

Original Research Paper

A Design Algorithm for Electroaerodynamic Propulsion System

Mehran Nosratollahi*, Alireza Ahmadi, and Rouhollah Khoshkhoo

Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 09 November 2024

Revised 03 February 2025

Accepted 02 March 2025

Available Online 16 March 2025

Keywords:Electroaerodynamic
Performance comparison
Ion wind
Sensitivity analysis
Design algorithm**ABSTRACT**

Electroaerodynamic (EAD) propulsion has gained considerable attention in aerospace research due to its ability to generate thrust even in rarefied atmospheres at high altitudes. This study presents a comprehensive analysis of the performance and optimization of a decoupled EAD propulsion system, emphasizing its potential advantages over conventional propulsion technologies. A hybrid genetic algorithm–sequential quadratic programming (GA-SQP) approach was employed to optimize the system across various thrust levels. The optimized results were compared with traditional electric motors, offering insights into key trade-offs between the two systems. Findings indicate that while the EAD propulsion system operates at higher voltages than electric motors—resulting in increased power consumption—it provides a distinct advantage in terms of weight. As thrust levels rise, the system's mass exhibits only a marginal increase. For thrust levels between 10 and 70 N, the maximum mass increment is limited to 333 g, making EAD propulsion particularly suitable for applications requiring high thrust-to-weight efficiency. Sensitivity analysis further reveals that increasing system volume enhances thrust without proportionally increasing power consumption, albeit at the cost of additional mass. Additionally, increasing the voltage across the system's electrodes improves thrust and power consumption without affecting mass. Although higher power consumption necessitates larger energy storage and conversion systems, the minimal mass increase relative to thrust highlights the EAD propulsion system as a promising alternative for high-altitude and space applications where weight constraints are critical.

*Corresponding Author's E-mail: mnosratollahi@gmail.com**How to Cite this Article:**M. Nosratollahi, A. Ahmadi, and R. Khoshkhoo, "A design algorithm for electroaerodynamic propulsion system," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 66-77, 2025. (in Persian). <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1507>.**COPYRIGHTS**© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

ارائه الگوریتم برای طراحی سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک

مهران نصرت‌اللهی^{۱*}، علیرضا احمدی^۲، و روح‌اله خوشخو^۳

۱-دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۲-دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۳-استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک در دهه اخیر به دلیل توانایی منحصربه‌فرد خود از جمله تولید رانش حتی در جویهای رقیق و در ارتفاعات بالا، توجه زیادی از سوی محققان صنعت هوافضا را به خود جلب کرده است. این مطالعه به بررسی جامع عملکرد و روند توسعه این سامانه پیشران پرداخته و مزایای بالقوه آن در مقایسه با سامانه‌های معمولی را برجسته می‌کند. یکی از نکات کلیدی این تحقیق، بهینه‌سازی این سامانه با استفاده از یک الگوریتم ترکیبی ژنتیک و برنامه‌ریزی مربعی دنباله‌دار (GA-SQP) است تا سامانه پیشران برای مقادیر مختلف نیروی پیشران طراحی و بهینه‌سازی شود. سپس نتایج بهینه‌شده با اطلاعات موجود موتورهای الکتریکی مقایسه شده و مزایا و معایب هر دو فناوری ارائه می‌گردد. یافته‌های این مطالعه نشان می‌دهد که در حالی که سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک به ولتاژ بالاتری نسبت به موتورهای الکتریکی نیاز دارد که منجر به افزایش مصرف می‌شود، اما از نظر وزن مزیت مهمی دارد. با افزایش نیروی پیشران، جرم این سیستم به‌طور جزئی افزایش می‌یابد. برای مقادیر نیروی پیشران بین ۱۰ تا ۷۰ نیوتن، حداکثر افزایش جرم تنها به ۳۳۳ گرم می‌رسد، که این امر آن را به گزینه‌ای جذاب‌تر برای کاربردهایی که به رانش بالاتر نیاز دارند تبدیل می‌کند. همچنین تحلیل حساسیت صورت گرفته، نشان می‌دهد که افزایش حجم سامانه می‌تواند رانش را بدون افزایش مصرف توان افزایش دهد، هرچند این امر موجب افزایش جرم سامانه خواهد شد. علاوه بر این، افزایش ولتاژ در سراسر الکترودها رانش و مصرف توان را افزایش می‌دهد، اما تأثیری بر جرم سیستم ندارد. به‌طور کلی، در حالی که افزایش مصرف توان نیازمند منبع انرژی و مبدل‌های سنگین‌تر است اما افزایش جزئی جرم این سیستم با افزایش رانش نشان می‌دهد که این سیستم به‌ویژه برای کاربردهای ارتفاع بالا و فضایی که وزن عامل مهمی است، گزینه‌ای نویدبخش است.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۹ آبان ۱۴۰۳
بازنگری ۱۵ بهمن ۱۴۰۳
پذیرش ۱۲ اسفند ۱۴۰۳
اولین انتشار ۲۶ اسفند ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

پیشران الکتروآیرودینامیک
مقایسه عملکرد
باد یونی
آنالیز حساسیت
الگوریتم طراحی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mnosratollahi@gmail.com

How to Cite this Article:

M. Nosratollahi, A. Ahmadi, and R. Khoshkhoo, "A design algorithm for electroaerodynamic propulsion system," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 66-77, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1507>.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



مقدمه

پیشران‌های الکتروآیروآینامیک^۱ یا پیشران‌های یونی یک فناوری نوآورانه است که به‌جای استفاده از قطعات مکانیکی متحرک مانند پروانه‌ها یا توربین‌ها، از نیروهای الکتریکی برای تولید حرکت و نیروی پیشران استفاده می‌کند. این فناوری بر اساس اصول فیزیکی میدان‌های الکتریکی و جریان‌های یونی عمل می‌کند. این فناوری کاربردهای فراوانی دارد که از جمله آن به‌موارد زیر می‌توان اشاره نمود:

- (۱) سیستم‌های خنک‌سازی: باد یونی می‌تواند در سیستم‌های خنک‌سازی تجهیزات الکترونیکی مورد استفاده قرار گیرد. این تکنولوژی با ایجاد جریان هوا، گرما را از سطح تجهیزات دور می‌کند و به خنک‌سازی کمک می‌کند.
- (۲) تصفیه هوا: تکنولوژی باد یونی می‌تواند برای تصفیه هوا در محیط‌های داخلی و صنعتی مورد استفاده قرار گیرد. جریان‌های یونی ذرات معلق، آلاینده‌ها و ذرات ریز را جذب کرده و به حذف آن‌ها از هوا کمک می‌کنند.
- (۳) پهپادها و وسایل نقلیه هوایی کوچک: یکی از مهم‌ترین کاربردهای تکنولوژی باد یونی در سیستم‌های پیشران پهپادها و وسایل نقلیه هوایی کوچک است. این سیستم‌ها بدون نیاز به قطعات متحرک، صدای بسیار کمی تولید می‌کنند و از این‌رو، برای مأموریت‌های تجسس و جاسوسی بسیار مناسب هستند. نمونه استفاده از پیشران الکتروآیروآینامیک در پهپاد دانشگاه MIT در شکل ۱ نشان داده شده است.



