



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 3, pp. 41-72, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.4>

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



Original Research Paper

# Design, Dynamic Modeling, and Neural Network Optimization of a Dragonfly-Inspired Micro Aerial Vehicle for Maximum Lift-to-Drag Ratio

Mehdi Pirkhandan Laskookelayeh<sup>1\*</sup>, Hossein Rezaei Haghighi Miande<sup>2</sup>, and Ahmad Bagheri<sup>3</sup>

1. Aerospace Engineering, Aircraft Structures, Faculty of Mechanical Engineering, Ahrar University, Rasht, Iran
2. Aerospace Engineering, Faculty of Aerospace Engineering, Semnan University, Semnan, Iran
3. Department of Dynamics, Control, and Vibrations, Faculty of Mechanical Engineering, University of Guilan, Rasht, Iran

## ARTICLE INFO

### Article History:

Received 18 November 2024

Revised 24 December 2024

Accepted 04 January 2025

Available Online 10 March 2025

### Keywords:

Micro aerial vehicle (MAV)

Dragonfly

Dynamic modeling

Artificial neural network (ANN)

Aerodynamic optimization

## ABSTRACT

Drawing inspiration from the complex flight mechanics of dragonflies, this study presents the design, modeling, and aerodynamic optimization of a highly maneuverable micro aerial vehicle (MAV). A functional prototype was fabricated using 3D printing technology. The MAV's flight dynamics were modeled via the Lagrangian approach, and the governing equations of motion were systematically derived. To assess the aerodynamic behavior, fluid flow around the wing was simulated using COMSOL Multiphysics, allowing for a detailed analysis of pressure and velocity distributions along the wing surface. A multilayer artificial neural network was developed and trained using data from computational fluid dynamics simulations to optimize the wing geometry for maximum lift-to-drag ratio. The trained model accurately predicts aerodynamic performance across a range of wing configurations. Simulation results confirm that the optimized design significantly outperforms existing wing models in terms of aerodynamic efficiency. This research contributes to the advancement of bio-inspired MAVs with potential applications in surveillance, search and rescue operations, and biological exploration.

\* Corresponding Author's E-mail: [mehdipirkhandan76@gmail.com](mailto:mehdipirkhandan76@gmail.com)

## How to Cite this Article:

M. Pirkhandan Laskookelayeh, H. Rezaei Haghighi Miande, and A. Bagheri, "Design, dynamic modeling, and neural network optimization of a dragonfly-inspired micro aerial vehicle for maximum lift-to-drag ratio," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 41-72, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.4>.

## COPYRIGHTS



Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).





# طراحی و مدل‌سازی دینامیکی ریزپرنده الهام‌گرفته از سنجاقک و تعیین بهینه‌ترین بال مصنوعی از نظر نسبت لیفت به درگ از طریق شبکه عصبی

مهدی پیرخندان لسکوکلايه<sup>۱\*</sup>، حسین رضایی حقیقی میاینده<sup>۲</sup>، و احمد باقری<sup>۳</sup>

- ۱- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، سازه‌های هوایی، گروه مکانیک، مؤسسه آموزش عالی احرار رشت، رشت، ایران  
۲- دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، سازه‌های هوایی، گروه هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران  
۳- استاد، گروه دینامیک، کنترل و ارتعاشات، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان، رشت، ایران

## چکیده

در این پژوهش، با الهام از مکانیزم پرواز پیچیده سنجاقک، یک ریزپرنده باقابلیت مانور بالا طراحی شده و یک ماکت اولیه از این ریزپرنده با بهره‌گیری از تکنولوژی پرینت سه‌بعدی تولید گردیده است. برای مدل‌سازی دقیق حرکت بال‌ها و دینامیک پرواز، از روش لاگرانژ استفاده شده و معادلات حرکت استخراج شده‌اند. به منظور تحلیل عمیق‌تر عملکرد آیرودینامیکی بال، از نرم‌افزار قدرتمند کامسول برای شبیه‌سازی جریان سیال اطراف بال استفاده شده‌است. توزیع فشار و سرعت بر روی سطح بال با دقت بالایی بررسی شده‌است. باهدف بهینه‌سازی هندسه بال و افزایش نسبت لیفت به درگ، یک شبکه عصبی مصنوعی چندلایه طراحی و آموزش داده شده‌است. داده‌های آموزشی این شبکه از نتایج شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) استخراج شده‌اند. شبکه عصبی آموزش دیده، قادر است عملکرد آیرودینامیکی طرح‌های مختلف بال را بر اساس پارامترهای هندسی آن‌ها با دقت بالایی پیش‌بینی نماید. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها و فرایند بهینه‌سازی نشان می‌دهد که بال طراحی شده، عملکرد آیرودینامیکی به مراتب بهتری نسبت به مدل‌های قبلی دارد. این پژوهش گامی مهم در جهت توسعه نسل جدیدی از سیستم‌های پرنده کوچک و چابک با کاربردهای گسترده در زمینه‌های نظارتی، جستجو و نجات، و تحقیقات زیست‌شناسی به شمار می‌آید.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۸ آبان ۱۴۰۳  
بازنگری ۰۴ دی ۱۴۰۳  
پذیرش ۱۵ دی ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۲۰ اسفند ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

