



E- ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 10, No. 2, pp. 13-26, 2026

<https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.2>

Journal Homepage: <https://www.jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Aerodynamic design of an electric aerobatic aircraft propeller using the Blade Element Momentum Theory (BEMT)

Mohammad Kasaie^{ID}, Amirreza Ahmadi Tonekaboni^{ID}, and Masoud Eidi Attarzade*^{ID}

School of Aerospace Engineering, College of Interdisciplinary Science and Technology, University of Tehran, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 19 August 2025

Revised 16 October 2025

Accepted 01 November 2025

Available Online 08 December 2025

Keywords:

Propeller design

Electric propulsion

Computational fluid dynamics

Blade element momentum theory

JavaProp

ABSTRACT

The propeller requires precise design tailored to various flight conditions. In this study, the aerodynamic relations governing propeller performance were examined, focusing on the analysis of lift and drag forces acting on the blades. To achieve an optimized design, several propeller configurations were investigated, and the effects of parameters such as angle of attack, thrust distribution, and velocity profiles on propeller efficiency were analyzed. Subsequently, based on the Blade Element Momentum Theory (BEMT), a propeller suitable for an electrically powered aircraft capable of operating at speeds above 60 m/s was designed. The initial design and simulation were performed using JavaProp software, and the obtained results were validated through comparison with reference data. The results demonstrated that the presented design enhances aerodynamic behavior at high speeds and can serve as an efficient option for electric propulsion systems. For the flow analysis around the propeller, a CFD approach based on the Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS) equations and the $k-\omega$ turbulence model was utilized. As the engine rotational speed increased from 2500 to 5000 rpm, the thrust rose from approximately 4,500 N to 12,500 N, and the uniform velocity field indicated stable and coherent flow structures around the blades. Furthermore, the gradual increase in thrust with rotational speed confirms the proper adaptation of attack angles and geometric twist to real-flow conditions. Overall, the designed propeller demonstrated a 35 % increase in efficiency making it a reliable and effective choice for electric propulsion systems in light and aerobatic aircraft applications.

* Corresponding Author's E-mail: ediattar@ut.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Kasaie, A. Ahmadi Tonekaboni, and M. Eidi Attarzade, "Aerodynamic design of an electric aerobatic aircraft propeller using the Blade Element Momentum Theory (BEMT)," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, pp. 13-26, 2026, <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



طراحی آیرودینامیکی ملخ هواپیما آکروباتیک الکتریکی به کمک روش مومنتوم المان پره

محمد کسای^۱، امیررضا احمدی تنکابنی^۲ و مسعود عیدی عطارزاده^۳

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه جلوبرندگی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران
۲- استادیار، گروه جلوبرندگی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران
۳- استادیار، گروه جلوبرندگی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشکدگان علوم و فناوری‌های میان‌رشته‌ای، دانشگاه تهران، تهران، ایران

چکیده

ملخ، به‌عنوان یکی از اجزای کلیدی در تولید نیروی پیشران، نیازمند طراحی دقیق و متناسب با شرایط پروازی مختلف است. در این پژوهش، ابتدا روابط آیرودینامیکی حاکم بر عملکرد ملخ بررسی شده و به تحلیل نیروهای برآ و پسا در ملخ‌ها پرداخته شده‌است. سپس، به‌منظور دستیابی به یک طراحی بهینه، ملخ‌های مختلف مورد مطالعه قرار گرفته و تأثیر پارامترهایی همچون زاویه‌ی حمله، توزیع نیروی رانش و توزیع سرعت روی بازدهی ملخ تحلیل شده‌است. در ادامه، بر اساس تئوری مومنتوم المان پره (BEMT)، یک ملخ مناسب برای هواپیمای پیشران الکتریکی طراحی شده‌است که قادر به عملکرد در سرعت‌های بالاتر از ۶۰ متر بر ثانیه می‌باشد. طراحی و شبیه‌سازی اولیه توسط نرم‌افزار JavaProp انجام شده و سپس نتایج حاصل از شبیه‌سازی با داده‌های مرجع مقایسه و اعتبارسنجی گردیده‌اند. نتایج این پژوهش نشان داد که طراحی ارائه‌شده منجر به بهبود عملکرد ملخ در سرعت‌های بالا شده و می‌تواند به‌عنوان یک گزینه کارآمد در سیستم‌های پیشران الکتریکی مورد استفاده قرار گیرد. برای تحلیل جریان اطراف ملخ، از روش دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) مبتنی بر معادلات RANS و مدل آشفتگی $k-\omega$ استفاده شد. با افزایش دور موتور از ۲۵۰۰ تا ۵۰۰۰ rpm، نیروی رانش از حدود ۴۵۰۰ به ۱۲۵۰۰ دور رسید و توزیع یکنواخت میدان سرعت بیانگر پایداری ساختار جریان پیرامونی پره بود. در مجموع، ملخ طراحی‌شده با افزایش ۳۵٪ بازدهی به‌عنوان گزینه‌ای کارآمد برای سامانه‌های پیشران الکتریکی هواپیماهای سبک و آکروباتیک قابل استفاده است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۸ مرداد ۱۴۰۴
بازنگری ۲۴ مهر ۱۴۰۴
پذیرش ۱۰ آبان ۱۴۰۴
اولین انتشار ۱۷ آذر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

طراحی ملخ
پیشران الکتریکی
دینامیک سیالات محاسباتی
روش مومنتوم المان پره
JavaProp

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: ediattar@ut.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Kasaie, A. Ahmadi Tonekaboni, and M. Eidi Attarzade, "Aerodynamic design of an electric aerobatic aircraft propeller using the Blade Element Momentum Theory (BEMT)," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, pp. 13-26, 2026, <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.2.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



۱ مقدمه

در دهه‌های اخیر انسان به سوی استفاده بیشتر از منابع انرژی پاک و تجدیدپذیر رفته است [۱]. امروزه انرژی الکتریکی را می‌توان به عنوان جایگزینی پاک برای وسایل نقلیه در نظر گرفت. به همین رو دنیا به سمت استفاده از این انرژی برای وسایل نقلیه روی آورده است. استفاده از هواپیماهای الکتریکی به عنوان جایگزینی بدون آلاینده‌گی بیش از پیش مورد توجه اند. در یک هواپیما آکروباتیک الکتریکی سیستم پیشرانش به طور کلی شامل باتری، موتور الکتریکی و ملخ می‌باشد. ملخ‌ها اصلی‌ترین بخش تولیدکننده پیشران در بیشتر هواپیماهای سبک وزن به شمار می‌روند [۲]. مداومت پروازی هواپیماهای الکتریکی همچنان یک چالش اساسی به شمار می‌رود [۳]. عمده انرژی مصرفی این پرنده‌ها در سامانه پیشران صورت می‌گیرد؛ در جاییکه ملخ‌ها بیشترین تاثیر را بر راندمان پیشران و در نتیجه برد پرنده و مداومت پروازی می‌گذارند [۴، ۵]. از طرفی به علت تاثیر بالایی که ملخ‌ها در پایداری هواپیما دارند، طراحی بهینه ملخ حائز اهمیت است [۶]. در سرعت‌های بالای پروازی به دلیل رسیدن نوک ملخ به سرعت صوت، و تغییر زاویه برخورد جریان با پره‌ها علاوه بر کاهش نیروی جلوبرندگی موجب ایجاد ارتعاشات در ملخ نیز می‌شود [۷]. این ارتعاشات علاوه بر ایجاد نویز و هدر رفت انرژی منجر به آسیب‌های سازه‌ای نیز می‌گردد. پژوهش‌هایی در این زمینه نیز انجام شده‌است. کوثری و همکاران در پژوهشی، به بررسی آثار ملخ و پدیده‌های منجر به این آثار در هواپیماهای سبک پرداختند [۶]. با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی مهربانی و همکاران استراتژی‌های کلی بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ و میدان جریان لزج و قابل تراکم در پیرامون ملخ را مورد بررسی قرار دادند [۸].

