمل میکند. پیشرانش الکتروآیرودینامیک از یونیزاسیون هوا و ایجاد جریانهای یونی بهره میبرد. در این فرآیند مطابق شکل(۱)، الکترودهای مثبت و منفی در دو نقطه مختلف قرار میگیرند. با اعمال ولتاژ بالا بین این الکترودها، هوا در نزدیکی الکترود مثبت (ساطعکننده) یونیزه شده و یونهای مثبت ایجاد میکند. این یونهای مثبت به سمت الکترود منفی راگیرنده) شتاب میگیرند و در طول مسیر با مولکولهای هوا برخورد کرده و آنها را نیز یونیزه میکنند. نتیجه این برخوردها و شتاب یونها، ایجاد نیرویی به نام باد یونی^۲ است که به حرکت هوا و در نتیجه تولید پیشرانش منجر میشود [۱].



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

سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک دارای مزایای مختلف و منحصر بهفردی است که به برخی از آنها در ادامه اشاره شده است:

۱- بی صدا بودن: یکی از بزرگترین مزایای این فناوری،
 عملکرد بی صدا یا بسیار کم صدای آن نسبت به موتورهای جت
 یا پروانههای سنتی است. این ویژگی می تواند کاربردهای
 متنوعی در زمینههای مختلفی نظیر حمل ونقل هوایی شهری
 یا پهپادهای نظارتی داشته باشد.

۲- بدون قطعات متحرک: عدم وجود قطعات متحرک
 باعث کاهش فرسایش و خرابی، کاهش نیاز به تعمیر و نگهداری
 و افزایش عمر مفید سیستم می شود.

۳- امکان راندمان بالاتر: با حذف قطعات مکانیکی، امکان بهینهسازی بیشتر و افزایش راندمان سیستم وجود دارد.

۴- توانایی تولید نیروی پیشران در جو رقیق و ارتفاعات بالا: در شرایط جوی رقیق و در ارتفاعات بالا که تراکم مولکولهای گاز کم است، پیشرانشهای سنتی مانند موتورهای جت که به احتراق سوخت و اکسیژن نیاز دارند، کارایی کمتری دارند؛ اما سیستمهای پیشرانش یونی این محدودیتها را ندارند، چرا که آنها از مولکولهای گاز اطراف (حتی با تراکم پایین) برای تولید یون استفاده می کنند و نیازی به احتراق مستقیم ندارند. این ویژگی به پیشرانشهای یونی اجازه میدهد تا در محیطهای بسیار رقیق، مانند لبههای جو زمین یا حتی محیط مناسب فضا، به طور موثری کار کنند.

سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک در عین حال دارای محدویت و چالشهایی نیز است که در ادامه به آنها پرداخته شدهاست.

۱- نیاز به توان الکتریکی بالا: برای تولید جریان یونی
 کافی، این پیشرانها به ولتاژهای بالایی (معمولاً در محدوده
 کیلوولت) نیاز دارند که مصرف انرژی بالایی دارد.

۲- چالشهای بهرهوری: با وجود نداشتن قطعات متحرک و عملکرد بیصدا، بازده کلی آنها در مقایسه با موتورهای احتراقی یا ملخها در بیشتر کاربردها کمتر است.

۳- محدودیت در محیطهای عملیاتی: از آنجا که این سیستمها برای کار کردن نیاز به یونیزه کردن هوا دارند، در خلأ (مانند فضا) عمل نمی کنند و کاربرد آنها به محیطهای جوی محدود می شود.

۴- تداخل الکترومغناطیسی (EMI): میدانهای الکتریکی با ولتاژ بالا ممکن است، باعث ایجاد تداخل ناخواسته در تجهیزات الکترونیکی شوند.

رقیب اصلی این سیستم پیشران به دلیل استفاده از توان الکتریکی، موتور الکتریکی می،اشند. در مقایسه با موتورهای الکتریکی معمول، این سیستمها بیشتر در مراحل تحقیقاتی هستند و بهدلیل نیاز به ولتاژ بالا و محدودیتهای طراحی فعلی، هنوز برای کاربردهای سنگین یا صنعتی مناسب نیستند.

² Ionic wind

¹ Electroaerodynamic

موتورهای الکتریکی فعلی از نیروی مغناطیسی برای ایجاد حرکت دورانی استفاده میکنند و نسبت به سیستمهای پیشران الکتروآیرودینامیک، کارآمدتر و قابل اطمینانتر در کاربردهای تجاری فعلی هستند. به این علت دانشمندان به تحقیق و پژوهش و همچنین توسعه روشهای مختلف برای حل چالشهای موجود در سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک پرداختهاند.

در سال ۲۰۱۷، گیلمور و همکاران به بررسی تاثیر دو پارامتر سرعت و ارتفاع پرواز در میزان تولید نیروی پیشران سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک پرداختند و میزان تغییرات آن را ارائه نمودند[۲].