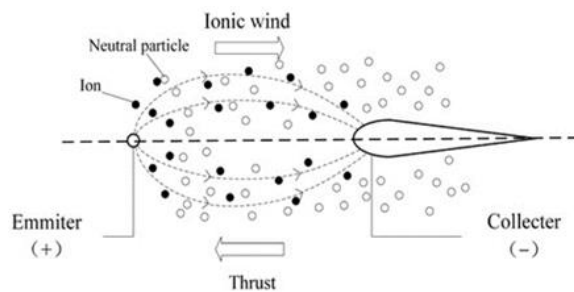
شکل ۱- نمای کلی پهپاد دانشگاه MIT [۱].

Fig. 1. Overview of MIT's drone [1].

در این پژوهش، ابتدا مدل ریاضی سیستم پیشران الکتروآیروآینامیک جهت طراحی ارائه گردیده و توسط الگوریتم GA-SQP سیستم پیشران الکتروآیروآینامیک بهینه طراحی گردید. سپس عملکرد آن با رقیب اصلی خود یعنی موتور الکتریکی مورد تجزیه و تحلیل و مقایسه قرار گرفت. در نهایت آنالیز حساسیت نیز بر روی پارامترهای موثر این سیستم نیز انجام گردید.

اصول عملکرد پیشران‌های الکتروآیروآینامیک

پیشران‌های الکتروآیروآینامیک از یونیزاسیون هوا و ایجاد جریان‌های یونی بهره می‌برند. در این فرآیند مطابق شکل ۲، الکترودهای مثبت و منفی در دو نقطه مختلف قرار می‌گیرند. با اعمال ولتاژ بالا بین این الکترودها، هوا در نزدیکی الکترودهای مثبت (ساطع‌کننده) یونیزه شده و یون‌های مثبت ایجاد می‌کند. این یون‌های مثبت به سمت الکترودهای منفی (گیرنده) 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 به‌نام باد یونی^۲ است که به حرکت هوا و در نتیجه تولید پیشران منجر می‌شود. شماتیک عملکرد سیستم پیشران یونی در شکل ۲ قابل مشاهده می‌باشد [۲].



شکل ۲- نمای کلی سیستم پیشران [۲].

Fig. 2. Overview of the propulsion system [2].

مزایای پیشران‌های الکتروآیروآینامیک

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

- (۱) بی‌صدا بودن: یکی از بزرگترین مزایای این فناوری، عملکرد بی‌صدا یا بسیار کم‌صدای آن نسبت به موتورهای جت یا پروانه‌های سنتی است.
- (۲) بدون قطعات متحرک: عدم وجود قطعات متحرک باعث کاهش فرسایش و خرابی، کاهش نیاز به تعمیر و نگهداری، و افزایش عمر مفید سیستم می‌شود.
- (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: سیستم‌های پیشران‌های الکتروآیروآینامیک از مولکول‌های گاز اطراف (حتی با تراکم پایین) برای تولید یون استفاده می‌کنند و نیازی به احتراق مستقیم ندارند. این ویژگی به پیشران‌های یونی اجازه می‌دهد تا در محیط‌های بسیار رقیق، مانند لبه‌های جو زمین یا حتی محیط مناسب فضا، به‌طور موثرتری کار کنند.

سیستم پیشران باد یونی انجام دادند که ماموریت ارسال بسته با پروازی بی‌صدا را دارد [۱۰].

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 الکتروود بر عملکرد محرک بررسی شد و همچنین تاثیر افزایش ابعاد مقطع بر تولید نیروی پیشران بررسی گردید [۱۱].

در سال ۲۰۲۳، روشیکش و همکاران، تحقیقی در زمینه طراحی پرنده‌ای بدون سرنشین با سیستم باد یونی ارائه کردند. ایده آن‌ها جایگزینی این سیستم پیشرانش به‌جای سیستم پیشرانش ملخی به‌دلیل ایجاد لرزش و صدا زیاد بود [۱۲]. در سال ۲۰۲۳، گومز وگا و همکاران 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 است [۱۳].

در سال ۲۰۲۴، احمدی و همکاران، پژوهشی در زمینه آنالیز حساسیت پارامترهای سیستمی اصلی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و تاثیر آن‌ها بر روی عملکرد سیستم را ارائه نمودند [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 پولارایته‌های متفاوت انجام دادند. در این پژوهش، همچنین سری و موازی قرار گرفتن الکترودها مورد ارزیابی قرار گرفت [۱۵].

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 می‌باشد.

مدل سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک

در این بخش ابتدا روش‌های اصلی یونیزاسیون هوا تعریف شده سپس مدل سیستم دیکوپل پیشران الکتروآیرودینامیک و روابط ریاضی حاکم بر آن‌ها ارائه گردید است.

انواع روش یونیزاسیون

یونیزاسیون هوا جهش تولید نیروی پیشران در حال حاضر به دو روش رایج تخلیه سد دی‌الکتریک^۱ و تخلیه کرونا^۲ انجام می‌گیرد که در ادامه عملکرد هر یک توضیح داده شده است.

این سیستم پیشران علاوه بر مزایای ارائه شده، چالش‌هایی نیز در پیش رو دارد که از جمله آن‌ها می‌توان به نیاز ولتاژ و توان بالا جهت تولید پیشران اشاره نمود که باعث شد دانشمندان به تحقیق و پژوهش و همچنین توسعه روش‌های مختلف برای حل چالش‌های موجود بپردازند. در ادامه به تعدادی از پژوهش‌های صورت گرفته اشاره شده است.

مروری بر پژوهش‌های انجام شده

در سال ۱۹۶۴، در دانشگاه استنفورد، ایده ساخت یک بالابر جهت شبیه‌سازی محیط بدون جاذبه با استفاده از سیستم پیشران باد یونی داده شد. این ایده اولین جرعه استفاده از پدیده باد یونی به‌عنوان پیشران هوایی در دنیا به‌حساب می‌آید [۳].

در سال ۲۰۱۷، گیلور 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 [۴]. در سال ۲۰۱۷، هی و همکاران بر روی مبدل توان سیستم پیشران یونی پژوهش نمودند. طرح اصلی آن‌ها کاهش جرم حداکثری مبدل این سیستم به وسیله استفاده از مواد سبک با نوآوری‌های جدید و نو ظهور و همچنین ایجاد تغییر در توان و ولتاژ خروجی منبع انرژی بود [۵].