قدیمی‌ترین روش طراحی ملخ برای اولین بار توسط بتز استفاده شده که هنوز هم در برخی موارد مورد استفاده قرار می‌گیرد [۹]. این روش کمینه انرژی اتلافی نام داشت، در کنار نظریه مومنتوم المان پره [۱۰] و نظریه گردابه [۱۱] به‌طور گسترده در طراحی ملخ‌های هوانوردی به کار می‌رود [۱۲-۱۶]. نظریه مومنتوم المان پره که اولین بار توسط گلاورت برای ملخ‌های هواپیما توسعه یافت [۱۷]، بر پایه تحلیل پروفیل دوبعدی ایرفویل، برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی ملخ توسعه یافته است. این روش امکان ارزیابی سریع یک ملخ را با داشتن پارامترهای پلاتفورم و پروفیل مقطع ایرفویل فراهم می‌کند [۱۸]. اصلاحاتی بر روی برخی از این روش‌ها برای افزایش کارایی آن‌ها صورت گرفته است. ادکینز و همکاران، در مقاله ای روش‌های بهینه ای برای ارائه ی هندسی مناسب پیشنهاد دادند. این روش بر معادلات مومنتوم استوار بود

[۱۹]. با این وجود همچنان نظریه‌های مطرح شده برای طراحی ملخ مورد استفاده است. رومئو و همکاران در مقاله ای به طراحی ملخ برای هواپیماهای دو سرنشین سبک پرداختند. این ملخ برای هواپیماهای آکروباتیکی طراحی شده بود که با پیل سوختی حرکت می‌کردند [۲۰]. مورگادو و همکاران نیز به بررسی تجربی یک ملخ پرداختند که برای پرواز در ارتفاع‌های بالا طراحی شده بود [۲۱].

به‌طور معمول، نظریه مومنتوم المان پره، برای طراحی اولیه ملخ و ارزیابی عملکرد آن به‌کار می‌رود. این روش یا به مدل‌های آیرودینامیکی کم‌دقت متصل می‌شود یا با روش‌های تحلیل دقیق‌تر همچون دینامیک سیالات محاسباتی ترکیب می‌گردد [۲۲، ۲۳]. با این حال، به علت هزینه بالای محاسبات شبیه‌سازی، این روش به‌ندرت در مراحل اولیه طراحی یا بهینه‌سازی استفاده می‌شود و عمدتاً برای اعتبارسنجی پیکربندی نهایی به‌کار گرفته می‌شود [۲۴]. در همین راستا کدهای صفربعدی برای طراحی ملخ با این روش مورد استفاده قرار می‌گیرند. سیلوستر و همکاران نیز به کمک یک کد منبع باز، به طراحی ملخ پرداختند که به نام JBlade شناخته می‌شود [۲۵].

به‌دلیل سرعت بالای هواپیما و مانورهای زیاد آن، نیاز به ملخ و سیستم پیشرانی می‌باشد که در تمامی فازهای پروازی بازدهی بالایی داشته باشند. یکی از نرم‌افزارهایی که از این روش برای محاسبه بارهای وارد بر ملخ استفاده می‌شود، نرم‌افزار JavaProp می‌باشد [۲۶]. این نرم افزار که به‌صورت منبع باز منتشر شده‌است با استفاده از روش نظریه المان پره ابزار کمکی جهت طراحی ملخ می‌باشد. در ابتدا طراحی ملخ‌ها با این نرم افزار انجام شده و در نهایت بهترین ملخ جهت بررسی شرایط عملکردی توسط شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی قرار می‌گیرد.

در مطالعات پیشین، تمرکز بر سرعت‌های پایین و مدل‌های تحلیلی ساده بوده و هم‌بستگی کمی میان داده‌های تئوری مومنتوم المان پره (BEM) و تحلیل عددی CFD وجود داشته است. این تحقیق با هدف پرکردن این خلأ، رویکردی ترکیبی بر پایه‌ی روش BEM ارائه می‌دهد که در آن مدل نظری توسعه داده شده و با نرم‌افزار JavaProp اعتبارسنجی می‌شود. در مرحله‌ی بعد، رفتار سه طرح مختلف ملخ با ایرفویل‌های MH-114 و MH-116 تحلیل گردیده تا هندسه بهینه از نظر راندمان و نیروی رانش تعیین شود. همچنین قابلیت ساخت کامپوزیتی هندسه‌های منتخب ارزیابی شده تا ملخی با راندمان بیش از ۳۵٪ افزایش، افزایش رانش حدود ۱۰٪ و امکان ساخت واقعی حاصل گردد؛ بدین ترتیب، پژوهش حاضر روشی عملی، دقیق و کم‌هزینه برای طراحی ملخ‌های الکتریکی آکروباتیک با بازده بالا ارائه می‌دهد.

۳.۲ زاویه بین نیروی برا و نیروی پیشران

این زاویه از معادله ۴ به دست می آید [۲۷]:

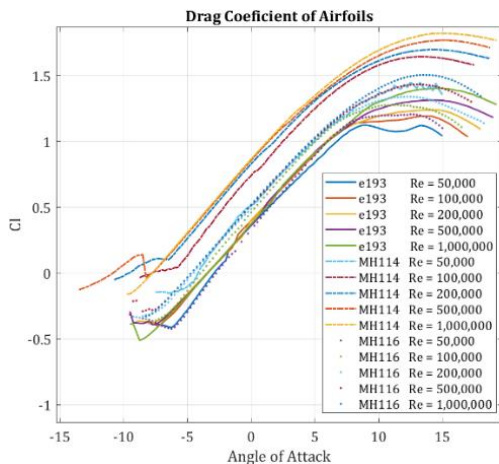
$$\varphi = \theta - \alpha \quad (۴)$$

که در رابطه بالا θ زاویه هندسی پیچ ملخ و α زاویه سرعت محلی (V) با شعاع پره می باشد. می توان با تجزیه سرعت محلی به سرعت در راستای افقی V_{ax} و سرعت زاویه ای V_{θ} نوشت:

$$\varphi = \tan^{-1} \left(\frac{V_{ax}}{V_{\theta}} \right) \quad (۵)$$

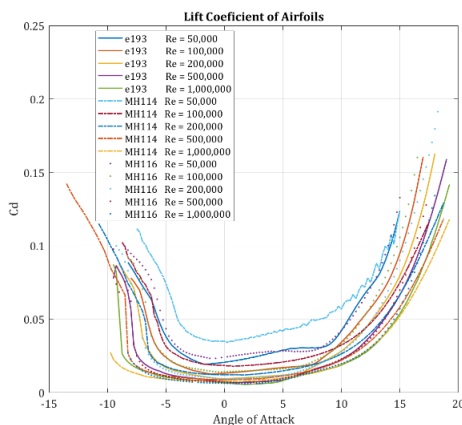
۴.۲ نیروی پیشران و نیروی چرخش ملخ

مقادیر C_D و C_L به ترتیب ضرایب برا و پسا هستند. این ضرایب در نمودار شکل ۲ و ۳ برای سه نوع ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته در این پژوهش، آورده شده‌اند.



شکل ۲- نمودار ضریب برا بر حسب زاویه حمله در عدد رینولدزهای مختلف [۲۸].

Fig. 2. Lift coefficient versus angle of attack at different Reynolds numbers [28].



شکل ۳- نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در عدد رینولدزهای مختلف [۲۷].

Fig. 3. Drag coefficient versus angle of attack at different Reynolds numbers [27].

۲ معادلات حاکم

نظریه مومنتوم المان پره یکی از تئوری‌های استفاده شده برای تخمین بارهای وارده بر ملخ پرنده است [۲۷] و با استفاده از هندسه و زاویه پیچش پره، نیروی پیشران و گشتاور را در مقاطع شعاعی محاسبه کرده و ضرایب آیرودینامیکی هر بخش را تعیین می‌کند.

۱.۲ قطر ملخ

برای ابعاد هندسی ملخ از رابطه ۱ استفاده می‌شود [۲۷]:

$$D = 10^5 \sqrt[5]{\frac{BHP}{53.5 \times \text{True airspeed} \times \text{RPM}^2}} \quad (۱)$$

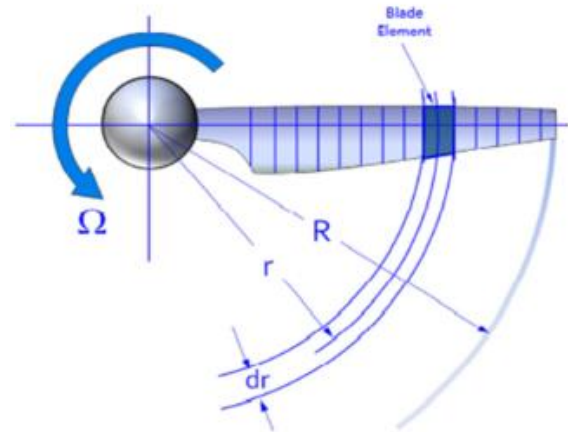
که در رابطه بالا، RPM دور موتور بر دقیقه، True airspeed سرعت هوایی بر حسب متر بر ثانیه، BHP، توان ترمزی است که معادل ۱/۰۱۴ اسب بخار است.