در سال ۲۰۱۷، هی و همکاران بر روی مبدل توان سیستم پیشرانش یونی پژوهش نمودند. طرح اصلی آنها کاهش جرم حداکثری مبدل توان این سیستم به وسیله استفاده از مواد سبک با نوآوریهای جدید و نو ظهور وهمچنین ایجاد تغییر در توان و ولتاژ خروجی منبع انرژی بود [۳]. در سال ۲۰۱۸، طبق مرجع[۴]، دانشگاه MIT، اولین پرنده با سیستم پیشران بادیونی را ساخت و به پرواز درآورند که باعث ایجاد تغییرات اساسی در موارد استفاده این سیستم شد. در سال ۲۰۲۰، ژو و همکاران برروی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و تاثیر فاصله بين الكترودهاي آن تحقيق نمودند. اين مقاله به بررسي امكانسنجي افزايش فواصل بين الكترودها بيش از حد معمول می پردازد [۵]. در سال ۲۰۲۱، گومز وگا و همکاران بروی عملكرد سيستم پيشران الكتروآيروديناميك ديكوپل پژوهش کردند. واژه دیکوپل در این سیستم پیشران به معنای جداسازی فرآیند یونیزه کردن هوا و شتابدهی به آن است [۶]. در سال ۲۰۲۱، خومیک و همکاران روی عملکرد این سیستم پیشران در ارتفاعات بالا و نزدیک به فضا تحقیق کرده و همچنین آزمایشاتی روی این سیستم پیشران در محفظه خلاء نیز انجام گردید [۷]. در سال ۲۰۲۱، ژنگ هی و همکاران در موسسه فناوری پکن کشور چین پژوهشی در مورد طراحی یک کشتی هوایی با سیستم پیشران باد یونی ارائه کردند. اهداف اصلی این کشتی هوایی، اهداف علمی و تجاری بود [۸]. در سال ۲۰۲۲، بررت و همکاران در دانشگاه MIT، طراحی و ساخت پرندهای عمودپرواز را با استفاده از سیستم پیشران باد یونی انجام دادند که ماموریت ارسال بسته با پروازی بی صدا را دارد [۹]. در سال ۲۰۲۳، نلسون و همکارش موفق به ساخت یک میکرو هواپیما

با سیستم پیشران چندمرحلهای الکتروآیرودینامیک شدند. در این پروژه، اثرات هندسه مجرای ورودی و الکترود بر عملکرد محرک بررسی شد و همچنین تاثیر افزایش ابعاد مقطع بر تولید نیروی پیشران بررسی گردید [۱۰]. در سال ۲۰۲۳، روشیکش و همکاران، تحقیقی در زمینه طراحی پرندهای بدونسرنشین با سیستم باد یونی ارائه کردند. ایده آنها، جایگزینی این سیستم پیشرانش بهجای سیستم پیشرانش ملخی به دلیل ایجاد لرزش نمونه جدیدی از سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک ارائه کردند. ویژگی این مدل، قرار گرفتن چندمرحلهای از سیستم پیشران هوازی در داکت بود. همچنین نتایج این پژوهش نشان دهنده افزایش کارایی این سیستم به-علت قرار گرفتن در داکت است [17].

در سال ۲۰۲۳، براون و همکاران در پژوهشی به طراحی مفهومی دو مدل پرنده بدون سرنشین با ماموریت باربری در سطح شهر به وسیله موتور الکتروآیرودینامیک پرداختند. هدف اصلی در این پژوهش استفاده طراحی پرندهای با توانایی رقابت با پرندههای الکتریکی و همچنین استفاده از مزیت صدا تولید کمتر این سیستم پیشرانش بود [۱۳].

در سال ۲۰۲۴، احمدی و همکاران، پژوهشی در زمینه آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی اصلی سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک و تاثیر آنهابر روی عملکرد سیستم را ارائه نمودند نتایج پروهش نشاندهنده است که دو عامل سطح مقطع ورودی و ولتاژ تاثیر مستقیم بر روی عملکرد این پیشران دارد [۱۴]. در سال ۲۰۲۴، خوشخو و همکاران، تحقیقاتی در زمینه تخلیه کرونا در فشار اتمسفری با ایجاد شرایط هندسی متفاوت الکترودها، در چینش آرایهای و اعمال ولتاژهای مختلف با پولاریتههای متفاوت انجامدادند. در این پژوهش، همچنین سری و موازی قرار گرفتن الکترودها موردارزیابی قرار گرفت، نتایج حاصل از آزمونهای آزمایشگاهی آیرودینامیکی دلالت بر این نکته دارد که کرونا باعث به وجود آمدن یک باد یونی روی سطح مدل میشود، نسبت به ولتاژی که با آن کرونا

همانطور در پژوهشهای صورت گرفته مشخص است، اغلب پژوهشها در تلاش حل چالشهای موجود در این سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و ارتقا کارایی آن جهت رقابت با سایر سیستمهای پیشران است. در این پژوهش، ابتدا

مشخصات موتور ۲ Zephyr استخراج شده و سپس عملکرد موتور هواپیمای ۲ Zephyr تحلیل می گردد. در ادامه، مدلی از سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک ارائه شده و سپس به وسیله مدل و استفاده از الگوریتم GA-SQP سیستم پیشران بهینه ای همکلاس با موتور هواپیمای ۲ Zephyr طراحی شد. در نهایت دادههای بدست آمد موردتحلیل و بررسی قرار گرفت.