ریزپرنده  
سنجاقک  
مدل‌سازی دینامیکی  
شبکه عصبی مصنوعی  
بهینه‌سازی آیرودینامیکی

\* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [mehdipirkhandan76@gmail.com](mailto:mehdipirkhandan76@gmail.com)

## How to Cite this Article:

M. Pirkhandan Laskookelayeh, H. Rezaei Haghighi Miande, and A. Bagheri, "Design, dynamic modeling, and neural network optimization of a dragonfly-inspired micro aerial vehicle for maximum lift-to-drag ratio," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 41-72, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.4>.

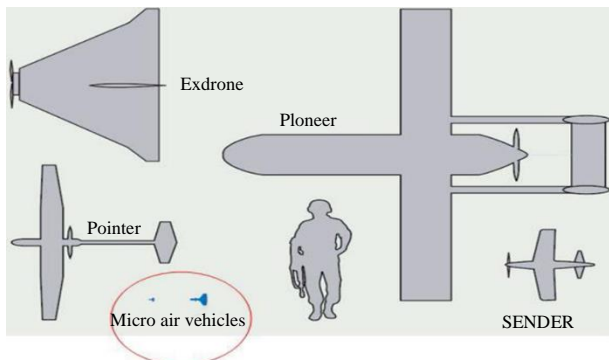
## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



سیستم عصبی سنجاکک‌ها و توسعه مواد و الگوریتم‌های مناسب، از جمله چالش‌های پیش روی محققان در این حوزه است.



شکل ۱- مقایسه ابعادی ریزپرنده‌ها با سایر پهپادها [۶].

Fig. 1. A dimensional comparison of micro drones with other drones [6].

در این پژوهش، برای بهینه‌سازی پیکربندی بال از نظر نسبت لیفت به درگ، از شبکه‌های عصبی مصنوعی چند لایه استفاده شده است. شبکه‌های عصبی مصنوعی، الهام گرفته از ساختار مغز انسان، ابزار قدرتمندی برای یادگیری ماشین و پیش‌بینی هستند. این سیستم‌ها از تعداد زیادی نرون مصنوعی تشکیل شده‌اند که به صورت شبکه‌ای به هم متصلند و از طریق تنظیم وزن اتصالات بین نرون‌ها، قادر به یادگیری الگوها و روابط پیچیده در داده‌ها هستند. در این پژوهش، با آموزش یک شبکه عصبی بر روی داده‌های شبیه‌سازی یا تجربی، به یک مدل پیش‌بینی‌کننده دست یافته‌ایم که می‌تواند پیکربندی بهینه بال را با توجه به پارامترهای طراحی مختلف، پیش‌بینی کند [۷].

## ۲ طراحی مدل

در این تحقیق، هدف طراحی ریزپرنده‌ای با مشخصات یک پهپاد میکرو است که وزن آن کمتر از ۱۰۰ گرم و ابعاد آن حداکثر ۳۰ سانتی‌متر باشد. این ریزپرنده باید قابلیت انجام مأموریت‌های مختلف را با بهره‌وری بالا و مصرف انرژی بهینه داشته باشد. طراحی مکانیزم پروازی ریزپرنده الهام‌گرفته از سنجاکک انجام می‌شود. در این طراحی، نحوه بال زدن ریزپرنده به گونه‌ای است که مشابه سنجاکک حرکت نوسانی بال‌ها ایجاد می‌شود و الگوهای پروازی مشابه به پرواز طبیعی سنجاکک به دست می‌آید. با توجه به پیشرفت‌های انجام‌شده در ساخت بال‌های مصنوعی، بال‌ها با شرایط طراحی موجود انتخاب می‌شوند. ابعاد و طراحی این بال‌ها به گونه‌ای انتخاب می‌شود که عملکرد پروازی بهینه از نظر نسبت لیفت به درگ فراهم گردد که این عملکرد پروازی بهینه از طریق شبکه عصبی مصنوعی اثبات می‌شود.