۲.۲ سطح مقطع ملخ

مساحت سطح جاروب کننده ملخ عبارت است از [۲۷]:

$$\Delta A = C(r) \Delta r \quad (۲)$$

که در رابطه بالا Δr فاصله هر نقطه دلخواه از ملخ تا هاب (HUB) می باشد. شکل ۱ طرحواره یک ملخ را نشان می‌دهد.



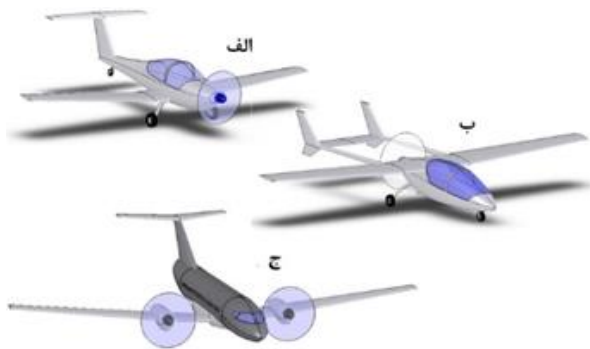
شکل ۱- طرحواره المان ملخ (نمای روبرو).

Fig. 1. Schematic of blade element (Front view).

مقدار ضریب $C(r)$ از رابطه ۳ به دست می آید [۲۷]:

$$C(r) = \frac{C_{tip} - C_{hub}}{R} \cdot r \quad (۳)$$

که در رابطه بالا C_{tip} ، وتر ایرفویل ملخ واقع در نوک پره و C_{hub} ، وتر ایرفویل ملخ واقع در ریشه است.



شکل ۴- چیدمان‌های: الف)پیش‌کشنده ب)هل‌دهنده ج) چندموتوره [۶].

Fig. 4. Propeller configurations: (a)Tractor, (b)Pusher, (c) Multi-engine [6].

در این پژوهش داده‌های زیر مدنظر بوده و با توجه به ابعاد، وزن و شرایط پرنده لازم است تا مورد توجه قرار گیرند.

جدول ۱- داده‌های ورودی برای طراحی ملخ.

Table 1. Input data to design propeller.

Design Specifications	Description
Type of Propeller	Tractor
Propeller Diameter (m)	1.5 to 2 (m)
Number of Blades	2 to 3
Engine Speed Range (RPM)	2500 to 5000
Engine Power (kW)	50
Design Method	BEM+CFD
Propeller Efficiency	More than 85%
Propeller Tip Mach Number	Less than 0.8

روش طراحی در این پژوهش با تکیه بر مدل تحلیلی (BEM) صورت گرفته است تا عملکرد آیرودینامیکی ملخ در گستره کامل شرایط عملی پرواز آکروباتیک ارزیابی شود. در ابتدا، با توجه به الزامات مأموریتی شامل سرعت‌های تا حدود ۶۰ m/s و محدوده دور موتور ۲۵۰۰ تا ۵۰۰۰ rpm، هندسه کلی ملخ به گونه‌ای تنظیم شد که توانایی تأمین رانش کافی با حداقل افت بازده را دارا باشد. محور اصلی طراحی مبتنی بر تعیین توزیع زاویه پیمایش، وتر و نسبت نیروی برا به پسا در امتداد شعاع ملخ بود. برای محاسبات آیرودینامیکی از ابزار تحلیلی JavaProp به منظور اعمال الگوریتم‌های BEM استفاده شد تا روابط پیوستگی بین المان‌های پره و جریان آزاد به صورت عددی برآورد شوند. این نرم‌افزار بدون توسعه کد اختصاصی به کار گرفته شد و خروجی‌های آن شامل ضرایب رانش، گشتاور و راندمان به طور مستقیم در فرآیند ارزیابی طرح‌های مختلف مورد استفاده قرار گرفتند. تحلیل‌ها بر اساس ورودی‌های هندسی و زاویه حمله‌های

طراحی آیرودینامیکی ملخ هواپیما آکروباتیک الکتریکی به کمک روش مومنتوم المان پره

با داشتن ضرایب برا و پسا می‌توان به ترتیب ΔL و ΔD را به صورت زیر نوشت [۲۷]:

$$\Delta L = 0.5C_L \rho V^2 \times C \times dr \quad (۶)$$

$$\Delta D = 0.5C_D V^2 \times C \times dr \quad (۷)$$

با در دست داشتن مقادیر بالا، نیروی پیشران، نیروی پیچشی که دو مشخصه خروجی مهم ملخ هستند عبارتند از [۲۷]:

$$\Delta T = \Delta L \times \cos \varphi - \Delta D \times \sin \theta \quad (۸)$$

$$\Delta F_\theta = \Delta T \times \cos \varphi - \Delta L \times \sin \theta \quad (۹)$$

۵.۲ رانش، گشتاور تولیدی و گشتاور کل

گشتاور تولیدی عبارت است از [۲۷]:

$$\Delta Q = r \times \Delta F_\theta \quad (۱۰)$$

اکنون می‌توان رانش و گشتاور کل را به صورت زیر به دست آورد [۲۷]:

$$T = \sum_1^i \Delta T \quad (۱۰)$$

$$Q = \sum_1^i \Delta Q \quad (۱۱)$$

۶.۲ ضریب رانش، ضریب گشتاور و راندمان ملخ

ضریب رانش و گشتاور به ترتیب عبارتند از [۲۷]:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (۱۲)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^3 D^5} \quad (۱۳)$$

بازده ملخ را با در نظر گرفتن سرعت بی بعد شده ملخ، J می‌توان به صورت زیر نوشت [۲۷]:

$$\eta = \frac{C_T J}{C_Q} \quad (۱۴)$$

۳ تعریف مسئله و روش طراحی

به طور معمول سه نوع مدل قرارگیری ملخ رایج است. گونه نخست با نام پیش‌کشنده (Tractor) شناخته می‌شود. گونه بعدی با نام اصطلاحاً هل‌دهنده شناخته می‌شود و گونه آخر از موتورهای روی بال‌ها قرار می‌گیرند. هر سه این چیدمان‌ها در شکل ۴ آورده شده‌اند.

به دلیل محدودیت های طراحی و شرایط عملیاتی در نظر گرفته شده، قطر ملخ ۱/۷ متر در نظر گرفته شده است. قاب نگهدارنده ملخ که مدل AH-545 شرکت airmaster می باشد دارای قطر محل اتصال به ابعاد ۰/۳ متر است. در طراحی دو دیدگاه لحاظ شده است. یک دیدگاه بیشترین بازدهی ملخ و دیدگاه دوم قابلیت ساخت ملخ. به همین دلیل بخشی از طرح ها که بازدهی بالاتری داشته اند به علت پیچیدگی ساخت از فرایند طراحی حذف شده اند. جدول ۳ سه نوع ملخ طراحی شده را نشان می دهد. که ملخ طراحی ۲ دارای بیشترین بازدهی می باشد. ملخ های طراحی شده بدون Square tip می باشند.

جدول ۲- بازدهی و ضرایب عملکردی سه نوع ملخ طراحی شده.

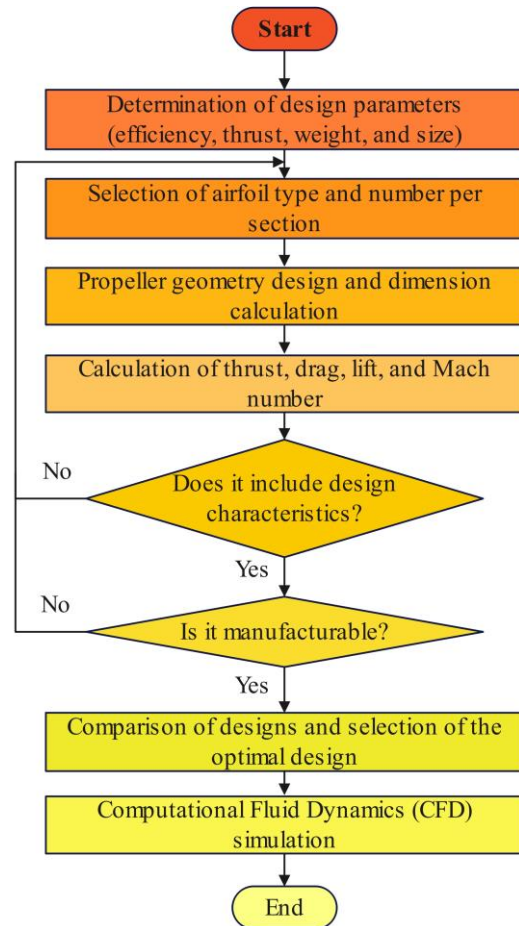
Table 2- Efficiency and performance coefficients of the three designed propeller types.