در سال ۲۰۱۷، طبق مرجع شماره [۱]، دانشگاه MIT، اولین پرنده با سیستم پیشران باد یونی را ساخته و به پرواز درآورد که باعث ایجاد تغییرات اساسی در موارد استفاده این سیستم شد. در سال ۲۰۱۹، ژو و همکاران بر روی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک و تاثیر فاصله بین الکترودهای آن تحقیق نمودند. این مقاله به بررسی امکان‌سنجی افزایش فواصل بین الکترودها بیش از حد معمول می‌پردازد [۶]. در سال ۲۰۲۱، گومز وگا و همکاران بروی عملکرد سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک دیکوپل^۱ پژوهش کردند. واژه دیکوپل در این سیستم پیشران به‌معنای جداسازی فرآیند یونیزه کردن هوا و شتابدهی به آن می‌باشد [۷]. در سال ۲۰۲۱، خومیک و همکاران بروی عملکرد این سیستم پیشران در ارتفاعات بالا و نزدیک به فضا تحقیق کرده و همچنین آزمایشاتی بروی این سیستم پیشران در محفظه خلاء نیز انجام گردید [۸]. در سال ۲۰۲۱، ژنگ هی و همکاران در موسسه فناوری پکن کشور چین پژوهشی در مورد طراحی یک کشتی‌هوایی با سیستم پیشران باد یونی ارائه کردند. اهداف اصلی این کشتی هوایی، اهداف علمی و تجاری بود [۹]. در سال ۲۰۲۲، بررت و همکاران در دانشگاه MIT، طراحی و ساخت پرنده‌ای عمودپرواز را با استفاده از

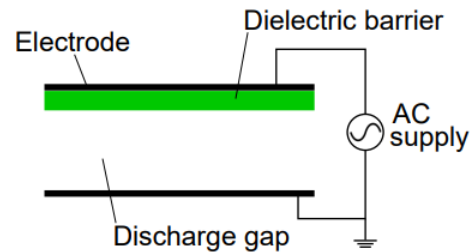
3. Corona Discharge

1. Decoupled

2. Dielectric Barrier Discharge

تخلیه با سد دی‌الکتریک

تخلیه سد دی‌الکتریک یکی از پدیده‌های الکتریکی است که در آن، یک تخلیه الکتریکی بین دو الکتروود رخ می‌دهد که حداقل یکی از آنها، توسط یک ماده عایق پوشیده شده است. در سیستم‌های تخلیه با سد عایق مطابق شکل ۳، یک ولتاژ متناوب با فرکانس بالا بین دو الکتروود اعمال می‌شود. وجود ماده عایق بین الکتروودها باعث می‌شود که تخلیه الکتریکی به صورت یکنواخت و پراکنده در فواصل زمانی کوتاه رخ دهد [۱۶]. این تخلیه الکتریکی می‌تواند هوایی در فضای بین دو الکتروود وجود دارد را یونیزه کرده و منجر به تولید باد یونی خواهد شد.

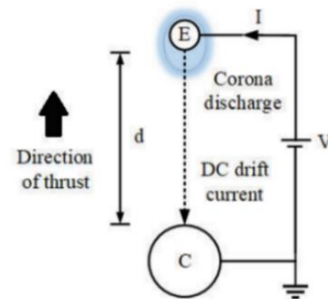


شکل ۳- نمای کلی تخلیه سد دی‌الکتریک [۱۷].

Fig. 3. Dielectric barrier discharge overview [17].

تخلیه کرونا

تخلیه کرونا یکی از پدیده‌های الکتریکی است که در آن تخلیه جزئی و پیوسته‌ای از انرژی الکتریکی در اطراف یک رسانای با ولتاژ بالا رخ می‌دهد. تخلیه کرونا به علت یونیزاسیون گازهای اطراف رسانا و ایجاد پلاسمای سرد ایجاد می‌شود. شکل ۴، شماتیک مدار الکتریکی تحلیل کرونا را نمایان می‌سازد.



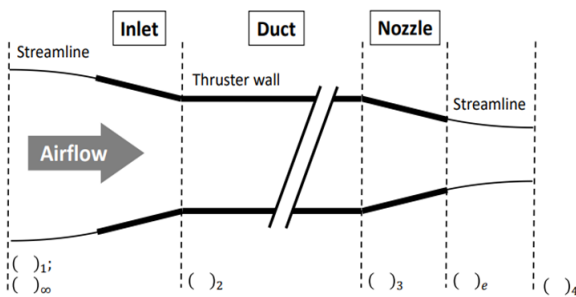
شکل ۴- نمای کلی تخلیه کرونا [۱۸].

Fig. 4. Corona discharge overview [18].

مولکول‌های هوا شود [۱۸].

سیستم دیکوپل پیشران الکتروآبرودینامیک

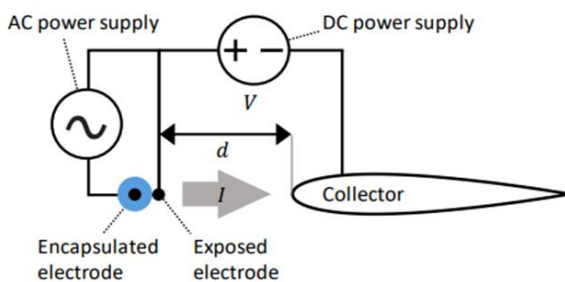
همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، در مورد این مدل از موتور جریان هوا از ورودی وارد کانال شده (از مقطع ۱ تا ۲). سپس در قسمت تولید پیشران که مطابق شکل ۶ می‌باشد جریان هوا پس از عبور از الکتروودهای ساطع‌کننده، شروع به برخورد به یون‌های درحال حرکت بین دو الکتروود می‌کنند. این امر باعث افزایش سرعت مولکول‌های هوا، ایجاد اختلاف فشار و درنهایت تولید پیشران خواهد شد. (از مقطع ۲ تا ۳) در نهایت جریان از نازل گذشته و از سیستم خارج می‌شود (از مقطع ۳ تا ۴).



شکل ۵- سیستم دیکوپل پیشران الکتروآبرودینامیک [۱۹].

Fig. 5. Decoupled EAD System [19].

مطابق شکل ۶ این مدل از سیستم پیشران شامل دو بخش کلی تولید یون و تولید باد یونی می‌شود. قسمت تولید یون از روش تخلیه با سد عایق و قسمت تولید باد یونی از روش تخلیه کرونا استفاده می‌کند.



شکل ۶- نمای کلی مدار دیکوپل پیشران الکتروآبرودینامیک [۲۰].

Fig. 6. Decoupled EAD circuit overview [20].

این روش تلفیقی از مرجع شماره [۲۱] گرفته شده است. پژوهش انجام شده در این مرجع نشان می‌دهد که این مدل توانایی تولید نیروی پیشران بیشتر به‌ازای توان مصرفی پایین‌تر را داراست.