۲- مدلسازی موتورالکتریکی

مطابق مرجع [۱۶] براساس تئوری مومنتوم و با درنظر گرفتن شرایط ایدهآل در هوا یعنی جریان تراکم ناپذیر، پایا و همچنین یکنواخت نیروی پیشرانش توسط پروانه تولید میگردد که از رابطه (۱) قابل محاسبه است.

$$T = \frac{P}{\left(V_0 + w\right)} \tag{1}$$

$$w = \frac{1}{2} \left[-V_0 + \sqrt{V_0^2 + \left(\frac{2T}{\rho A}\right)} \right]$$
(7)

در روابط فوق W سرعت القا شده ملخ است که از رابطه (۲) محاسبه می گردد. همچنین V_0 و ρ ، سرعت پرواز و چگالی هوا و A سطح جارو شده توسط ملخ است. در نهایت Pنیز توان موتور خواهد بود.

هواپیمای ۸ Zephyr یک پهپاد خورشیدی است که توسط شرکت ایرباس طراحی شدهاست. این هواپیمای بدون سرنشین با انرژی خورشیدی کار کرده و به دلیل قابلیت پرواز در ارتفاعات بسیار بالا (تا ۲۱ هزار متر) و ماندگاری طولانیمدت در هوا، به آن لقب ماهوارهای در سطح پایین جو داده شده است. ۸ Zephyr میتواند هفتهها یا حتی ماهها بدون نیاز به فرود پرواز کند که آن را برای ماموریتهای نظارتی، شناسایی، و ارتباطات بسیار مفید می سازد. از این پهپاد برای اهداف نظامی و غیرنظامی استفاده می شود و به دلیل سازگاری با انرژی پاک، در مقایسه با ماهوارهها هزینه کمتری دارد. در شکل (۲) شماتیک یهیاد ۸ Zephyr نمایش داده شدهاست؛

همچنین برخی از مشخصات این هواپیما به صورت جدول (۱) ارائه می گردد [۱۷] و [۱۸].



شکل ۲- شماتیک یهیاد Zephyr ۸

مقدار	پارامتر
۲۱۰۰۰ (m)	ارتفاع پروازی
۶۴ (days)	مداومت پرواز
۵۶۰۰۰ (km)	برد
محموله (kg) ۶۲+۵	جرم
۲۵ (m)	اسپن بال
۱ (m)	عرض متوسط بال
۴/۵ (m)	طول دم
•/YΔ (m)	عرض دم
۱/۲۵ (m)	قطر ملخ
GaAs	نوع پنل خورشيدي
۳۵۰ (W/m ²)	چگالی توان پنل خورشیدی

Zephyr A	دی بقتاد	صيات عمكل	حدول ۱- خصو
- Zepnyi n	على يهيان	صيات فساللر	جناون مسو

بيما مطابق روابط	جهت مدلسازی عملکرد موتور این هوا،	-
وا، توان مصرفی و	(۲) نیازمند به سرعت پرواز، چگالی ه	(۱) و
	ر جارو شده توسط ملخ خواهیم بود.	سطح

د چگالی هوا: این پارامتر با توجه به ارتفاع پروازی هواپیما و حیات می گردد.
$$ho_{@\,21000m} = 0.0768 \frac{kg}{m^3}$$

 ۲- سرعت پرواز: با توجه به برد و مداومت پروازی ارائه شده در جدول (۱)، می توان سرعت متوسط کروز هواپیما را محاسبه نمود.

$$V_0 = \frac{Range}{Endurance} = \frac{56000 \times 1000}{64 \times 24 \times 3600} = 10.12 \, \frac{m}{s}$$

۳- سطح جارو شده توسط ملخ: توسط اندازه قطر ملخ قابل محاسبه است.

$$A = \pi \left(\frac{d}{2}\right)^2 = 1.2272m^2$$

۴- توان موتور: با توجه به آن که سطح کل بال و دم این هواپیما پوشیده شده از پنلهای خورشیدی است با محاسبه سطح کل می توان، توان موتور را محاسبه کرد.

$$P = (S_{wing} + S_{tail}) \times 350 = 9852.5W$$

توان محاسبه شده در واقع توان کل تولیدی پنل خورشیدی خواهد بود که طول روز تولید شده و ۵۰ درصد آن را در باتری جهت پرواز در شب ذخیره کرده و بقیه آن صرف دو موتور هواپیما خواهد شد. در نهایت با توجه به اطلاعات موجود از هواپیما و موتور آن و با مقایسه آنها با موتورهای موجود همکلاس، جرم هر یک موتورها را حدود ۱/۵ کیلوگرم میتوان تخمین زد. در نتیجه مشخصات موتور هواپیمای Zephyr ۸ به صورت جدول (۲) قابل ارائه است.

جدول ۲- خصوصیات موتور الکتریکی ۲ Zephyr		
مقدار	پارامتر	
٧/• ٩۴ (N)	پيشرانش بيشينه	
Υ۴ΛΥ/ΛΙΥ (W)	توان مصرفي بيشينه	
۱/۲۵ (m)	قطر ملخ	
۱/۵ (kg)	جرم	

جهت تحلیل عملکرد در شرایط پرواز مختلف موتور ۸ کیا ۲ کیا ۲ متناسب با مدل استاندارد اتمسفر و سرعت هوا میتوان نمودار نیروی پیشرانش این موتور را در در ارتفاعات و سرعت پروازی مختلف رسم کرد. نمودار شکل (۳) نیروی پیشران تولیدی موتور ۸ Zephyr را در پنج ارتفاع پروازی صفر، ۵۰۰۰ متر بر می در ۲۰۰۰۰ و ۲۰۰۰۰ متری و از سرعت ۱ الی ۴۰ متر بر ثانیه را نشان می دهد.