Parameter	Design 3	Design 2	Design 1
Propeller Diameter (m)	1.7	1.7	1.5
Number of Blades	2	2	2
Efficiency (%)	75.52	75.55	66.94
Thrust Coefficient	0.1003	0.1001	0.3144
Torque Coefficient	0.4473	0.7950	0.4473

با توجه به جدول ۲، ملخ طراحی شده شماره ۲ و ۳ بسیار به یکدیگر شبیه هستند. در ادامه نمودارهای عملکردی این طراحی ها قرارداد شده است. برای تحلیل و بررسی بهتر هر ملخ را به ۴ قسمت تقسیم شده اند که در شکل ۶ نشان داده شده است که در هر قسمت، با توجه به پیچش ساختار ملخ، از یک زاویه ی حمله مخصوص و همچنین یک ایرفویل خاص استفاده کرده گردیده است. طول کل ملخ R و طول محل قرارگیری ایرفویل مورد نظر r گرفته می شود. به این ترتیب، هر چهار قسمت در چهار نسبت $r/R=0$ ، $r/R=0.25$ ، $r/R=0.5$ و $r/R=1$ بررسی شده اند.

متفاوت انجام شد تا تغییرات نیروی رانش و گشتاور در محدوده RPM های کاری به صورت کمی تعیین گردند.

در مرحله انتخاب ایرفویل ها، شاخص های آیرودینامیکی و محدوده عدد رینولدز معیار تصمیم گیری بودند. عملکرد ایرفویل ها در بازه 2.5×10^5 تا 7×10^5 تحلیل شد و دو ایرفویل MH-114 و MH-116 به عنوان گزینه های اصلی انتخاب گردیدند. ایرفویل MH-114 برای نواحی ریشه و میانی پره مناسب تشخیص داده شد زیرا نسبت بالای برا به پسا در سرعت های پایین و پایداری جریان را تضمین می کند، در حالی که MH-116 در نواحی نوک پره برای کاهش افت بازده در سرعت های بالا استفاده گردید. این ترکیب موجب یکنواختی رفتار آیرودینامیکی در طول پره و افزایش راندمان کلی ملخ شد. در طراحی نهایی، توزیع تدریجی زاویه پیچش بین بخش های مختلف به گونه ای تعیین شد که تغییر فرم هندسی بین ایرفویل ها پیوسته بوده و جدایش جریان در محل گذار به حداقل برسد. در مقایسه سه هندسه طراحی شده، طرح دوم بر اساس نتایج خروجی BEM دارای هماهنگی بهینه بین رانش، گشتاور و بازده بود و به عنوان مدل نهایی انتخاب شد. همچنین روند طراحی در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- روند طراحی ملخ و شبیه سازی آن.

Fig. 5. Design and simulation of propeller flowchart.

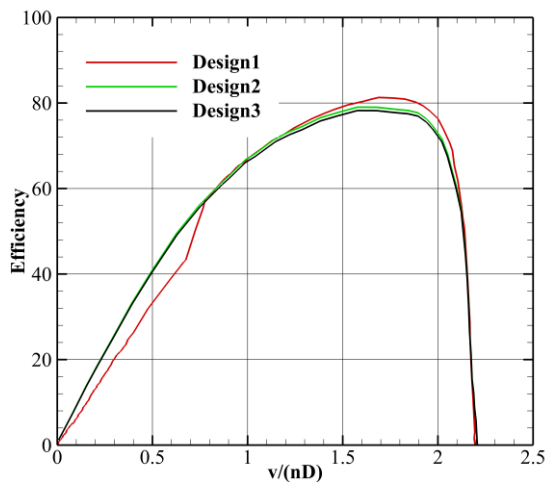
ایرفویل MH114 به دلیل طراحی خاص خود، در سرعت‌های پایین عملکرد بهتری دارد و برای گلایدرها و هواپیماهای مدل مناسب است. این ایرفویل با ارائه لیفت بالا و درگ کم، به بهبود کارایی پرواز در شرایط مختلف کمک می‌کند.

ایرفویل MH116 با طراحی بهینه‌شده، پایداری و کنترل‌پذیری بهتری را فراهم می‌کند. این ایرفویل برای هواپیماهایی که نیاز به عملکرد متعادل در سرعت‌های مختلف دارند، مناسب است و تعادل خوبی بین لیفت و درگ ارائه می‌دهد.

ایرفویل E193 با طراحی منحصر به فرد خود، برای کاربردهایی که نیاز به لیفت بالا و درگ متوسط دارند، مناسب است. این ایرفویل در هواپیماهای مدل و گلایدرها استفاده می‌شود و عملکرد مناسبی در زوایای حمله مختلف ارائه می‌دهد.

۴ نتایج طراحی ملخ

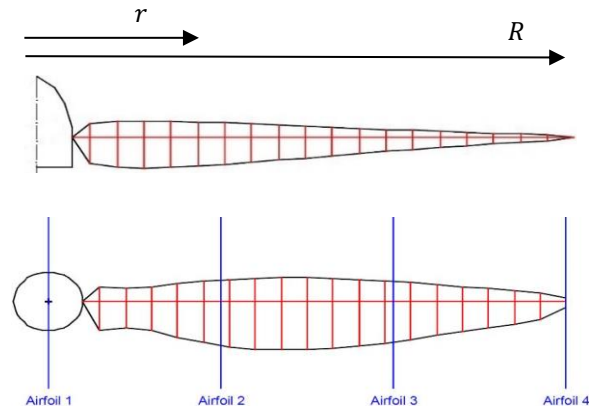
در شکل ۷ بازده هر سه ملخ نشان داده شده‌است. با توجه به نمودار، راندمان ملخ‌های شماره ۲ و ۳ بسیار به یکدیگر نزدیک است. همچنین با دور شدن از هاب و مرکز ملخ به سمت نوک ملخ‌ها، راندمان ملخ افزایش می‌یابد.



شکل ۷- مقایسه بازدهی ملخ‌ها بر حسب طول بی بعد شده ملخ.

Fig. 7. Comparison of propeller efficiency with respect to the non-dimensional propeller length.

شکل ۸ نشان می‌دهد، بیشتر نیروی پیشران ملخ در نزدیکی هاب اتصال تولید می‌شود. این امر باعث تولید گشتاور کمتر و نیروی کمتری به شفت انتقال وارد می‌کند. در این نمودار نشان داده می‌شود که نیروی پیشران در طراحی ۳ بیشتر از طرح‌های دیگر می‌باشد.



شکل ۶- طرحواره ملخ طراحی شده و محل قرارگیری ایرفویل‌های آن.

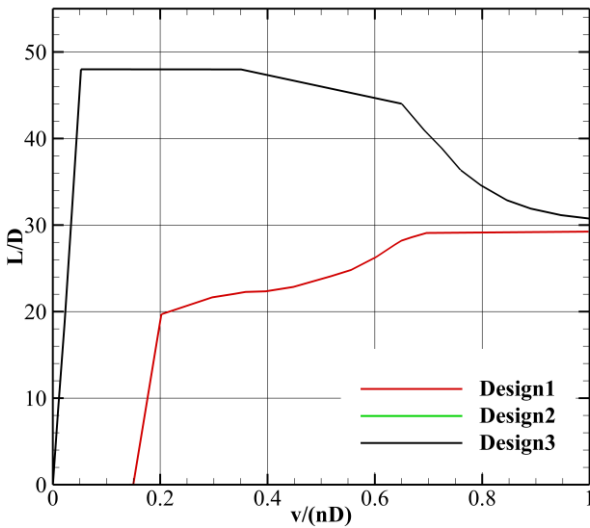
Fig. 6. Schematic of the designed propeller and the location of its airfoils.

همچنین زوایای حمله و نوع ایرفویل‌های استفاده شده در هر قسمت در جدول ۳ آورده شده‌اند. شرایط طراحی به گونه‌ای است که فرم ملخ در فاصله‌ی بین ایرفویل‌ها به آرامی تغییر می‌کند. در ملخ شماره ۱ هیچ پیش‌فشی برای ملخ مورد نظر در نظر گرفته نشده‌است اما برای ملخ ۲ و ۳، طراحی مبتنی بر زاویه حمله‌های مختلف باعث پیش‌فشی در طول ملخ شده که همین امر منجر به افزایش راندمان ملخ می‌شود. همچنین مشخصات هر یک از ایرفویل‌ها در جدول ۴ آورده شده‌اند:

جدول ۳- مشخصات ایرفویل‌های قسمت‌های مختلف ملخ [۲۷].