تخلیه کرونا زمانی رخ می‌دهد که شدت میدان الکتریکی در نزدیکی یک رسانا به اندازه‌ای بالا باشد که باعث یونیزاسیون

$$\bar{v}_2 = \frac{v_2 d}{\mu V} \quad (۹)$$

شدت جریان موت گونری، V ولتاژ برقرار شده به دو سر الکتروود، d فاصله بین هر جفت الکتروود و \mathcal{E} ضریب گذردهی الکتریکی است. $(\Delta P)_{EAD}$ و \bar{v}_2 به ترتیب پارامترهای بی بعد افزایش فشار پیشران و سرعت جریان درون سیستم است.

جهت محاسبه توان مصرفی نیز از روابط ۱۰ الی ۱۴ استفاده می شود:

$$\bar{J} = \frac{j}{j_{MG}} \quad (۱۰)$$

$$\bar{J} = (1 + \bar{v}_2)^2 \quad (۱۱)$$

$$\frac{P}{A_2} = \left(\frac{P}{A_2} \right)_{accel} + \left(\frac{P}{A_2} \right)_{ion} \quad (۱۲)$$

$$\left(\frac{P}{A_2} \right)_{ion} = \frac{njE_{ion}}{e} \quad (۱۳)$$

$$\left(\frac{P}{A_2} \right)_{accel} = njV \quad (۱۴)$$

j چگالی شدت جریان و \bar{J} پارامتر بی بعد آن است. همچنین E_{ion} مقدار انرژی مورد نیاز جهت تولید یک الکترون، e شارژ اولیه یون است. در نهایت P توان مصرفی پیشران و اندیس های $(-)$ ion و $(-)$ $accel$ به ترتیب مربوط به توان مصرفی تولید یون و شتابدهی به آنها می باشد.

این روابط دارای کمیت هایی ثابت هستند که وابسته به شرایط جوی، جنس الکتروود، هندسه چینش طبقات و روش تولید یون می باشند که از مرجع [۱۹] استفاده گردیده و در جدول شماره ۱ آورده شده است:

جدول ۱- پارامترهای ثابت سیستم پیشران.

Table 1. Fixed parameters of the propulsion system.

Parameter	Symbol	Value
Electric permittivity	ϵ	$8.85 \times 10^{-12} \text{ F/m}$
Ion mobility	μ	$2 \times 10^{-4} \text{ m}^2/\text{s.V}$
Elementary charge	e	$1.6 \times 10^{-19} \text{ C}$
Ionization energy	E_{ion}	66 eV
Stage loss coefficient	K_L	2×10^{-3}
Air density	ρ	1.225 kg/m^3

مدل ریاضی سیستم دیکوپل پیشران الکتروآیروپروپانامیک

جهت مدل سازی فرضیاتی در نظر گرفته شده که به شرح زیر می باشد:

- جریان حالت پایدار و شبه یک بعدی فرض می شود.
- جریان محدود به شارژ فضا می باشد.
- هندسه و عملکرد ورودی هوا و همچنین تداخل بین الکتروودها نادیده گرفته شده است.
- با توجه به شکل ۵ مساحت کانال بین مقاطع ۲ و ۳ ثابت است و فشار خروجی مجرا اتمسفری فرض می شود.
- در نهایت، افزایش فشار و تلفات هر مرحله مستقل از تعداد مراحل فرض می شود (یعنی برای هر مرحله یکسان است). با توجه به فرضیات انجام شده، معادلات ۱ الی ۹ جهت محاسبه نیروی پیشران که از مرجع شماره [۲۰] و [۱۷] استخراج شده مورد استفاده قرار گرفته است.

$$v_2 = \frac{A_e}{A_2} v_4 \quad (۱)$$

$$v_4 = \sqrt{v_\infty^2 + 2 \frac{\Delta P}{\rho}} \quad (۲)$$

$$T = \rho v_4 (v_4 - v_\infty) A_e - D_{wall} \quad (۳)$$

$$\Delta P = n[(\Delta P)_{EAD} - (\Delta P)_{loss}] \quad (۴)$$

در روابط ۱ الی ۴، v_4 سرعت هوا داخل و v_2 سرعت خروجی از پیشران می باشد. A_e مساحت سطح مقطع پیشران و A_2 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 الکتروودهای استفاده شده در پیشران است.

D_{wall} نیز پسا ناشی از اصطکاک بین جریان و دیواره کانال می باشد و در نهایت T نیروی پیشران تولیدی خواهد بود.

$(\Delta P)_{EAD}$ و $(\Delta P)_{loss}$ به ترتیب فشار تولیدی توسط پیشران و افت فشار ناشی از برخورد جریان به الکتروودها بوده که با استفاده از روابط ۵ الی ۹ محاسبه می شود:

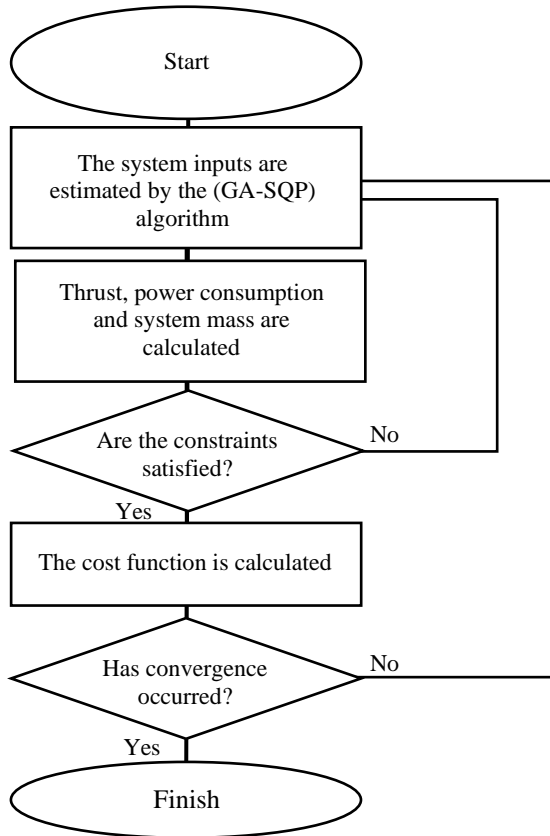
$$(\Delta P)_{loss} = \frac{1}{2} \rho v_2^2 K_L \quad (۵)$$

$$\overline{(\Delta P)_{EAD}} = \frac{\mu (\Delta P)_{EAD}}{j_{MG} d} \quad (۶)$$

$$\overline{(\Delta P)_{EAD}} = (1 + \bar{v}_2) \left(1 - \frac{\bar{v}_2}{3}\right) \quad (۷)$$

$$j_{MG} = \frac{9}{8} \epsilon \mu \frac{V^2}{d^3} \quad (۸)$$

در نتیجه شکل ۸ فلوچارت طراحی سیستم پیشرانش الکتروآیرودینامیک خواهد بود:



شکل ۸- الگوریتم طراحی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک.