## ۱ مقدمه

سنجاکک‌ها، با توانایی پروازی خیره‌کننده و مانورهای پیچیده‌ای که به راحتی انجام می‌دهند، از دیرباز توجه محققان را به خود جلب کرده‌اند. این حشرات با سرعت حداکثری تا ۱۵ متر بر ثانیه [۱] به‌عنوان یکی از موفق‌ترین حشرات پرنده شناخته می‌شوند. توانایی آن‌ها در انجام مانورهای سریع و پیچیده، الهام‌بخش طراحی پهپادهای کوچک شده‌است [۱]. ساختار بال‌های سنجاکک‌ها، ترکیبی پیچیده از رگ‌ها و غشاها است که به آن‌ها اجازه می‌دهد نیروهای آیرودینامیکی دقیق و متنوعی تولید کنند و در نتیجه، مانورهای پیچیده‌ای را انجام دهند. مطالعات نشان داده‌اند که تعامل پیچیده بین دو جفت بال سنجاکک‌ها، نقش کلیدی در ایجاد نیروی بالابرد [۲]. علاوه بر این، تغییرات در اختلاف فاز بین بال‌های جلو و عقب، تأثیر قابل توجهی بر رانش و راندمان پرواز دارد [۲]. سنجاکک‌ها علاوه بر توانایی پروازی بالا، ویژگی‌های دیگری نیز دارند که آن‌ها را به موجودات جذاب و الهام‌بخش تبدیل کرده است. این حشرات شکارچیان ماهری هستند و با چشم‌های مرکب بزرگ خود [۳] به راحتی طعمه‌های خود را شکار می‌کنند. همچنین، سنجاکک‌ها دارای دو جفت بال نسبتاً بزرگ هستند که به‌طور مستقل حرکت می‌کنند [۴] به آن‌ها امکان می‌دهد تا در هوا مانورهای پیچیده‌ای انجام دهند. سنجاکک‌ها به‌عنوان یکی از اولین موجودات پرنده، سابقه طولانی و تکاملی دارند. این حشرات در همه قاره‌ها به جز قطب جنوب یافت می‌شوند [۵] و با وجود قدمتشان، همچنان سازگاری بالایی با محیط زیست نشان می‌دهند. سینماتیک پرواز سنجاکک‌ها بسیار پیچیده و کارآمد است و به‌عنوان یک الگو برای طراحی ربات‌های پرنده مورد استفاده قرار می‌گیرند [۲].

پهپادهای کوچک، هواپیماهای بدون سرنشین کم‌ابعادی هستند که به دلیل قابلیت حمل آسان، مانورپذیری بالا در فضاهای محدود و کاربردهای متنوع، توجه بسیاری را به خود جلب کرده‌اند. آژانس پروژه‌های تحقیقاتی پیشرفته دفاعی ایالات متحده (دارپا)، پهپادهای کوچک را به‌عنوان دستگاه‌هایی با طول حداکثر ۳۰ سانتی‌متر تعریف می‌کند [۶]. با این حال، این اصطلاح به‌طور گسترده به پهپادهای کوچکتر نیز اطلاق می‌شود.

هدف اصلی از مطالعه سنجاکک‌ها، درک عمیق‌تر از مکانیزم‌های پیچیده پروازی آن‌ها، از جمله قابلیت توقف در هوا و کنترل مستقل هر بال، است. با الهام از طبیعت و به‌ویژه از سنجاکک‌ها، می‌توان به طراحی پهپادهایی با قابلیت مانورپذیری بالا، مصرف انرژی پایین و پایداری بیشتر در فضاهای محدود دست‌یافت. این پهپادها می‌توانند در زمینه‌های مختلفی مانند جستجو و نجات، نظارت و کشاورزی کاربرد داشته باشند. با این حال، شبیه‌سازی دقیق

### ۳ ویژگی‌های ساختاری برای تولید بال‌های ریزپرنده

در ابتدا، ویژگی‌های ساختاری بال‌های مصنوعی این ریزپرنده مورد بررسی قرار می‌گیرد. بال‌های مصنوعی سنجاقک رباتیک باید با توجه به معیارهای مهندسی و با استفاده از فناوری‌ها و مواد موجود تولید شوند. هدف اصلی در این فرآیند، ایجاد ساختاری سبک و انعطاف‌پذیر است که عملیات تولید و مونتاژ در مراحل آینده را تسهیل نماید.

در این راستا، از موادی مانند فیبر پلی‌استر برای ساخت بال‌های مصنوعی استفاده شده‌است. فیبر پلی‌استر به دلیل ویژگی‌هایی نظیر سبکی، انعطاف‌پذیری و مقاومت در برابر خستگی، انتخابی مناسب برای ساخت این بال‌ها محسوب می‌شود. به همین دلیل، بال‌های مصنوعی به گونه‌ای طراحی شده‌اند که ضمن برخورداری از ویژگی‌های مذکور، فرآیند ساخت و مونتاژ آن‌ها نیز آسان باشد. مدل طراحی شده برای بال‌ها با ساده‌سازی و بهینه‌سازی ساختار رگه‌ها و با الهام از طراحی بال‌های ساخته شده در دانشگاه هاروارد ارائه شده‌است [۸].

برای افزایش استحکام در جهت وتر و اتصال به لولای شیب‌دار، طراحان تصمیم گرفتند تا بال‌ها را به گونه‌ای طراحی کنند که رفتاری غیرفعال داشته باشند. هرچند این رویکرد کاملاً زیست‌الهام نیست، اما فرآیند طراحی را بهینه کرده و نشان داده است که می‌تواند در شرایط شناوری، نیروی لیفت بهینه‌ای تولید کند [۹].