همانطور در نمودار (۳) قابل مشاهده است، اثر افزایش سرعت پروازی در عملکرد این موتور بسیار بیشتر از افزایش ارتفاع پروازی میشود؛ همچنین در ارتفاع ۲۱۰۰۰ متری و سرعت ۱۰ متر برثانیه میزان میزان نیروی پیشران تولید حدود

به غیر از پارامتر نیروپیشران سه پارامتر پیشرانش به جرم، پیشرانش به توان و چگالی پیشرانش نیز در تحلیل و بررسی

۲/۴ نیوتن است.

موتورها کاربرد دارند که در ادامه به صورت اشکال (۴) الی (۶) ارائه خواهند شد.

نمودارهای ۴ الی ۶ نیز همانند نمودار ۳ براساس رابطه ۱ و ۲ استخراج گردیده است، تفاوت اصلی این نمودارها تغییر پارامتر مورد بررسی بوده که به ترتیب به صورت نسبت نیروی پیشرانش بر توان در نمودار ۴، نیروی پیشرانش (یعنی نسبت نمودار ۵ و در نهایت چگالی نیروی پیشرانش (یعنی نسبت نیروی پیشرانش به سطح مقطع مرجع سیستم پیشران که موتورهای الکتریکی معادل سطح مقطع جاروب شده توسط ملخ است) در نمودار ۶ است.



شکل ۴- نمودار تراست برتوان برحسب سرعت در ارتفاعات مختلف برای موتور الکتریکی پهپاد Zephyr A

در شکل (۴)، نمودار تراست برحسب توان مربوط به موتور الکتریکی آن با استفاده از مدلسازی نشان داده شدهاست. مطابق شکل (۴) میتوان دریافت که رفتار نمودار با نمودار شکل (۳) یکسان بوده و تنها تفاوت در مقادیر است؛ همچنین در نمودار توان مصرفی به صورت کیلووات در نظر گرفته شده است.



ار تفاعات مختلف برای موتور الکتریکی پهپاد Zephyr ۸

در شکل (۵)، نمودار تراست برحسب وزن موتور نشان داده شده است. مطابق شکل (۵) میتوان دریافت که رفتار نمودار با نمودار شکل (۳) یکسان بوده و تنها تفاوت در مقادیر است. این پارامتر یک شاخص مهم در عملکرد سیستمهای پیشران است که نشاندهنده توانایی یک موتور در تولید نیروی پیشرانش نسبت به جرم خود است. موتور با پیشرانش به جرم بالا معمولاً برای کاربردهایی کاربرد دارد که شتاب یا افزایش ارتفاع سریع مورد نیاز است. همانگونه که مشاهده میشود، نسبت تراست به وزن با افزایش میزان سرعت، کاهش می یابد.



شکل ۶- نمودار چگالی تراست برحسب سرعت در ارتفاعات مختلف برای موتور الکتریکی پهپاد ۸ Zephyr

در شکل (۶)، نمودار چگالی تراست برحسب سرعت نشان داده شده است. مطابق شکل (۶) می توان دریافت که رفتار

نمودار با نمودار شکل (۳) یکسان بوده و تنها تفاوت در مقادیر است. چگالی پیشران بالا نشان میدهد که موتور میتواند نیروی زیادی را در حجمی کوچک تولید کند که برای طراحی سیستمهای کم حجم و سبک بسیار مهم است. در وسایل نقلیهای که فضای محدود دارند (مانند پهپادها، هواپیماهای کوچک)، موتورهایی با چگالی پیشران بالا گزینه ایدهآلی هستند.

۴- مدلسازی سیستم AC-DC پیشران الکتروآیرودینامیک

همان طور که در شکل (۷) مشاهده می شود، در مورد این مدل از موتور جریان هوا از ورودی وارد کانال می شود. سپس در قسمت تولید پیشران که مطابق شکل (۸) است، جریان هوا پس از عبور از الکترودهای ساطع کننده، شروع به برخورد به یون های درحال حرکت بین دو الکترود می کنند. این امر باعث افزایش سرعت مولکول های هوا، ایجاد اختلاف فشار و درنهایت تولید پیشران خواهد شد. در نهایت جریان و از سیستم خارج می شود.



شکل ۷- سیستم AC-DC پیشران الکتروآیرودینامیک

شمای کلی مدار AC-DC در شکل (۸) نشان داده شدهاست. مطابق شکل (۸) این مدل از سیستم پیشران شامل دو بخش کلی تولید یون و تولید باد یونی میشود. قسمت تولید یون از روش تخلیه شد دیالکتریک^۳ و قسمت تولید باد یونی از روش تخلیه کرونا^۴ استفاده میکند. این روش تلفیقی از مرجع [۱۸] گرفته

شده است. پژوهش انجام شده در این مرجع نشان میدهد که این مدل توانایی تولید نیروی پیشران بیشتر به ازای توان مصرفی پایین تر را داراست.