Fig. 8. EAD design algorithm.

با ثابت در نظر گرفتن نیروی پیشران و با هدف کاهش جرم و توان مصرفی با معیار برابر صورت مسئله بهینه‌سازی به صورت رابطه ۱۵ خواهد بود:

$$\begin{aligned} & \text{minimize } f = m.P \\ & \text{w.r.t } \rightarrow a, b, c, n, x, V \\ & \text{s.t } \rightarrow N = N_{req} \end{aligned} \quad (15)$$

برای بهینه‌سازی این مسئله از الگوریتم GA-SQP بهره گرفته شده است. الگوریتم GA-SQP ترکیبی از الگوریتم ژنتیک (GA) و روش برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی (SQP) است که برای حل مسائل بهینه‌سازی پیچیده و غیرخطی استفاده می‌شود. در این روش، GA به‌عنوان یک ابزار جستجوی سراسری عمل می‌کند تا نواحی امیدوارکننده در فضای جستجو را شناسایی کند، سپس SQP برای جستجوی دقیق‌تر و همگرایی سریع‌تر به سمت جواب بهینه محلی در آن نواحی استفاده می‌شود. این ترکیب به دلیل توانایی GA در اجتناب

با توجه به روابط ارائه شده می‌توان دریافت که پارامترهای طول عرض و ارتفاع پیشران و همچنین اختلاف جریان وارده به دو سر الکتروود پارامترهای اصلی طراحی می‌باشند.

جهت صحت‌سنجی الگوریتم و روابط استخراج شده، مقدار جرم، توان مصرفی و نیروی پیشران که پارامترهای خروجی هستند، بر اساس پارامترهای ورودی مرجع شماره [۱۹] محاسبه گردید. خروجی‌های به‌دست آورده شده خطای زیر یک درصد را نسبت به داده‌های مرجع شماره [۱۹] را داراست.

جدول شماره ۲ داده‌های مربوط به متغیرهای ورودی و خروجی محاسبه شده و مقایسه آن با مرجع [۱۹] را نشان می‌دهد.

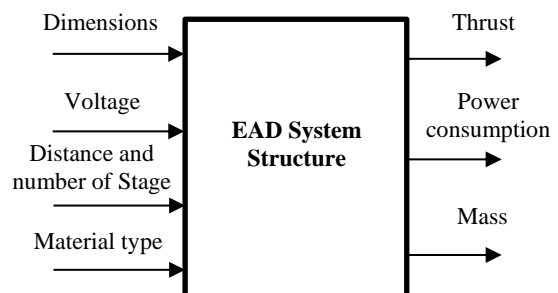
جدول ۲- نتایج صحت‌سنجی الگوریتم.

Table 2. Algorithm verification results.

Parameter	Symbol	Reference Value	Calculated Value
Width	a	0.314 m	0.3140 m
Height	b	0.186 m	0.1860 m
Length	c	0.17 m	0.1700 m
Voltage	V	9920 V	9922 V
Thrust	T	16.7 N	16.675 N
Power	P	1.93 kW	1.924 kW
Mass	m	0.26 kg	0.263 kg

طراحی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بهینه

با توجه به روابط ارائه شده، شکل ۷ بیانگر عملکرد سیستمی پیشران خواهد بود. این سیستم دارای چهار دسته متغیر ورودی شامل ابعاد هندسی (طول، عرض و ارتفاع)، ولتاژ وارد شده به دو سر الکتروود، فاصله، تعداد مراحل (جفت الکتروودهای مثبت و منفی) و جنس مواد مصرفی می‌باشد. و متغیرهای خروجی آن جرم، نیروی پیشران و توان مصرفی سیستم پیشران خواهد بود.



شکل ۷. ساختار سیستمی پیشران الکتروآیرودینامیک

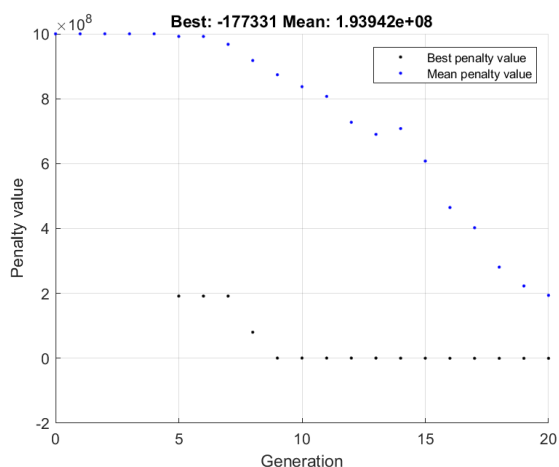
Fig. 7. EAD system structure.

جدول ۵- پاسخ خروجی‌های سیستم پیشران.

Table 5. The response of propulsion system outputs.

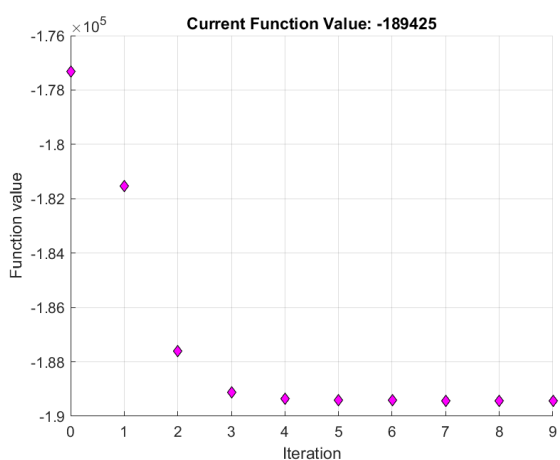
Thrust(N)	Power(kW)	Mass(kg)
10	2.630	0.346
20	6.239	0.412
30	7.113	0.631
40	8.728	0.576
50	10.204	0.679
60	18.820	0.668
70	19.392	0.488

همچنین در شکل ۹ و ۱۰ به ترتیب نمودارهای بهینه‌سازی روش GA و SQP برای سیستم پیشران همکلاس موتور T-motor U10 Plus KV100 ارائه شده است.



شکل ۹- نمودار بهینه‌سازی روش GA.

Fig. 9. GA algorithm diagram.



شکل ۱۰- نمودار بهینه‌سازی روش SQP.

Fig. 10. SQP algorithm diagram

از به دام افتادن در مینیمم‌های محلی و قدرت SQP در حل مسائل با قیود پیچیده، به‌ویژه در مسائل مهندسی و طراحی که شامل توابع غیرخطی و قیود پیچیده هستند، بسیار مؤثر است.

در جدول ۳ تنظیمات استفاده شده برای الگوریتم GA-SQP ارائه شده است.