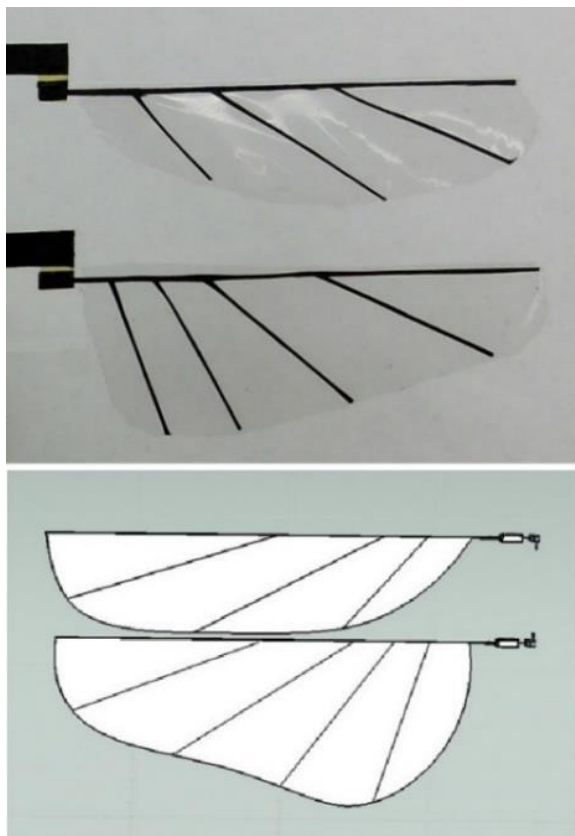
به منظور حفظ پایداری در مدل‌های غیرفعال، از کنترل فعال زاویه گام که مستلزم استفاده از مکانیزم‌های کنترلی اضافی است، صرف‌نظر شده‌است. در عوض، کنترل زاویه گام بدنه، رول و یاو از طریق تنظیم دامنه حرکت مستقل هر بال محقق شده‌است. این رویکرد طراحی تحت تأثیر پژوهش‌های پیشین لی و همکاران [۱۰] بوده‌است.

برای تقویت ساختار بال، از فیبر کربن استفاده شده‌است که استحکام لازم را به رگه‌ها می‌بخشد. برای ساده‌سازی، از فیبر کربن با طول مستقیم و باریک در رگه‌ها بهره گرفته شده و یک لایه نازک فیبر پلی‌استر به رگه‌های شعاعی لبه جلویی متصل شده‌است. هرچند بازآفرینی ویژگی‌های زیستی بال حشرات چالش‌برانگیز است، اما با توجه به هدف اصلی پروژه که پرواز است، تمرکز بر ویژگی‌های عملکردی اصلی معطوف شده‌است.

لبه جلویی، به عنوان بخش اصلی تأثیرگذار در حرکت بال، مورد توجه قرار گرفته است. به همین منظور، یک تیر فیبر کربنی برای ساخت

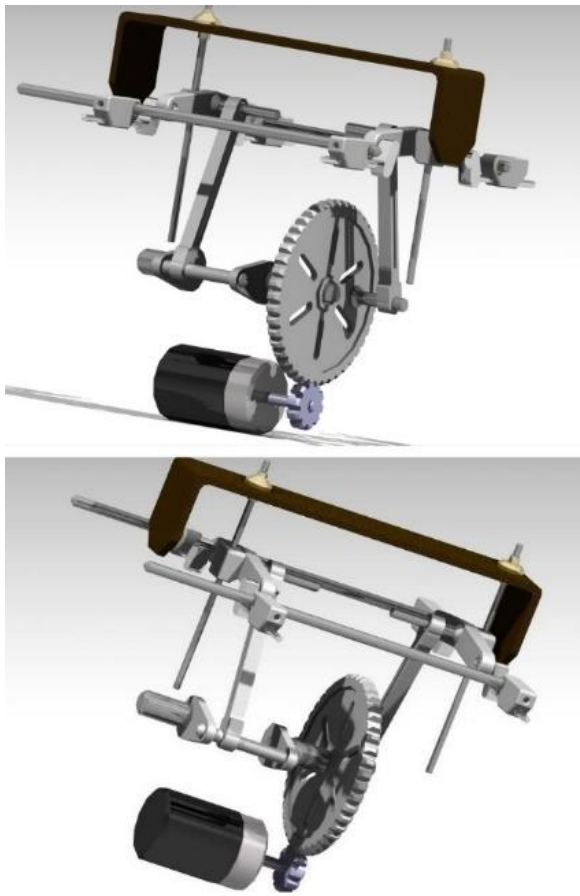
لبه جلویی مصنوعی طراحی شده که سختی آن به عنوان یک تیر خمشی محاسبه گردیده است. ایجاد استحکام در جهت وتر با طراحی رگه‌های متعدد که از هم فاصله دارند، چالش‌برانگیز است. برای اهداف مدل‌سازی، این رگه‌ها به عنوان اعضای سخت مدل‌سازی شده‌اند و یک لولای شیب‌دار به پایه بال متصل شده‌است. این لولا امکان حرکت در یک مفصل چرخشی را فراهم می‌کند، اما در عمل به صورت یک تیر خمشی عمل نموده و تحت نیروهای آیرودینامیکی به صورت غیرفعال انحراف می‌یابد.