Table 3. Aerodynamic characteristics of the airfoils at various sections of the propeller [28].

		Airfoil 1	Airfoil 2	Airfoil 3	Airfoil 4
Design 1	Angle of Attack (°)	3	3	3	3
	Airfoil Name	E-193	E-193	MH-116	MH-114
Design 2	Angle of Attack (°)	5	5	3	1
	Airfoil Name	MH-114	MH-114	MH-114	MH-114
Design 3	Angle of Attack (°)	5	7	10	10
	Airfoil Name	MH-116	MH-114	MH-116	MH-116



شکل ۱۰- مقایسه نیرو به پسا ملخها بر حسب طول بی بعد شده ملخ.

Fig. 10. Comparison of single-blade lift to drag with respect to the non-dimensional propeller length.

۵ اعتبارسنجی نتایج طراحی ملخ

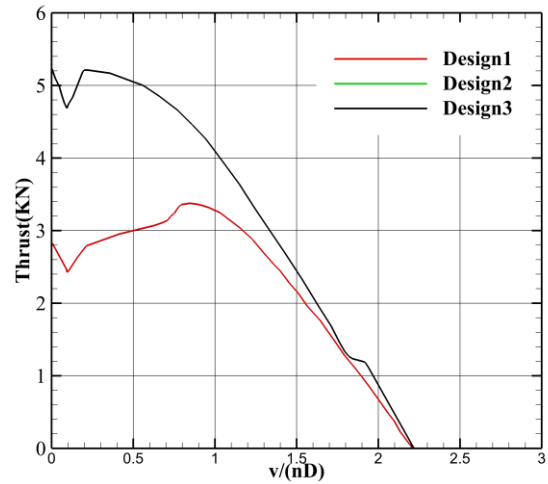
طراحی با کمک نرم افزار JavaProp صورت گرفته است. در جدول ۱ داده‌های مرجع [۲۸] آورده شده‌است. این ملخ برای دور و سرعت پایین طراحی شده‌است.

جدول ۶- داده‌های ورودی مسئله.

Table 6. Input data.

Parameter	Value
Airfoil Name	NACA 6412
Propeller Diameter	4 m
Propeller Diameter	0.15 m
Rotational Speed	120 RPM
Freestream Velocity	4 m/s
Number of Blades	2
Thrust	100 N

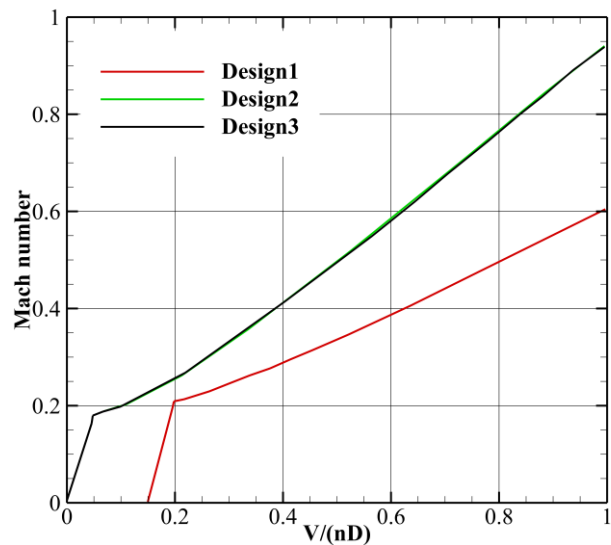
در جدول ۲ مقادیر به دست آمده توسط نرم افزار با داده‌های مرجع [۲۸] مقایسه شده‌اند. نتایج نشان داده است که میزان خطای اندازه گیری شده در هیچ مشخصه‌ای از ۰/۵ درصد بیشتر نیست.



شکل ۸- مقایسه نیرو پیشران ملخها بر حسب طول بی بعد شده ملخ.

Fig. 8. Comparison of propeller thrust with respect to the non-dimensional propeller length.

در شکل ۹ مشاهده می‌شود که در طراحی ۳، عدد ماخ محلی در نوک پره و بیشینه سرعت پروازی به مقدار نزدیک به یک می‌رسد که باعث افت بازده و ایجاد تنش سازه‌ای در ملخ می‌شود. بر این اساس، طراحی ۲ برای پروازهای با سرعت بالا مناسب‌تر است.

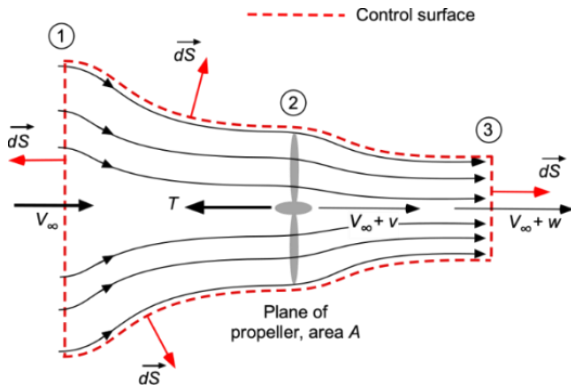


شکل ۹- مقایسه عدد ماخ ملخها بر حسب طول بی بعد شده ملخ.

Fig. 9. Comparison of single-blade Mach number with respect to the non-dimensional propeller length.

در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود که بال شماره ۳ نسبت به پسا بالاتری نسبت به دو بال دیگر دارد، اما این نسبت در امتداد طول ملخ کاهش می‌یابد؛ در حالی که در ملخ‌های شماره ۱ و ۲ این نسبت به تدریج افزایش یافته و در نوک ملخ به بیشینه خود می‌رسد.

شده است. روش شبیه‌سازی به صورت روش RANS است. شماتیک مسئله در شکل ۱۲ رسم شده است:



شکل ۱۲- طرحواره عبور جریان سیال از اطراف ملخ

Fig. 12. Schematic representation of fluid flow over and around the propeller

معادلات اصلی برای شبیه‌سازی جریان عبوری سیار از ملخ، عبارتند از:

۱.۶ معادله پیوستگی

به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (15)$$

۲.۶ معادله اندازه حرکت

عبارت است از:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla \cdot p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) \quad (16)$$

که در رابطه بالا $\vec{\tau}$ به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\vec{\tau} = \mu [(\nabla \cdot \vec{v} + \nabla \cdot T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot I] \quad (17)$$

۳.۶ معادله انرژی

معادله انرژی از معادله ۱۸ به دست می‌آید:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T + (\vec{\tau}_{eff} \cdot \vec{v})) \quad (18)$$

۴.۶ معادلات آشفتگی

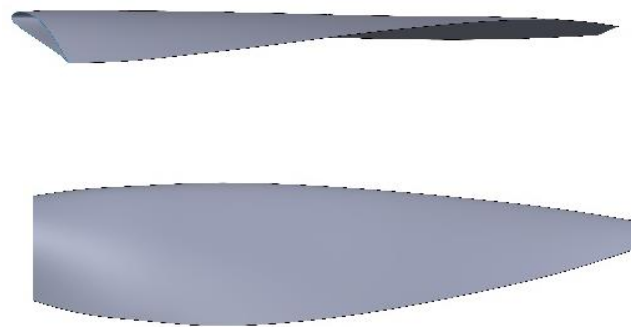
جریان اطراف پره ماهیتی آشفته دارد که موجب افزایش انتقال مومنتوم، حرارت و جرم و اعمال تنش اضافی بر جریان متوسط

جدول ۴- اعتبارسنجی نتایج به دست آمده با نتایج مرجع [۲۸].

Table 4. Validation of the obtained results through comparison with the reference data.

Parameter	Our Results	Reference	% Error
$\frac{v}{nD}$	0.5	0.5	0
Efficiency	70.47	76.56	0.1
Thrust (T) (N)	100	100	0
Power (P) (W)	567.5	566.8	0.1
Blade Pitch Angle, β at 75%R (°)	18	17.9	0.5
$\frac{v}{\omega R}$	0.159	0.159	0
Propeller Loading	Moderate	Moderate	-
Thrust Coefficient,	0.08	0.08	0
Torque Coefficient,	0.058	0.0567	0.17
Pitch Ratio,	3.05	3.05	0

با توجه به نتایج تحلیل‌ها و ملاحظات طراحی آیرودینامیکی، شکل ۱۱ نمایی از ملخ نهایی طراحی شده را ارائه می‌کند. این شکل شامل هندسه کلی ملخ، ابعاد اصلی و نحوه توزیع ایرفویل‌ها در طول پره است.