جدول ۳- تنظیمات الگوریتم GA-SQP.

Table 3. GA-SQP settings.

GA Algorithm Setting	
Parameter	Value
Population Size	100
Elite Count	10
Generation Size	20
Function Tolerance	1×10^{-9}
SQP Algorithm Setting	
Parameter	Value
Maximum Iterations	20
Function Tolerance	1×10^{-8}
Constraint Tolerance	1×10^{-8}

جدول ۴ و ۵ حاصل نهایی بهینه‌سازی الگوریتم (GA-SQP) می‌باشد:

جدول ۴- پاسخ ورودی‌های سیستم پیشران.

Table 4. The response of propulsion system inputs.

N(N)	a(m)	b(m)	c(m)	n	d(m)	V(V)
10	0.4	0.2	0.2	1	0.020	49660.8
20	0.453	0.249	0.203	1	0.010	29665.0
30	0.450	0.641	0.200	1	0.020	46627.4
40	0.783	0.204	0.201	3	0.020	41676.7
50	0.562	0.591	0.200	2	0.009	17472.0
60	0.579	0.567	0.201	1	0.016	48753.8
70	0.525	0.252	0.215	4	0.012	30262.2

در جدول ۳، N نیروی پیشران، a، b و c به ترتیب عرض، ارتفاع و طول سیستم پیشران n تعداد مراحل سیستم، d فاصله بین دو الکتروود و V ولتاژ بین دو سر آن‌هاست.

موتور الکتریکی

برای مقایسه داده‌های موجود از موتورهای الکتریکی معروف موجود استفاده شده است به گونه‌ای که نیروی پیشران تولیدی آن‌ها با نیروی پیشران خواسته شده مساوی و یا نزدیک باشد. جدول شماره ۵ داده‌های جمع‌آوری شده از موتورهای الکتریکی را نشان می‌دهد:

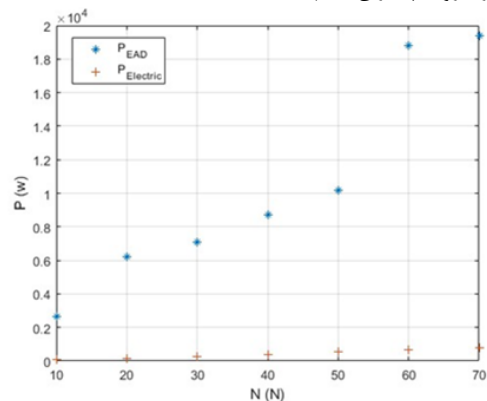
جدول ۵- اطلاعات موتورهای الکتریکی [۲۲].

Table 5. Electric motors data [22].

Figure	Name	T (N)	P(W)	m(kg)
	T-motor U10 KV80	0.405	70.4	10.14
	T-motor U8 Lite KV85	0.243	152.01	20.09
	T-motor U8 Lite KV150	0.239	278.14	30.02
	T-motor U8 Lite KV85	0.243	399.98	39.98
	T-motor U10 Plus KV100	0.508	568	49.99
	T-motor U12 Lite KV100	0.792	696	59.85
	T-motor U13 Lite KV100	1.28	776	69.96

مقایسه عملکرد

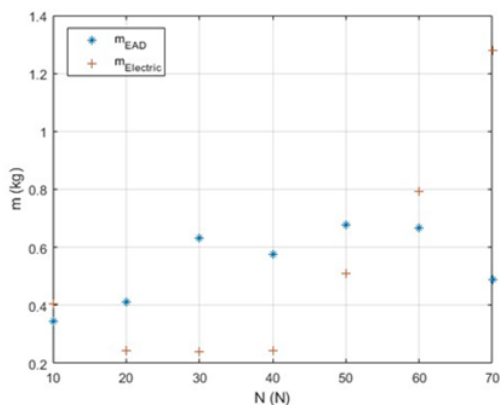
برای مقایسه عملکرد دو نمودار توان مصرفی بر نیروی پیشران و جرم سیستم بر نیروی پیشران رسم شده است.



شکل ۱۱- نمودار توان مصرفی بر حسب نیروی پیشران.

Fig. 11. Power consumption to thrust diagram.

با توجه به نمودار شکل ۱۱ می‌توان دریافت که به‌طور کلی توان مصرفی سیستم پیشران الکتروآیروپدینامیک اختلاف بسیار زیادی نسبت به موتور الکتریکی داشته که دلیل اصلی آن نیاز این سیستم به ولتاژهای بسیار بالا (بالا تر از ۲۰۰۰ ولت) است. که این موضوع سیستم پیشران الکتروآیروپدینامیک را نیازمند به مبدل ولتاژ می‌کند. بدیهی است که با افزایش نیروی پیشران توان مصرفی هر دو نوع موتور نیز افزایش یابد. در نتیجه در صورت نیاز به تولید نیروی پیشران با مصرف حداقل توان استفاده از موتورهای الکتریکی به صرفه خواهد بود.



شکل ۱۲- نمودار جرم بر حسب نیروی پیشران.

Fig. 12. Mass to thrust diagram.

با توجه به نمودار شکل ۱۲ می‌توان دریافت که جرم پیشران الکتروآیروپدینامیک تغییرات چندان زیادی نسبت به افزایش نیروی پیشران نداشته اما در مقابل جرم موتور الکتریکی با افزایش نیروی پیشران رشد صعودی دارد. این نکته می‌تواند یک نقطه قوت برای این سیستم در مقابل موتورهای الکتریکی باشد.

تحلیل حساسیت

تحلیل حساسیت بر روی متغیرهای طراحی انجام شده به طوری که تمامی پارامترها ثابت و برابر مقادیر مبنا جدول شماره ۲ در نظر گرفته شده و تنها پارامتر مد نظر تغییر نموده و نمودارهای نیروی پیشران بر جرم و همچنین نیروی پیشران بر توان تولیدی بر حسب تغییرات آن‌ها رسم گردیده است.

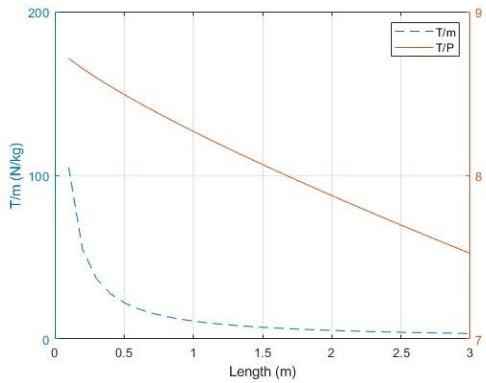
ابعاد سیستم پیشران

در این بخش به بررسی تاثیر دو پارامتر طول و عرض سیستم پیشران پرداخته می‌شود.

نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات عرض سیستم پیشران به صورت شکل ۱۳ استخراج شده است.