سفتی لولای شیب‌دار یکی از عوامل کلیدی در تولید نیروی لیفت است و باید با دقت تنظیم شود تا بال به اندازه کافی انحراف داشته و نیرو درگ به حداقل برسد. این لولاها به صورت اتصالات چرخشی با سختی مشخص مدل‌سازی شده‌اند و به عنوان تیرهای خمشی توصیف شده‌اند. نمونه‌ای از این طراحی بال قبلاً توسط وود و همکاران ساخته شده‌است (شکل ۲) [۱۱].



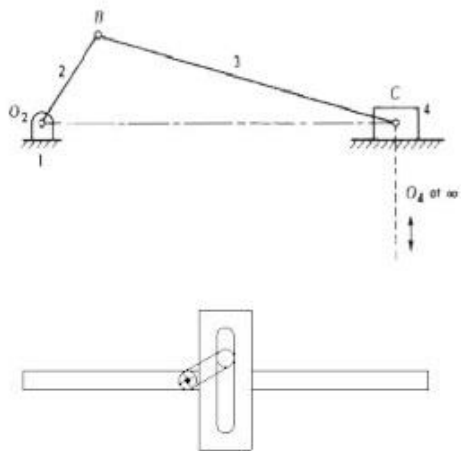
شکل ۲- بال ساخته شده توسط وود و همکارانش [۱۱] (بالا) طراحی نهایی بال ریزپرنده (پایین).

Fig. 2. Wing constructed by Wood et al. (top), final microdrone wing design (bottom).



شکل ۳- طراحی مکانیزم بال زن پیشنهادی، نمای جلویی مکانیزم (بالا) نمای محور عقبی مکانیزم (پایین).

Fig. 3. Proposed flapping wing mechanism design. Front view of the mechanism (top), rear axis view of the mechanism (bottom).



شکل ۴- مکانیزم لنگ و لغزنده (بالا) مکانیزم یوغ اسکاچ (پایین).

Fig. 4. Crank-slider mechanism (top), Scotch yoke mechanism (bottom).

## ۴ طراحی مکانیزم بال زدن

هدف ما طراحی مکانیزمی برای بال زدن با قابلیت مانور بالا، سادگی و کنترل‌پذیری است. برای دستیابی به حداکثر مانور ممکن، لازم است درجات آزادی بال‌ها به دقت بررسی شود. محرک‌ها، بال‌ها و اتصالات، همگی در افزایش کارایی مکانیزم بال‌زدن مؤثر هستند و ترکیبات مختلف آن‌ها، مکانیزم‌هایی با قابلیت‌های متفاوت ایجاد می‌کنند.

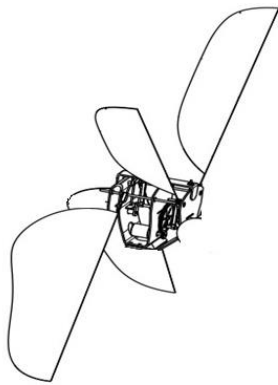
برای دستیابی به بالاترین سطح مانور، یک بال باید قابلیت حرکت در شش درجه آزادی را داشته باشد. کاهش درجات آزادی، منجر به کاهش قابلیت مانور می‌شود. متغیرهای مرتبط با بال زدن می‌توانند به صورت مشترک یا مستقل کنترل شوند. کنترل مشترک، طراحی و کنترل مکانیزم را ساده‌تر می‌کند، در حالی که کنترل مستقل، مانورپذیری، تعادل و بازدهی را افزایش می‌دهد. هدف ما یافتن ساده‌ترین مکانیزمی است که بتواند مانور بالایی را فراهم کند. مکانیزم طراحی شده ما شبیه به مکانیزم ارائه شده توسط دیلو و همکاران [۱۲] است. اما با تغییراتی که در شکل (۳) نشان داده شده است.

یکی از چالش‌های اصلی در طراحی ربات‌های پرنده، ایجاد حرکت بال زدن مناسب و پایدار است. برای این منظور، می‌توان از مکانیزم‌های مختلفی استفاده کرد که هر کدام مزایا و معایب خود را دارند. در این پروژه، ما قصد داریم یک مکانیزم لنگ و لغزنده و مکانیزم یوغ اسکاچ را برای بال زدن ربات پرنده طراحی کنیم.

مکانیزم لنگ و لغزنده یک مکانیزم ساده است که از تعدادی میله یا قطعه تشکیل شده است که به هم متصل هستند و یک حلقه را تشکیل می‌دهند. این مکانیزم می‌تواند باعث ایجاد حرکت‌های متنوعی شود که در مهندسی، طراحی و هنر کاربرد دارند. مکانیزم لنگ و لغزنده یکی از مکانیزم‌های صنعتی است که برای تبدیل حرکت دورانی به حرکت خطی استفاده می‌شود.