شکل ۱۱- ملخ طراحی شده.

Fig. 11. Designed propeller.

۶ روابط حاکم در شبیه‌سازی عددی

پس از طراحی اولیه ملخ لازم است تا جهت بررسی کارایی مورد شبیه‌سازی قرار گیرد. برای شبیه‌سازی از نرم افزار آنسیس استفاده

جدول ۶- شرایط مرزی.

Table 6. Boundary conditions.

Input Condition	Value
Temperature (K)	293
Pressure (kPa)	101
Rotational Speed (RPM)	2500-5000
Rotational Speed (RPM)	25×10^{-6}

همچنین مشخصات شبکه بندی انجام شده مطابق جدول ۸ می باشد:

جدول ۷- مشخصات شبکه بندی انجام شده.

Table 7. Meshing specifications.

Title	Mesh 1	Mesh 2	Mesh 3
Number of Boundary Layer Cells	Unstructured, Multi-block	Unstructured, Multi-block	Unstructured, Multi-block
Number of Boundary Layer Cells	10	15	25
First Layer Height (mm)	0.1	0.01	0.001
Cells Around the Blade (mm)	300	100	50
Number of Fluid Domain Cells	1243	1243	1243
Total Number of Cells	535012	768024	1528954

همان طور که در جدول ۸ مشخص است، به منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی چند پیکربندی مختلف شبکه مورد ارزیابی قرار گرفت. در این فرآیند، اندازه سلولها در بخش مرکزی دامنه جریان ثابت نگه داشته شد زیرا بررسیهای اولیه نشان داد تغییرات ابعاد شبکه در نواحی دور از ملخ تأثیری معنادار بر رفتار کلی جریان ندارد. تمرکز اصلی بر ناحیه اطراف ملخ و محدوده تماس جریان با پرهها قرار گرفت تا دقت عددی در نواحی شامل گرادیانهای شدید سرعت و فشار حفظ شود.

می شود. پیش بینی این اثرات دشوار است زیرا نمی توان یک مدل توربولانسی واحد را برای جریانهایی با طیف گسترده طول و زمانهای مشخصه مختلف به کار برد و بنابراین هیچ مدل کلی برای تمام جریانهای آشفته ارائه نمی شود. در این شبیه سازی از مدل $k-\omega$ استفاده شده است که در معادلات (۱۹) و (۲۰) آمده است.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \right] + G_k + G_k - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (19)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_j)}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) \right] + \rho C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + \frac{C_{1\varepsilon} \varepsilon}{k} C_{2\varepsilon} G_b \quad (20)$$

ضرایب معادلات آشفتگی در جدول ۶ آورده شده اند:

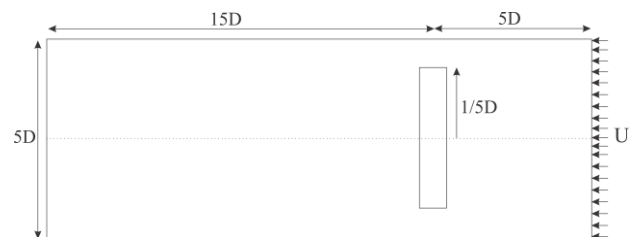
جدول ۵- ضرایب معادلات آشفتگی.

Table 5. Turbulence model coefficients.

Coefficient	A_0	σ_ε	σ_k	$C_{2\varepsilon}$	$C_{1\varepsilon}$
Value	4.04	1.2	1	1.9	1.44

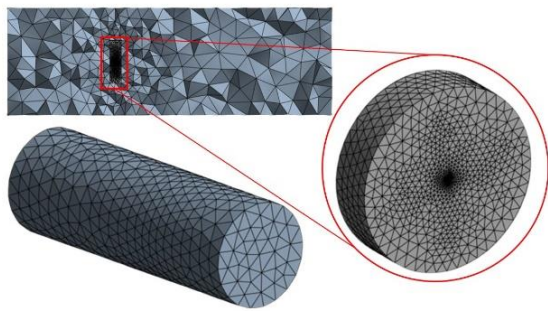
۵.۶ شرایط مرزی

در این پژوهش، شرایط مرزی مورد استفاده برای شبیه سازیهای عددی در جدول ۷ ارائه شده است. این شرایط مرزی بر اساس الزامات فیزیکی مسأله و نیازهای مدل سازی انتخاب و به گونه ای تعریف شده اند که بتوانند رفتار واقعی جریان پیرامون ملخ را به دقت باز نمایند کنند. جدول مذکور جزئیات هر یک از شرایط اعمال شده، شامل نوع، موقعیت و پارامترهای مربوطه را مشخص می کند.



شکل ۱۳- دامنه حل.

Fig. 13. Domain boundaries.

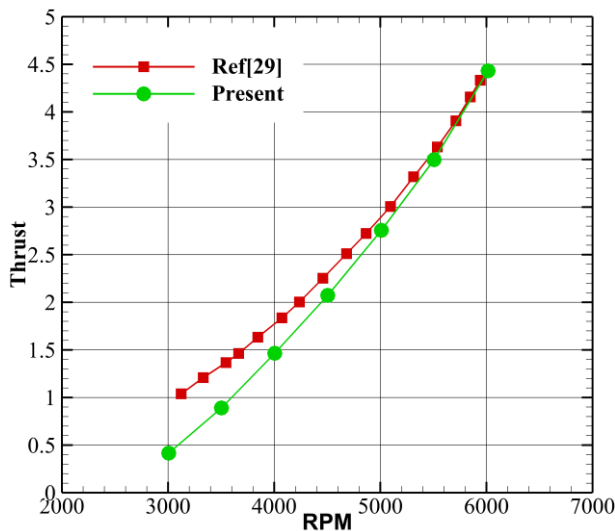


شکل ۱۳- شبکه بندی انجام شده.

Fig. 14. Meshing performed.

۷ اعتبارسنجی

جهت اعتبار سنجی از مرجع [۲۹] استفاده شده است. نمودار شکل زیر میزان نیروی پیشران محاسبه شده توسط شبیه سازی با مقادیر مرجع [۲۹] مقایسه شده اند.



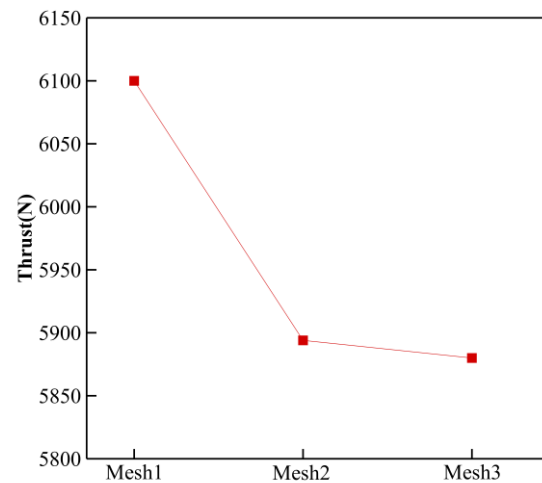
شکل ۱۶- اعتبارسنجی شبیه سازی با مرجع [۲۹].

Fig. 16. Validation of the simulation with the reference [29].

۸ نتایج شبیه سازی

در شکل ۱۷، نمودار نیروی پیشران ملخ ارائه شده است. همان طور که مشاهده می شود، افزایش سرعت دورانی موتور از ۲۵۰۰ تا ۵۰۰۰ دور بر دقیقه، منجر به افزایش نیروی پیشران از حدود ۴۵۰۰ نیوتن به ۱۲۵۰۰ نیوتن شده است. این روند به وضوح توانایی ملخ در تأمین نیروی پیشران کافی در بازه کاری مورد بررسی را نشان می دهد.

نتایج محاسبات نیروی رانش در شبکه های مختلف مقایسه شد و نشان داد که با افزایش تراکم شبکه، مقدار نیروی رانش تنها تغییر بسیار اندکی دارد. با توجه به شکل ۱۵، اختلاف مقدار رانش حاصل از شبکه ۲ و ۳ قابل چشم پوشی است که بیانگر همگرایی کامل نتایج عددی و استقلال آن از تراکم شبکه است. بر این اساس، شبکه ۲ به عنوان شبکه نهایی انتخاب شد تا توازن مناسبی بین دقت، پایداری و هزینه محاسباتی برقرار شود و اطمینان حاصل گردد که مقدار رانش به دست آمده از حل عددی معتبر و قابل اعتماد است.