طول سیستم پیشران

نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات طول سیستم پیشران در شکل ۱۵ نمایش داده شده است.



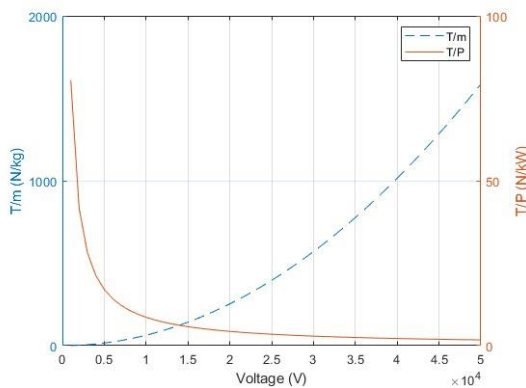
شکل ۱۵- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات طول.

Fig. 15. Sensitivity analysis based on length.

با توجه به نمودار شکل ۱۵ می‌توان دریافت که افزایش طول سیستم پیشران تنها تاثیر منفی بر روی نسبت پیشران به جرم و همچنین نسبت پیشران به توان مصرفی خواهد داشت. اما این تاثیر بر روی نسبت نیرو پیشران تولیدی بر توان مصرفی به دلیل ثابت ماندن توان مصرفی بسیار کمتر خواهد بود. دلیل اصلی این تاثیر منفی به دلیل افزایش سطح دیواره سیستم است که منجر به افزایش اصطکاک بین جریان هوا و دیواره می‌شود.

ولتاژ بین دو الکترود

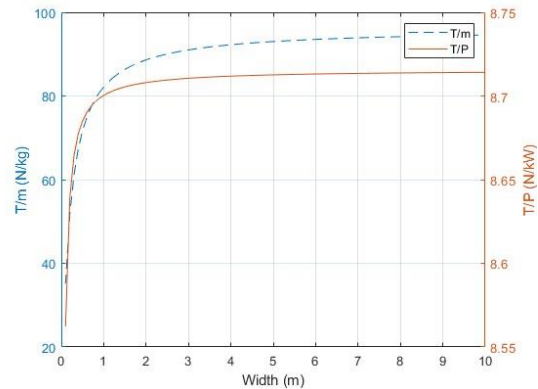
نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات ولتاژ سیستم پیشران به صورت شکل ۱۶ استخراج شده است.



شکل ۱۶- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات ولتاژ.

Fig. 16. Sensitivity analysis based on voltage.

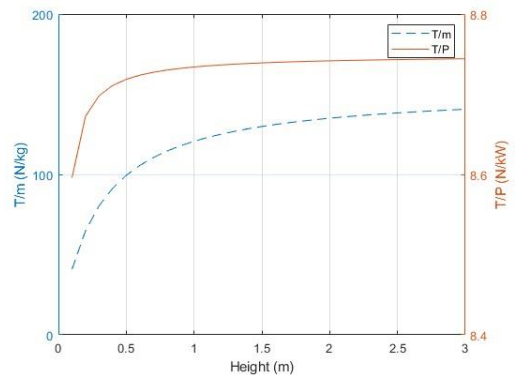
با توجه به نمودار شکل ۱۳ می‌توان دریافت که تغییرات نیروی پیشران به توان مصرفی با افزایش عرض تغییر بسزایی ندارد اما با افزایش عرض نسبت پیشران به جرم افزایش خواهد داشت. میزان افزایش پیشران بر جرم از عرض دو ۲/۵ متر به بالا رشد خیلی کمتری خواهد داشت و تاثیر آن ناچیز خواهد بود. همچنین در عرض حدود ۱ متر مقدار پیشران نسبت به توان مصرفی و جرم حالت بهینه خواهد داشت.



شکل ۱۳- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات عرض.

Fig. 13. Sensitivity analysis based on width.

نمودار تحلیل حساسیت بر حسب تغییرات عرض سیستم پیشران به صورت شکل ۱۴ استخراج گردیده است.



شکل ۱۴- نمودار آنالیز حساسیت بر حسب تغییرات ارتفاع.

Fig. 14. Sensitivity analysis based on height.

با توجه به نمودار شکل ۱۴ می‌توان دریافت که تغییرات پیشران به توان مصرفی با افزایش ارتفاع نیز همانند عرض تغییر بسزایی ندارد اما با افزایش ارتفاع نسبت پیشران به جرم افزایش خواهد داشت. اما میزان افزایش پیشران بر جرم از ارتفاع دو ۱/۵ متر به بالا رشد خیلی کمتری خواهد داشت و تاثیر آن ناچیز خواهد بود. همچنین در عرض حدود ۰/۴ متر مقدار پیشران نسبت به توان مصرفی و جرم حالت بهینه خواهد داشت.

(۳) اگر چه افزایش ولتاژ دو سر الکتروود به صورت مستقیم باعث افزایش نیروی پیشران تولیدی شده، اما این امر باعث افزایش شدید توان مصرفی سیستم شده و به همین علت سیستم به منبع توان قدرتمندتر و در نتیجه با جرم بیشتر احتیاج پیدا خواهد کرد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] H. Xu *et al.*, "Flight of an aeroplane with solid-state propulsion," *Nature*, vol. 563, no. 7732, pp. 532-535, 2018, <https://doi.org/10.1038/s41586-018-0707-9>
- [2] T. Lin *et al.*, "Coupling dynamics and three dimensional trajectory optimization of an unmanned aerial vehicle propelled by electroaerodynamic thrusters," *Aerospace*, vol. 10, no. 11, 2023, Art. no. 950, <https://doi.org/10.3390/aerospace10110950>.
- [3] A. P. d. Seversky, "Ionocraft," United States, US3130945A, 1964.
- [4] 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, <https://doi.org/10.2514/1.J056138>.
- [5] Y. He, M. Woolston, and D. Perreault, "Design and implementation of a lightweight high-voltage power converter for electro-aerodynamic propulsion," in *18th Workshop on Control and Modeling for Power Electronics (COMPEL)*, Stanford, CA, USA, 2017, pp. 1-9, <https://doi.org/10.1109/COMPEL.2017.8013315>.
- [6] H. Xu, N. Gomez-Vega, D. R. Agrawal, and S. R. H. Barrett, "Higher thrust-to-power with large electrode gap spacing electroaerodynamic devices for aircraft propulsion," *Journal of Physics D: Applied Physics*, vol. 53, no. 2, 2020, Art. no. 025202, <https://doi.org/10.1088/1361-6463/ab4a4c>.
- [7] N. Gomez-Vega, H. Xu, J. M. Abel, and S. R. H. Barrett, "Performance of decoupled electroaerodynamic thrusters," *Applied Physics Letters*, vol. 118, <https://doi.org/10.1063/5.0038208>.
- [8] V. Y. Khomich, V. E. Malanichev, and I. E. Rebrov, "Electrohydrodynamic thruster for near-space applications," *Acta Astronautica*, vol. 180, pp. 141-148, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.002>.
- [9] Z. He, P. Li, W. Wang, L. Shao, and X. Chen, "Design of indoor unmanned airship propelled by ionic wind," *Journal of Physics: Conference*

با توجه به نمودار شکل ۱۶ می‌توان دریافت که افزایش ولتاژ باعث افزایش نیروی پیشران تولید شده و این افزایش هیچ تاثیری بر روی جرم سیستم ندارد و نسبت پیشران به جرم همیشه در حال افزایش است. و در مقابل آن با افزایش ولتاژ توان مصرفی سیستم افزایش شدت بالایی خواهد داشت به‌صورتی که نسبت نیرو پیشران به توان مصرفی از ولتاژهای ۲۵۰۰۰ ولت به بالا به صفر نزدیک می‌شود.