شکل ۸- نمای کلی مدار AC-DC پیشران الکتروآیرودینامیک

مفروضات مورد توجه جهت مدلسازی ریاضی سیستم AC-DC به شرح زیر است:

- ۱- جریان حالت پایدار و شبه یک بعدی فرض میشود.
 - ۲- جریان محدود به شارژ فضا است.

۳- هندسه و عملکرد ورودیهوا و همچنین تداخل بین
 الکترودها نادیده گرفته شدهاست.

۴- با توجه به شكل (۳) مساحت كانال بين مقاطع ورودى و خروجى ثابت است و فشار خروجى مجرا اتمسفرى فرض مى شود.

۵- در نهایت، افزایش فشار و تلفات هر مرحله مستقل از تعداد مراحل فرض میشود (یعنی برای هر مرحله یکسان است).

با توجه به فرضیات انجام شده، معادلات (۳) الی (۱۱) جهت محاسبه نیروی پیشران که از مرجع [۱۳] و [۱۹] استخراج شده مورد استفاده قرار گرفته است.

$$v_i = \frac{A_e}{A_i} v_e \tag{(7)}$$

$$v_e = \sqrt{v_\infty^2 + 2\frac{\Delta P}{\rho}} \tag{f}$$

⁴ Corona Discharge

³ Dielectric Barrier Discharge

$$\overline{J} = (1 + \overline{v_2})^2 \tag{17}$$

$$\frac{P}{A_2} = \left(\frac{P}{A_2}\right)_{accel} + \left(\frac{P}{A_2}\right)_{ion} \tag{15}$$

$$\left(\frac{P}{A_2}\right)_{ion} = \frac{njE_{ion}}{e} \tag{10}$$

$$\left(\frac{P}{A_2}\right)_{accel} = njV \tag{19}$$

j چگالی شدت جریان و \overline{f} پارامتر بیبعد آن است. همچنین E_{ion} مقدار انرژی مورد نیاز جهت تولید یک یون، e شارژ اولیه یون است. در نهایت P توان مصرفی پیشران و اندیسهای $I_{ion}(-)$ و $I_{accel}(-)$ به ترتیب مربوط به توان مصرفی تولید یون و شتاب دهی به آنها است. این روابط دارای کمیتهایی ثابت هستند که وابسته به شرایط جوی، جنس الکترود، هندسه چینش طبقات و روش تولید یون میباشند که از مرجع [۹] استفاده گردیده و در جدول (۳) آورده شده است.

جدول ۳- پارامترهای ثابت سیستم پیشران

مقدار	نماد	پارامتر
$\lambda/\lambda\Delta \times 1 \cdot F/m$	ε	ضریب گذردهی الکتریکی
$r \times 1.^{-r} m^r / _{s.V}$	μ	ضریب تحرک یونی
$1/9 \times 10^{-19} C$	e	شارژ اوليه يون
۱۰ mm	d	فاصله بين هر جفت الكترود
88 eV	E _{ion}	انرژی یونیزاسیون
$r \times 1 \cdot r$	K	ضريب پسا الكترود

با توجه به روابط ارائه شده میتوان دریافت که این سیستم دارای چهار دسته پارامتر ورودی شامل ابعاد هندسی (طول، عرض و ارتفاع)، ولتاژ وارد شده به دو سر الکترود، فاصله، تعداد مراحل (جفت الکترودهای مثبت ومنفی) و جنس مواد مصرفی

$$T = \rho v_e (v_e - v_{\infty}) A_e - D_{wall}$$
 (d)

$$\Delta P = n[(\Delta P)_{EAD} - (\Delta P)_{loss}] \tag{6}$$

در روابط (۳) الی (۶)، v_i سرعت هوا داخل و v_e سرعت خروجی از پیشران است. A_i مساحت سطح مقطع پیشران و A_e مساحت سطح مقطع خروجی همچنین v_∞ سرعت جریان آزاد است. ΔP اختلاف فشار ایجاد شده در پیشران است. ρ چگالی هوا و n تعداد جفت الکترودهای استفاده شده در پیشران است.

نیز پسا ناشی از اصطکاک بین جریان و دیواره کانال D_{wall} است و درنهایت T نیروی پیشران تولیدی خواهد بود.

(4P)_{EAD} و (4D) به ترتیت فشار تولیدی توسط پیشران و افت فشار ناشی از برخود جریان به الکترودها بوده که با استفاده از روابط (۵) الی (۹) محاسبه میشود:

$$(\Delta P)_{loss} = \frac{1}{2} \rho v_i^2 K_L \tag{Y}$$

$$\overline{(\Delta P)_{EAD}} = \frac{\mu(\Delta P)_{EAD}}{j_{MG}d} \tag{A}$$

$$\overline{(\Delta P)_{EAD}} = (1 + \overline{v_i})(1 - \frac{v_i}{3}) \tag{9}$$

$$j_{MG} = \frac{9}{8} \varepsilon \mu \frac{V^2}{d^3} \tag{(1.)}$$

$$\overline{v_i} = \frac{v_i d}{\mu V} \tag{11}$$

 K_L ضریب پسا الکترود، μ ضریب تحرک یونی، $_{MG}$ چگالی شدت جریان موت گونری^۵، V ولتاژ برقرارشده به دو سر الکترود، b فاصله بین هر جفت الکترود و 3 ضریب گذردهی الکتریکی است. $\overline{(\Delta P)_{EAD}}$ و \overline{V} به ترتیب پارامترهای بی بعد افزایش فشار پیشران و سرعت جریان درون سیستم است. جهت محاسبه توان مصرفی نیز از روابط (۱۲) الی (۱۶) استفاده می شود.