شکل ۱۵- استقلال از شبکه.

Fig. 15. Mesh Independence Study.

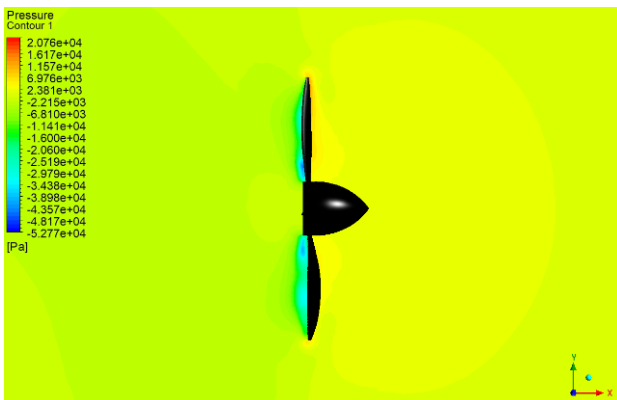
حل عددی در این پژوهش به صورت ناپایا (Unsteady) انجام گرفته است تا رفتار گذرای جریان پیرامون ملخ و تغییرات لحظه ای نیروی رانش در طول دوران به درستی مدل شود. برای شبیه سازی دقیق چرخش، از شبکه متحرک لغزشی (Sliding Mesh) استفاده شده است که امکان تبادل جریان بین ناحیه گردان و بخش ثابت را فراهم می کند. نوع شرایط مرزی در جدول ۹ آورده شده است:

جدول ۸- نوع شرایط مرزی تنظیم شده.

Table 8- Type of boundary conditions.

Domain	Pressure	Velocity	Temperature
Inlet	Zero Gradient	Constant Value	Constant Value
Outlet	Static Pressure	Zero Gradient	Isothermal
Wall	Zero Gradient	Zero Gradient	Zero Gradient
Propeller	Zero Gradient	No Slip	Zero Gradient

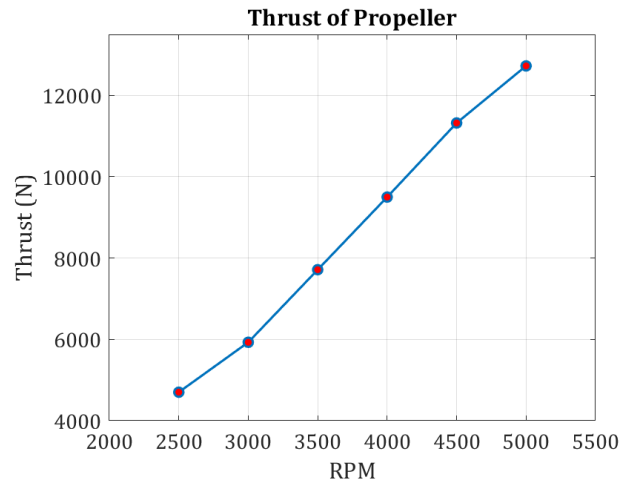
فشار و ناحیه مکش شدید ناشی از تسریع سیال در سطح مکش پره‌ها هستند. این اختلاف فشار میان جلوی و عقب ملخ منجر به شکل‌گیری نیروی رانش اصلی می‌شود. تقارن مناسب الگوی فشار حول محور ملخ نشان‌دهنده‌ی پایداری جریان و توزیع متعادل بار آیرودینامیکی بر روی پره‌ها است. در مجموع، تصویر بیانگر عملکرد مطلوب طراحی هندسی پره‌ها در ایجاد اختلاف فشار مؤثر و دستیابی به راندمان بالا در شرایط کاری مورد نظر است.



شکل ۱۹- توزیع سرعت اطراف ملخ در ۳۰۰۰ دور بر دقیقه.

Fig. 19. Pressure distribution around the propeller at 3,000 RPM.

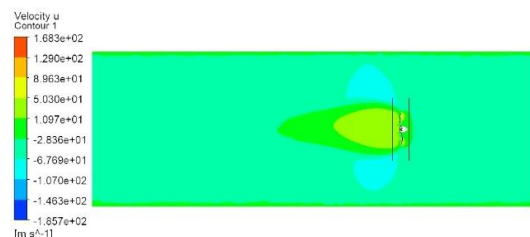
در شکل ۱۸ معیار Q (Q-Criterion) برای آشکارسازی ساختارهای گردابه‌ای پیرامون ملخ در سرعت دورانی ۳۰۰۰ دور بر دقیقه نمایش داده شده است. رنگ سبز، نواحی با مقدار مثبت Q (ناحیه‌ای که چرخش محلی بر کرنش غلبه دارد) را نشان می‌دهد که معرف تشکیل گردابه‌های پایدار و چرخشی ناشی از تعامل پره‌ها با جریان آزاد است. الگوی ماریچی مشاهده شده در پشت ملخ بیانگر گردابه‌های نوک پره (Tip Vortices) و مسیر چرخش جریان خروجی می‌باشد که به صورت منظم در امتداد محور عقب گسترش یافته‌اند. وجود تقارن نسبی میان گردابه‌های سمت راست و چپ، نشانه‌ی پایداری آیرودینامیکی طرح و توزیع یکنواخت بار بر پره‌ها است. در نواحی نزدیک به هاب، شدت گردابه‌ها کمتر است که حاکی از کاهش سرعت زاویه‌ای و اثرات ویسکوز غالب می‌باشد. با افزایش شعاع، شدت چرخش و آشفتگی بیشتر شده و موجب افزایش نرخ اختلاط سیال و انتشار انرژی جنبشی به جریان خروجی می‌گردد. این توزیع هندسی Q بیانگر عملکرد بهینه ملخ در کنترل آشفتگی و جلوگیری از جدایش زودهنگام جریان در دور کاری متوسط است.



شکل ۱۷- نیروی پیشران تولید شده نسبت به دور موتور.

Fig. 17. Generated thrust versus engine rotational speed.

در شکل ۱۸ مشاهده شده، توزیع سرعت جریان پیرامون ملخ در راستای محور طولی دامنه شبیه‌سازی نشان داده شده است. ناحیه سبز و زرد در جلوی ملخ بیانگر افزایش سرعت جریان ناشی از مکش و تسریع سیال در اثر چرخش پره‌ها است. در پشت ملخ، نواحی آبی رنگ با مقادیر منفی سرعت، وجود بازگشت جریان و تشکیل گردابه‌های ناشی از افت فشار را نمایش می‌دهند. گستردگی یکنواخت الگوی سرعت در جهت محور پرواز نشان‌دهنده‌ی پایداری جریان و عملکرد مؤثر ملخ در انتقال ممتوم به جریان خروجی است. این توزیع سرعت مؤید آن است که طراحی انجام شده توانسته با حفظ تقارن و کاهش جدایش جریان، راندمان پیشران را در محدوده دور کاری مدنظر بهینه سازد.



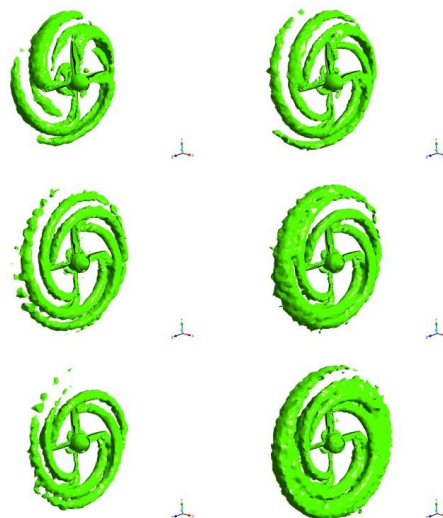
شکل ۱۸- توزیع سرعت اطراف ملخ در ۳۰۰۰ دور بر دقیقه.

Fig. 18. Velocity distribution around the propeller at 3,000 RPM.