نتیجه‌گیری

در این مقاله ابتدا سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک معرفی گردید و سپس بعضی از پژوهش‌های انجام شده در این زمینه بررسی شد. در ادامه مدل‌سازی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک ارائه شد. پس از صحت‌سنجی الگوریتم طراحی ارائه شده، با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی (GA-SQP) سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بهینه‌ای برای بازه‌ای از مقادیر نیروی پیشران طراحی گردید. در نهایت داده‌های سیستم پیشران بهینه با موتورهای الکتریکی موجود مقایسه شد. بر اساس نتایج استخراج شده می‌توان گفت به دلیل نیاز ولتاژ بسیار بالا (۲۰۰۰ ولت به بالا) توان مصرفی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک بسیار بیشتر خواهد بود. در مقایسه با موتور الکتریکی سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک با افزایش نیروی پیشران، افزایش جرم شدیدی ندارد. این موضوع باعث شده سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک گزینه بهتری نسبت به موتورهای الکتریکی در صورت نیاز به نیروی پیشران بیشتر از ۶۰ نیوتن باشد. حداکثر اختلاف جرم در سیستم‌های پیشران الکتروآیرودینامیک طراحی شده ۳۳۳ گرم و در موتورهای الکتریکی ۱۰۴۱ گرم است. و در نهایت با افزایش تعداد مراحل و کاهش فواصل بین الکتروودها می‌توان سیستم پیشران الکتروآیرودینامیک با نیروی پیشران تولیدی بالاتر طراحی کرد آن‌گونه که افزایش جرم و حجم ناچیز باشد. با انجام آنالیز حساسیت، نتایج ذیل به‌دست می‌آید:

(۱) افزایش ابعادی سیستم پیشران، باعث افزایش جرم خواهد شد اما این امر از طرف دیگر باعث افزایش طول الکتروودها نیز می‌شود، که امکان افزایش نیروی پیشران تولیدی را فراهم می‌سازد. با توجه به نتایج به‌دست آمده می‌توان نتیجه‌گرفت این افزایش ابعاد تاثیر بیشتری بر روی نیروی پیشران نسبت به جرم را داراست.

(۲) افزایش طول سیستم پیشران هیچگونه تاثیر مثبتی بر روی سیستم پیشران نداشته و با افزایش طول تنها شاهد افزایش جرم و پسا ناشی از افزایش سطح داخلی سیستم پیشران خواهیم بود.

- no. 1, pp. 91-100, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jmeut.2024.59722.3352>.
- [16] N. D. Wilde, H. Xu, N. Gomez-Vega, and S. R. H. Barrett, "A model of surface dielectric barrier discharge power," *Applied Physics Letters*, vol. 118, 2021, Art. no. 154102, <https://doi.org/10.1063/5.0043339>.
- [17] N. G. Vega, "Advances in electroaerodynamic thrusters for aircraft propulsion," Ph.D dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, United States, 2023.
- [18] S. Estahbanati and U. Schichler, "Beneficial electrode arrangement for electroaerodynamic propulsion," in *22nd International Symposium on High Voltage Engineering (ISH 2021)*, Hybrid Conference, Xi'an, China, 2021, pp. 108-113, <https://doi.org/10.1049/icp.2022.0529>.
- [19] A. J. Brown, N. Gomez-Vega, and S. Barrett, "Solid-state electroaerodynamic uncrewed aircraft for near-silent package delivery," in *AIAA Aviation 2023 Forum*, San Diego, CA and Online, 2023, p. 3483, <https://doi.org/10.2514/6.2023-3483>.
- [20] A. Brown, "Towards practical fixed-wing aircraft with electroaerodynamic propulsion," Ph.D dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, United States, 2023.
- [21] H. Xu, Y. He, and S. R. H. Barrett, "A dielectric barrier discharge ion source increases thrust and efficiency of electroaerodynamic propulsion," *Applied Physics Letters*, vol. 114, 2019, Art. no. 254105, <https://doi.org/10.1063/1.5100524>.
- [22] "T-Motor." 2023. [Online]. Available: <https://uav-en.tmotor.com/html/UAV/Multirotor/Motors/>
- Series, in 5th International Seminar on Computer Technology, Mechanical and Electrical Engineering (ISCME 2020)*, Shenyang, China, vol. 1748, no. 6, p. 062011, 2021, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1748/6/062011>.
- [10] S. Barrett, "Silent, solid-state propulsion for advanced air mobility vehicles," 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/general/silent-solid-state-propulsion-for-advanced-air-mobility-vehicles/>
- [11] C. L. Nelson and D. S. Drew, "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, 2024, <https://doi.org/10.1109/LRA.2024.3355728>.
- [12] P. Rushikesh, P. Jain, and H. Singh Gill, "Design and optimization of ion propulsion drone," *BOHR Journal of Material Sciences and Engineering*, vol. 1, no. 1, pp. 25-31, 2023, <https://doi.org/10.54646/bjmse.2023.05>.
- [13] N. Gomez-Vega, A. Brown, H. Xu, and S. R. H. Barrett, "Model of multistaged ducted thrusters for high-thrust-density electroaerodynamic propulsion," *AIAA Journal*, vol. 61, no. 2, pp. 767-779, 2023, <https://doi.org/10.2514/1.J061948>.
- [14] A. Ahmadi, M. Nosratollahi, R. Khoshkhoo, and A. Fathi, "Introducing design algorithm and sensitivity analysis on system parameters of electrohydrodynamic thruster," in *7th International Conference on Mechanical Engineering, Industries and Aerospace*, Hamedan, Iran, 2024, (in Persian).
- [15] R. Khoshkhoo, M. J. Memari, and M. Aghaei Malekabadi, "Experimental investigation of the thrust and ion wind velocity using corona discharge in different arrangements in positive and negative coronas," *Journal of Mechanical Engineering of Tabriz University*, vol. 54,