$$\overline{J} = \frac{j}{j_{MG}} \tag{11}$$

⁵ Gurney-Mott

میباشد. جهت صحتسنجی الگوریتم و روابط استخراج شده، مقدار جرم، توان مصرفی و نیروی پیشران که پارامترهای خروجی هستند، بر اساس پارامترهای ورودی مرجع [۱۳] محاسبه گردید. خروجیهای بدست آورده شده خطای زیر یک درصد را نسبت به دادههای مرجع شماره [۱۳] را داراست. جدول (۴) دادههای مربوط به متغیرهای ورودی و خروجی

محاسبه شده و مقایسه آن با مرجع را نشان میدهد.

· · · · •	-		
مقدار محاسبه شده	مقدار مرجع	نماد	پارامتر
\cdot /٣١۴• m	•/٣١۴ m	а	عرض
•/١٨۶• m	•/\&\$ m	b	ارتفاع
$\cdot / v \cdot \cdot m$	•/\Y m	с	طول
998 · V	997 · V	V	ولتاژ
18/840 N	1 <i>6/Y N</i>	Т	تراست
1/974 kW	।/१۳ <i>kW</i>	Р	توان
۰/۲۶۳ kg	۰/۲۶ kg	m	جرم

جدول ۴- نتایج صحت سنجی الگوریتم

۵- طراحی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بهینه

با توجه به روابط ارائه شده، این سیستم دارای چهار متغیر ورودی شامل ابعاد هندسی (طول، عرض و ارتفاع) و ولتاژ وارد شده به دو سر الکترود است و متغیرهای خروجی آن جرم، نیروی پیشران و توان مصرفی سیستم پیشران خواهد بود. حال با در برابر نظر گرفتن نیروی پیشران سیستم با موتور Zephyr A در ارتفاع ۲۱۰۰۰ متری وسرعت ۱۰ متر بر ثانیه و با هدف افزایش حداکثری نیروی پیشران به جرم و نیروی پیشران به توان مصرفی با معیار برابر صورت مسئله بهینهسازی بصورت رابطه (۱۷) خواهد بود:

Maximize
$$f(\frac{T}{m}, \frac{T}{P})$$

w.r.t \rightarrow a,b,c,V ^{YY}
s.t $\rightarrow T = T_{Zephyr8} @ 21000m, 10 \frac{m}{s}$

برای بهینهسازی این مسئله از الگوریتم GA-SQP بهره گرفته شده است. الگوریتم GA-SQP ترکیبی از الگوریتم ژنتیک و برنامهریزی مربعی دنبالهای است که برای حل مسائل بهینهسازی غیرخطی پیچیده به کار میرود. این الگوریتم از مزایای هر دو روش بهره میبرد تا به راهحلهای بهینه و کارآمد دست یابد. عملکرد کلی آن اینگونه است که GA برای جستجوی اولیه در فضای راهحلها به کار میرود تا نواحی مناسب برای بهینهسازی را شناسایی کند. پس از شناسایی نواحی مناسب، SQP برای جستجوی دقیقتر و بهبود نواحی مناسب، SQP برای جستجوی دقیقتر و بهبود راهحلهای به دست آمده استفاده میشود. پس از انجام پروسه بهینهسازی، پارامترهای اصلی سیستم پیشران در جدول (۵) رائه گردید؛ همچنین نمودار نیروی پیشرانش در ارتفاعات و سرعت های پروازی مختلف همانند ۸ Zephyr رسم گردیده و در شکل (۹) ارائه می گردد.

جدول۵- ویژگیهای موتور ^۴EAD

مقدار	پارامتر
۹/۸۲۳ (N)	تراست بیشینه
1944/292 (W)	توان مصرفي بيشينه
$\boldsymbol{\cdot}/\boldsymbol{\boldsymbol{1}}\boldsymbol{\boldsymbol{1}}\boldsymbol{\boldsymbol{\gamma}}\times\boldsymbol{\boldsymbol{\cdot}}/\boldsymbol{\boldsymbol{\gamma}}\boldsymbol{\boldsymbol{\Delta}}\boldsymbol{\boldsymbol{\gamma}}\times\boldsymbol{\boldsymbol{\cdot}}/\boldsymbol{\boldsymbol{1}}\boldsymbol{\boldsymbol{\mathcal{F}}}\boldsymbol{\boldsymbol{\cdot}}(\boldsymbol{\boldsymbol{m}})$	ابعاد
\cdot/\cdot tag (m^2)	سطح مقطع ورودي
۱/۴۱۰ (kg)	جرم

⁶ Electroaerodynamic



مطابق شکل (۱۰) توان دید که رفتار این نمودار نیز همانند شکل (۹) خواهد بود و تنها تغییر در میزان آن است.



مطابق شکل (۱۱) با توجه به جرم تقربیا یکسان موتور الکتروآیرودینامیک و موتور ۸ Zephyr میزان پیشران به جرم این دو موتور نیز حدودا برابر است.