در شکل ۱۹ توزیع فشار اطراف ملخ در حالت چرخش نشان داده شده است. نواحی زرد و قرمز رنگ در جلوی ملخ بیانگر فشار مثبت بالا هستند که در اثر تراکم جریان و مقاومت هوای ورودی ایجاد می‌شود. در مقابل، نواحی آبی و فیروزه‌ای در پشت ملخ بیانگر افت

<https://www.iea.org/reports/world-energy-outlook-2024>

- [2] S. Gudmundsson, *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2021.
- [3] M. Wang, G. Xiaoyang, R. He, S. Zhang, and J. Ma, "Bi-layer sizing and design optimization method of propulsion system for electric vertical takeoff and landing aircraft," *Energy*, vol. 283, 2023, Art. no. 129052, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.129052>.
- [4] P. Rajendran and A. Jayaprakash, "Numerical performance analysis of a twin blade drone rotor propeller," *Materials Today: Proceedings*, vol. 80, pp. 492–498, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2022.10.201>.
- [5] X. Yang, D. Ma, L. Zhang, Y. Yu, Y. Yao, and M. Yang, "High-fidelity multi-level efficiency optimization of propeller for high altitude long endurance UAV," *Aerospace Science and Technology*, vol. 133, 2023, Art. no. 108142, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108142>.
- [6] A. Kowsari, M. A. Shahi Ashtiani, and M. Rostami, "Propeller effects on the performance of propeller-powered light aircraft," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 25, no. 5, pp. 22-32, 2016, (in Persian), <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.16059719.1395.25.5.3.6>.
- [7] R. Afshari and S. M. H. Karimian, "A new blade tip geometry to improve aerodynamic performance and acoustic noise of helicopter blade in hovering flight," *Aerospace Science and Technology*, vol. 135, 2023, Art. no. 108197, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108197>.
- [8] A. Mehrabi, J. Deldar Sheikhi, and A. Davari, "A review of aerodynamic optimization strategies for helicopter propellers," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 30, no. 5, pp. 84-95, 2022, (in Persian), <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.16059719.1400.30.5.9.7>.
- [9] Q. R. Wald, "The aerodynamics of propellers," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 42, no. 2, pp. 85–128, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.04.001>.
- [10] M. Hansen, *Aerodynamics of wind turbines*. Routledge, 2015, <https://doi.org/10.4324/9781315769981>.
- [11] S. Goldstein, "On the vortex theory of screw propellers," *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character*, vol. 123, no. 792, pp. 440–465, 1929, <https://doi.org/10.1098/rspa.1929.0078>.



شکل ۱۴- توزیع معیار Q اطراف ملخ در ۳۰۰۰ دور بر دقیقه.

Fig. 15. Q-criterion distribution around the propeller at 3,000 RPM.

۹ نتیجه گیری

در این پژوهش، ملخ یک هواپیمای آکروباتیک الکتریکی طراحی و شبیه‌سازی شد. پس از بررسی سه طرح، مدل با بهترین عملکرد و قابلیت ساخت انتخاب گردید. تحلیل JavaProp نشان داد بازدهی این ملخ در شرایط بهینه بیش از ۸۰٪ و نیروی رانش آن ۱/۵ کیلو نیوتن است. در ادامه مدل مورد شبیه‌سازی دینامیک سیالاتی قرار گرفت که نشان داد با افزایش دور موتور از ۲۵۰۰ تا ۵۰۰۰ دور بر دقیقه، نیروی رانش ملخ از ۴/۷ به ۱۲/۵ کیلو نیوتن می‌رسد. همچنین بررسی توزیع سرعت نشان داد در دور موتور ۳۰۰۰ دور بر دقیقه، مقدار سرعت نوک ملخ به ۰/۴۸ ماخ خواهد رسید. نتایج حاصل از توزیع فشار نیز نشان داد مکش جریان در ملخ انجام شده و تطبیق مناسبی با واقعیت فیزیکی مسئله دارد. نتایج حاصل از معیار Q نیز نشان داد که آشفتگی جریان در نواحی نزدیک به نوک ملخ بیشتر است. این امر باید مورد توجه قرار گیرد زیرا این آشفتگی می‌تواند منجر به جدایش جریان گردد. لذا انتخاب دور موتور مناسب می‌تواند در حفظ عملکرد بهینه ملخ موثر باشد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

- [1] O. Alšauskas, "World Energy Outlook 2024," *International Energy Agency*, 2024.

- analysis," *Aerospace Science and Technology*, vol. 45, pp. 398–407, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.06.011>.
- [22] H. Zhu, H. Nie, L. Zhang, X. Wei, and M. Zhang, "Design and assessment of octocopter drones with improved aerodynamic efficiency and performance," *Aerospace Science and Technology*, vol. 106, 2020, Art. no. 106206, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106206>.
- [23] H. I. Kwon, S. Yi, S. Choi, and K. Kim, "Design of Efficient Propellers Using Variable-Fidelity aerodynamic analysis and multilevel optimization," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 31, no. 4, pp. 1057–1072, 2015, <https://doi.org/10.2514/1.B35097>.
- [24] H. H. Mian, G. Wang, H. Zhou, and X. Wu, "Optimization of thin electric propeller using physics-based surrogate model with space mapping," *Aerospace Science and Technology*, vol. 111, 2021, Art. no. 106563, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106563>.
- [25] M. A. Silvestre, J. P. Morgado, and J. Pascoa, "JBLADE: a Propeller Design and Analysis Code," in *International Powered Lift Conference*, 2013, <https://doi.org/10.2514/6.2013-4220>.
- [26] H. Martin, "JavaProp—Design and Analysis of Propellers," *Software Package, Version*, 2018 <http://www.mhaerootools.de/airfoils/javaprop.html>.
- [27] D. Kaya, "Estimation of aerodynamic loads of a propeller through improved blade element and momentum theory and propeller design optimization," Ph.D. dissertation, Middle East Technical University, Türkiye, 2021, <https://hdl.handle.net/11511/91601>.
- [28] A. Glaws and R. King, "INN Airfoil Tools," *National Renewable Energy Laboratory (NREL), Golden*, 2022, <http://airfoiltools.com/>
- [29] M. Sadak, A. Khan, A. Syed, Sufiyan, J. George, and N. Uddin, "Analysis of Down-Wind Propeller Vehicle," *International Journal of Scientific and Research Publications*, vol. 3, no. 4, 2013, <http://www.ijsrp.org/research-paper-0413.php?rp=P161106>.
- [30] M. Ghoreyshi, P. Aref, C. F. Wisniewski, J. Seidel, and K. W. Van Treuren, "Computational investigation of quiet propeller designs for small unmanned aerial vehicles," *Aerospace Science and Technology*, vol. 138, 2023, Art. no. 108351, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108351>.
- [12] X. k. Zheng, X. Wang, Z. j. Cheng, and D. Han, "The efficiency analysis of high-altitude propeller based on vortex lattice lifting line theory," *The Aeronautical Journal*, vol. 121, no. 1236, pp. 141–162, 2017, <https://doi.org/10.1017/aer.2016.112>.
- [13] Z. Z. Guo Jiahao, Fan Zhongyun, "A propeller design method with given thrust distribution and its application," *Journal of Aerospace Power*, vol. 35, no. 06, pp. 1238–1246, 2020, <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.2020.06.014>.
- [14] G. Y. Hu Bao, Wei Binbin, "Propeller design rule extraction based on rough set theory," *Journal of Aerospace Power*, vol. 38, no. 08, pp. 1901–1908, 2021, <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20210645>.
- [15] A. Ning, "Using blade element momentum methods with gradient-based design optimization," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 64, no. 2, pp. 991–1014, 2021, <https://doi.org/10.1007/s00158-021-02883-6>.
- [16] O. Bergmann, F. Möhren, C. Braun, and F. Janser, "Aerodynamic Analysis of Swept Propeller with BET and RANS," in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022*, 2022, <https://doi.org/10.25967/550151>.
- [17] O. D. Vries, "On the Theory of the Horizontal-Axis Wind Turbine," *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 15, no. Volume 15, 1983, pp. 77–96, 1983, <https://doi.org/10.1146/annurev.fl.15.010183.000453>.
- [18] X. Wu, Z. Zuo, L. Ma, and W. Zhang, "Multi-fidelity neural network-based aerodynamic optimization framework for propeller design in electric aircraft," *Aerospace Science and Technology*, vol. 146, 2024, Art. no. 108963, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.108963>.
- [19] C. N. Adkins and R. H. Liebeck, "Design of optimum propellers," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 10, no. 5, pp. 676–682, 1994, <https://doi.org/10.2514/3.23779>.
- [20] G. Romeo, E. Cestino, M. Pacino, F. Borello, and G. Correa, "Design and testing of a propeller for a two-seater aircraft powered by fuel cells," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 226, no. 7, pp. 804–816, 2012, <https://doi.org/10.1177/0954410011415476>.
- [21] J. Morgado, M. Abdollahzadeh, M. A. R. Silvestre, and J. C. Páscoa, "High altitude propeller design and