مکانیزم یوغ اسکاچ یا سازوکار یوغ چاک‌دار یک سازوکار حرکت رفت و برگشتی است که حرکت خطی یک کشویی را به حرکت دورانی تبدیل می‌کند یا بالعکس. پیستون یا دیگر قسمت رفت و برگشتی مستقیماً به یوغ کشویی یا شکافی متصل می‌شود که یک پین را روی قسمت چرخان درگیر می‌کند. موقعیت پیستون در طول زمان حرکت ساده هارمونیک است، یعنی موج سینوسی دارای دامنه ثابت و فرکانس ثابت تولید می‌کند. این سازوکار معمولاً در محرک‌های شیر کنترل در خطوط فشار قوی روغن و گاز استفاده می‌شود، همچنین از این سازوکار در موتورهای درون‌سوز مختلفی مانند موتور بورک و بسیاری از موتورهای بخار استفاده شده است.

این مکانیزم‌ها را می‌توان در شکل (۴) مشاهده نمود.



شکل ۶- نحوه بال زدن ریزپرنده.

Fig. 6. How micro drones flap their wings.

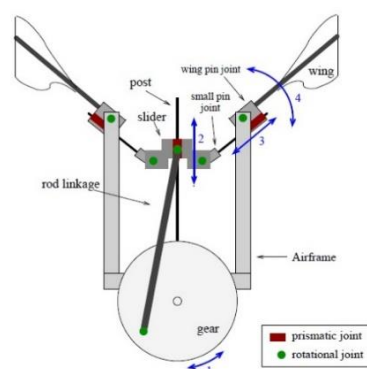
## ۵ طراحی سایر ساختار ریزپرنده

باتوجه به این که یکی از هدف‌های این مقاله طراحی یک MAV بوده در ادامه علاوه بر بال و مکانیزم بال‌زدن، با استفاده از نرم‌افزارهای طراحی و باتوجه به تحقیقات انجام شده، به طراحی بخش‌های دیگر از این ریزپرنده پرداختیم:

- **قاب:** یک ماده سبک و مقاوم (فیبر کربن) مدنظر گرفته شده است تا هم وزن ریزپرنده را کاهش دهد و هم از اجزای داخلی محافظت کند. همان‌طور که در شکل (۷) مشاهده می‌کنیم، طراحی آن به‌گونه‌ای است که بتواند تمام اجزای الکترونیکی و مکانیکی پنهان را در خود جای دهد. محل قرارگیری باتری، موتور و مکانیزم بال‌زدن به‌گونه‌ای طراحی شده است که تعادل و پایداری پنهان را در حین پرواز حفظ کند.

- **موتور جریان مستقیم:** در قسمت بالای قاب قرار دارد و نیروی محرکه اصلی پنهان را تأمین می‌کند. به یک محور مرکزی متصل است که به بال‌ها متصل شده و حرکت دورانی موتور را به حرکت بال‌ها تبدیل می‌کند. ما موتور جریان مستقیم میکرو براسلس مدل GM ۳۷۰۰-۱۵-۱۰ را برای ریزپرنده خود پیشنهاد کردیم. این موتور دارای ولتاژ ۳/۷ ولت با قطر ۱۰ میلی‌متر و طول ۱۵ میلی‌متر و قطر شافت ۱/۵ میلی‌متر و جریان ۰/۴ آمپر، سرعت ۱۶۰۰۰ دور بر دقیقه و گشتاور ۰/۰۰۶ نیوتن متر است. از مزیت‌های این موتور وزن آن است که تنها ۹/۵ گرم می‌باشد. همچنین موتوهای براسلس به‌دلیل ساختار بدون جاروبک خود، کارایی بالاتری نسبت به موتوهای براس با جاروبک دارند. این ویژگی باعث کاهش تلفات انرژی و افزایش بهره‌وری در مصرف انرژی می‌شود که برای ریزپرنده‌ای با مأموریت‌های خاص و نیاز به پرواز طولانی‌تر بسیار حیاتی است. موتوهای براسلس معمولاً

همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌کنیم، این مکانیزم از دو چرخ دنده‌ای استفاده شده است که در آن‌ها دنده‌هایی با اندازه متفاوت قرار دارند. ما از یک میله اتصالی و دو میله لغزنده برای ایجاد حرکت بال زدن ربات پرنده استفاده می‌کنیم. این مکانیزم به‌گونه‌ای طراحی شده است که با تغییر سرعت موتور جریان مستقیم که چرخ دنده‌ها را می‌چرخاند، حرکت بال‌های ربات را تغییر دهد. در سرعت‌های پایین، مکانیزم به‌صورت لنگ-آونگ عمل می‌کند و در سرعت‌های بالا به‌صورت لنگ-لنگ عمل می‌کند. این حرکت دوگانه می‌تواند به کنترل و پایداری ربات در هوا کمک کند. برای نمونه اولیه مکانیزم، میله لغزنده حرکت چرخشی موتور را به بال‌ها منتقل می‌کند که حرکت بال‌زدن را نشان می‌دهند. یکی از مزیت‌های این طراحی ایجاد حرکت بال کاملاً متقارن میله لغزنده است که دارای بخش‌های کاربردی می‌باشد. اتصال میله و نوار لغزنده میل لنگ در یک دایره کامل می‌چرخند. این میله اتصال (یک اتصال فیبر کربنی) در هر دو انتها پین شده است. یکی به چرخ دنده و دیگری به لغزنده. با چرخش چرخ دنده که توسط چرخ دنده کوچک تری که به موتور جریان مستقیم متصل است به حرکت در می‌آید، حرکت آن از طریق اتصال به لغزنده منتقل می‌شود که به‌صورت خطی روی یک میله‌ی ستون حرکت می‌کند. شماتیک آن را می‌توان در شکل (۵) مشاهده کرد حرکت چرخ‌دنده باعث حرکت لغزنده می‌شود. یک نوار لغزنده اختصاصی وجود دارد برای هردو بال جلو اتصال فاز به یک چرخ دنده اجازه می‌دهد تا لغزنده به‌عنوان میل لنگ عمل کند. همچنین، ما از یک محور عقب‌گیروار برای ایجاد حرکت بال‌های پشت ربات استفاده می‌کنیم که باعث می‌شود بال‌های پشت در جهت مخالف بال‌های جلو حرکت کنند. این محور توسط اتصالاتی به چرخ دنده اصلی متصل می‌شود و با تغییراتی در اتصالات پشتی بال‌های عقب به‌صورت معکوس با بال‌های جلو حرکت می‌کنند (شکل ۶).

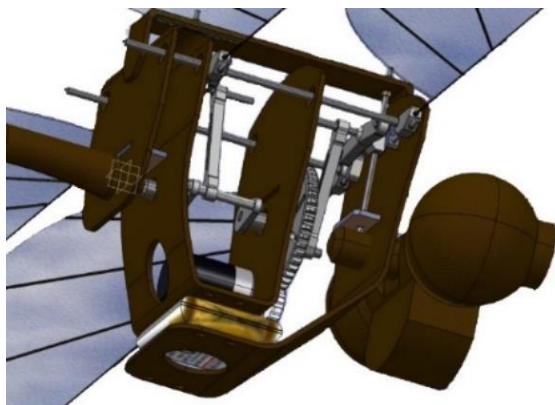


شکل ۵- شماتیک مکانیزم بال زن لغزنده با اتصال متحرک.

Fig. 5. Schematic of a sliding flapping wing mechanism with a moving connection.

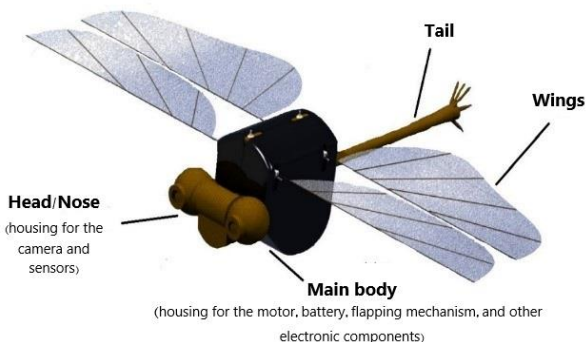
این طراحی به پهپاد استحکام و پایداری لازم را می‌دهد. این بدنه به دلیل فراهم کردن محل نصب مکانیزم بال‌زدن، موتور جسم، و همچنین تشکیل مرکز جرم ریزپرنده، از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است. همچنین، باید به گونه‌ای طراحی می‌شد که محل اتصال بال‌ها، دم و سر جسم باشد و تمام قطعات مکانیزم این پرنده به درستی به آن متصل شوند.

در شکل (۸) تصویر نهایی از طراحی انجام شده و در شکل (۹) شماتیک این ریزپرنده طراحی شده را مشاهده می‌کنیم. همچنین ما یک نمونه ماکت از این طرح را با پرینتر سه بعدی تولید کردیم که در شکل (۹) نمایش داده شده است. این نمونه اولیه، در حال حاضر قابلیت پروازی ندارد اما نویدبخش آینده‌ای روشن برای ریزپرنده‌های با قابلیت مانور بسیار بالا است. با تکمیل این طرح، در آینده می‌توان به تولید انبوه ریزپرنده‌هایی با قابلیت‌های بی‌نظیر امیدوار بود.



شکل ۷- قاب طراحی شده جهت قرارگیری محل نصب اجزا داخلی ریزپرنده.

Fig. 7. Designed frame for housing the internal components of the micro drone.



شکل ۸- طراحی نهایی ریزپرنده برگرفته شده از سنجاقک.

Fig. 8. Final micro drone design inspired by a dragonfly.

عمر طولانی‌تری دارند زیرا فاقد جاروبک‌هایی هستند که به مرور زمان فرسوده شوند. این ویژگی از نظر تعمیر و نگهداری و هزینه‌های بلندمدت مهم است. بنابراین این موتور به دلیل ابعاد کوچک و توان کافی، برای تأمین نیروی پروازی ریزپرنده مناسب است. توان موتور باید به اندازه‌ای باشد که بتواند نیروی لازم برای بال‌زدن و حرکت پرنده را تأمین کند، در حالی که فضای کمی را نیز اشغال کند.