همانطور که در نمودار شکل (۹) مشخص است قید بهینه سازی برآورده شده و در ارتفاع ۲۱۰۰۰ متری و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه میزان نیروی پیشرانش این موتور با موتور ارتفاع و سرعت صفر بیشتر از موتور ۸ Zephyr بوده که این نشان دهنده آن است که موتور کاهش کارایی بیشتری نسبت به موتور الکتریکی ۸ Zephyr را داراست. همچنین میزان تراست تولیدی با افزایش سرعت پروازی به دلیل افزایش درگ سیستم پیشران افزایش سرعت پروازی به دلیل افزایش درگ سیستم میشود. همانطور که در نمودار (۹) مشاهده میشود در ارتفاع تایین تراست تولیدی کاهش بسیار کمتری و با افزایش سرعت میزان تراست تولیدی کاهش بسیار کمتری نسب به ارتفاعت پایین تر دارد.

جهت مقایسه این دو موتور میتوان مطابق شکل (۴) الی (۶) نمودارهای پیشران به جرم، پیشران به توان مصرفی و چگالی پیشران موتور الکتروآیرودینامیک را نیز رسم کرد. شکل (۱۰) الی (۱۲) نمودارهای مربوط به موتور الکتروآیرودینامیک نمایش خواهند داد.



مطابق شکل (۱۲) با توجه به سطح مقطع کوچک موتور الکتروآیرودینامیک طراحی شده چگالی پیشران موتور الکتروآیرودینامیک به بسیار بالا خواهد بود.

۶- مقایسه نتایج

جهت مقایسه نتایج دو سیستم پیشران مطابق نمودارهای (۳) الی (۶) و همچنین نمودارهای (۹) الی (۱۲) در ارتفاعات صفر و ۲۱۰۰۰ متری بر هم منطبق گردیده وسپس هر یک از نمودارها به صورت جداگانه تحلیل گردیدهاند.



مطابق شکل (۱۳) می توان دریافت که تراست تولیدی این دو در ارتفاع پرواز ۲۱۰۰۰ متری برهم منطبق می باشند؛ اما



در ارتفاع صفر پیشران الکتروآیرودینامیک عملکرد بهتری

نسبت به موتور الكتريكي خواهد داشت.

همانطور که در نمودار (۱۴) مشخص است با توجه به توان مصرفی کمتر پیشران الکتروآیرودینامیک نسبت به موتور الکتریکی میزان تراست به توان پیشران الکتروآیرودینامیک در هر دو ارتفاع از موتور الکتریکی بیشتر خواهد بود.



میزان تراست بر وزن این دو موتور با توجه به وزن تقریبا یکسان این دو پیشران نیز در ارتفاع ۲۱۰۰۰ متری بسیار نزدیک است. همانطور که در نمودار (۱۵) مشاهده می شود، نسبت تفاوت در این نمودار مشابه نمودار (۱۳) است.



همانطور که مطابق نمودار (۱۶) مشخص است به دلیل کوچک بودن سطح مقطع ورودی پیشران الکتروآیرودینامیک و همچنین ملخ بلند موتور الکتریکی چگالی تراست پیشران الکتروآیرودینامیک اختلاف بسیار زیادی نسبت به موتور الکتریکی را داراست.

۷- نتیجه گیری

در این پژوهش، ابتدا مقدمهای از نحوه عملکرد موتور الکتروآیرودینامیک ارائه شده و سپس مزایا و چالشهای موجود در این سیستم مطرح گردید. مروری بر پژوهشهای اخیر انجام شده در زمینه حل چالش و بهبود عملکرد این موتور نیز صورت پذیرفت. سپس مدلی ریاضی برای موتور الکتریکی ارائه گردیده و سپس به وسیله دادهها استخراج شده از هواپیمای ۸ Zephyr ، نمودارهای عملکردی موتور آن رسم گردید. در گام بعد، مدل موتور الکتروآیرودینامیک نیز معرفی شده و به وسیله الگوریتم به موتور الکتریکی در ارتفاع پروازی ۲۱۰۰۰ متر و سرعت ۱۰ موتور الکتریکی در ارتفاع پروازی ۲۱۰۰۰ متر و سرعت ۱۰ متر بر ثانیه طراحی گردید. سپس نمودارهای عملکرد موتور الکتروآیرودینامیک نیز رسم گردید. در نهایت با مقایسه نتایج میتوان موارد زیر را نتیجه گیری کرد:

۱- موتور الکتروآیرودینامیک کاهش راندمان بیشتری
 نسبت به موتور الکتریکی با افزایش ارتفاع داشته و جهت
 داشتن نیروی پیشران برابر در ارتفاع بالا نیازمند به موتور با

توانایی تولید نیروی پیشران بیشتر نسبت به موتور الکتریکی خواهیم بود.

۲- موتور یونی طراحی شده توان مصرفی کمتری نسبت به موتود الکتریکی داشته است، در نتیجه با وسیله سیستم توان پهپاد ۸ Zephyr قابلیت پرواز خواهد داشت.

۳-با توجه به نزدیک بود جرم دو موتور به یکدیگر میزان تراست به وزن آنها نیز به یکدیگر نزدیک است.

۴- همانطور که در بخش مقدمه نیز اشاره شده به دلیل نبود اجزای دوار در موتور الکتروآیرودینامیک این موتور عمر بیشتر نیز نسبت به موتور الکتریکی داشته که برای هواپیمایی با طول ماموریت بالا همچون ۸ Zephyr مناسب است.

با توجه به نتایج ارائه شده میتوان موتور الکتروآیرودینامیک را گزینه مناسبی برای جایگزینی موتور الکتریکی هواپیمای ۸ Zephyr یا پهپادهای ارتفاع بالا دانست.

۸- مراجع

- [1] S. Estahbanati and U. Schichler, (2021)"Beneficial electrode arrangement for electroaerodynamic propulsion," in 22nd International Symposium on High Voltage Engineering (ISH 2021), 21-26 Nov., pp. 108-113.
- [2] C. K. Gilmore and S. R. H. Barrett, "Electroaerodynamic Thruster Performance as a Function of Altitude and Flight Speed," AIAA Journal, vol. 56, no. 3, pp. 1105-1117, 2018.
- [3] Y. He, M. Woolston, and D. Perreault, (2017) "Design and implementation of a lightweight highvoltage power converter for electro-aerodynamic propulsion," in 2017 IEEE 18th Workshop on Control and Modeling for Power Electronics (COMPEL), 9-12 July, pp. 1-9.
- [4] H. Xu et al., (2018) "Flight of an aeroplane with solid-state propulsion," Nature, vol. 563, no. 7732, pp. 532-535, 2018/11/01.
- [5] H. Xu, N. Gomez-Vega, D. R. Agrawal, and S. R. H. Barrett, (2020)"Higher thrust-to-power with large electrode gap spacing electroaerodynamic devices for aircraft propulsion," Journal of Physics D: Applied Physics, vol. 53, no. 2, p. 025202, 2019/10/21.
- [6] N. Gomez-Vega, H. Xu, J. M. Abel, and S. R. H. Barrett, (2021) "Performance of decoupled electroaerodynamic thrusters," Applied Physics Letters, vol. 118, no. 7.
- [7] V. Y. Khomich, V. E. Malanichev, and I. E. Rebrov, (2021)"Electrohydrodynamic thruster for near-space

- [14] A. Ahmadi, M. Nosratollahi, R. Khoshkhoo, and A. Fathi, (2024) "Introducing Design Algorithm and Sensitivity Analysis on System Parameters of Electrohydrodynamic Thruster," presented at the 7th International Conference on Mechanical Engineering, Industries & Aerospace, (in Persian).
- [15] R. Khoshkhoo, M. J. Memari, and M. Aghaei Malekabadi, (2024) "Experimental Investigation of the Thrust and Ion Wind Velocity Using Corona Discharge in Different Arrangements in Positive and Negative Coronas," (in Persian), Mechanical Engineering of Tabriz University, vol. 54, no. 1, pp. 91-100.
- [16] J. D. Anderson, (2005) Introduction to Flight. McGraw-Hill Higher Education.
- [17] D.Jéricho .(2024) "Airbus-Zephyr." MilitaryAviations.net. https://aviationsmilitaires.net/v3/kb/aircraft/show/2 654/airbus-ginetig-zephyr (accessed 12/24/2024,).
- [18] M. Devices. "MicroLink Devices Powers Successful Stratospheric Flight of Airbus Defence and Space Zephyr S HAPS Solar Aircraft." PRNewswire.
- [19] N. Gomez-Vega and S. R. Barrett, (2024) "Orderof-Magnitude Improvement in Electroaerodynamic Thrust Density with Multistaged Ducted Thrusters," AIAA Journal, vol. 62, no. 4, pp. 1342-1353.

applications," Acta Astronautica, vol. 180, pp. 141-148.

- Z. He, P. Li, W. Wang, L. Shao, and X. Chen, (2021)
 "Design of indoor unmanned airship propelled by ionic wind," J. Physics: Conference Series, vol. 1748, no. 6, p. 062011, 2021/01/01.
- [9] S. B. Barrett, A; Gomez-Vega, N, (2023) "Silent, Solid-State Propulsion for Advanced Air Mobility Vehicles".
- [10] C. L. Nelson and D. S. Drew, (2024) "High Aspect Ratio Multi-Stage Ducted Electroaerodynamic Thrusters for Micro Air Vehicle Propulsion," IEEE Robotics and Automation Letters, vol. 9, no. 3, pp. 2702-2709.
- [11] P. Rushikesh, P. Jain, and H. Singh Gill, (2023) "Design and optimization of ion propulsion drone," BOHR Journal of Material Sciences and Engineering, vol. 1, no. 1, pp. 25-31, 08/25 2023, doi: 10.54646/bjmse.05.
- [12] N. Gomez-Vega, A. Brown, H. Xu, and S. R. H. Barrett, (2023) "Model of Multistaged Ducted Thrusters for High-Thrust-Density Electroaerodynamic Propulsion," AIAA Journal, vol. 61, no. 2, pp. 767-779.
- [13] A. Brown, (2023) "Towards Practical Fixed-Wing Aircraft with Electroaerodynamic Propulsion," Doctor of Philosophy Department of Aeronautics and Astronautics Massachusetts Institute of Technology.