• **باتری:** در قسمت پایین قاب قرار دارد تا مرکز ثقل پهپاد را پایین بیاورد و پایداری آن را افزایش دهد. باتوجه به مشخصات موتور جریان مستقیم باید باتری را انتخاب می‌کردیم که ولتاژ موتور را تأمین کند؛ بنابراین برای تغذیه موتور جریان مستقیم خود، از یک باتری لیتیوم پلیمر با مدل ۶۰۲۰۲۵، ولتاژ ۳/۷ ولت و ظرفیت ۳۰۰ میلی‌آمپر ساعت استفاده کردیم. این باتری به عنوان یک منبع انرژی کم و سبک طراحی شده و برای کاربردهای الکترونیکی نظیر مدل‌سازی، رباتیک، و غیره، بسیار مناسب است. این باتری با جریان ۰/۵ آمپر و توان ۱/۸ وات عمل می‌کند. وزن این باتری حدود ۵/۵ گرم و ابعاد آن ۶x۲۰x۲۵ میلی‌متر است.

باتری‌های لیتیوم پلیمر به‌ویژه مدل ۶۰۲۰۲۵ برای ریزپرنده‌های میکرو مناسب هستند زیرا علاوه بر وزن کم، ظرفیت ذخیره‌سازی انرژی خوبی دارند. این ویژگی به ریزپرنده اجازه می‌دهد که در مدت زمان معقولی به پرواز ادامه دهد و در عین حال وزن کلی آن کاهش یابد. باتری‌های لیتیوم پلیمر دارای چگالی انرژی بالایی هستند، به این معنا که می‌توانند انرژی بیشتری نسبت به باتری‌های مشابه در ابعاد کوچک‌تری ذخیره کنند. این امر برای ریزپرنده‌ای با اندازه محدود و نیاز به انرژی زیاد در طول پرواز ضروری است. همچنین باتری‌های لیتیوم پلیمر توانایی تخلیه انرژی به‌طور یکنواخت و در سرعت‌های مختلف را دارند که در شرایط پروازی مختلف، تأمین انرژی برای موتور و سایر اجزا را تضمین می‌کند. همچنین این باتری‌ها در شرایط دمایی مختلف عملکرد خوبی دارند که برای پروازی با پایداری بالا ضروری است.

• **سایر اجزای الکترونیکی:** شامل برد کنترل، گیرنده، سنسورها و سایر اجزای الکترونیکی موردنیاز برای کنترل و هدایت ریزپرنده است. این اجزا را می‌توان در داخل قاب قرارداد و توسط نرم‌افزار مناسب کنترل شوند.

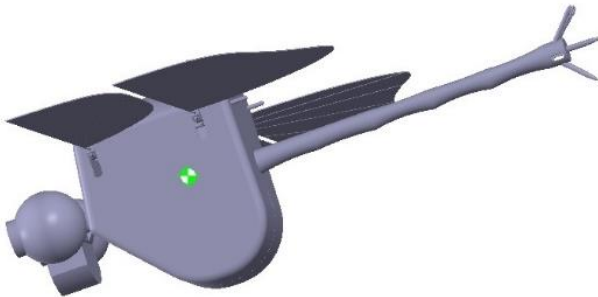
• **دم:** دم پهپاد نقش مهمی در حفظ تعادل و هدایت ریزپرنده ایفا می‌کند. طراحی دم به گونه‌ای است که به پهپاد اجازه می‌دهد تا به راحتی تغییر جهت دهد.

• **بدنه اصلی:** بدنه این پهپاد به شکل یک استوانه طراحی شده است که در آن اجزای اصلی مانند باتری، موتور و برد کنترل قرار می‌گیرند.

جدول ۱- مختصات مرکز جرم جسم.

Table 1. Coordinates of the object's center of mass.

X	Y	Z
-2.39	20.81	3.4



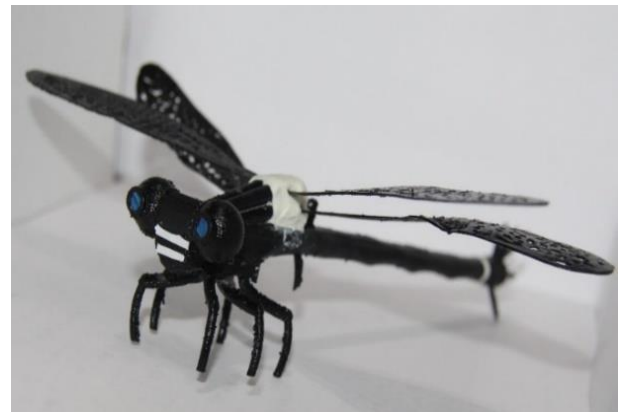
شکل ۱۱- موقعیت دقیق مرکز جرم جسم.

Fig. 11. Precise location of the object's center of mass.

## ۶ مدل سازی دینامیکی ریزپرنده با استفاده از روش لاگرانژی

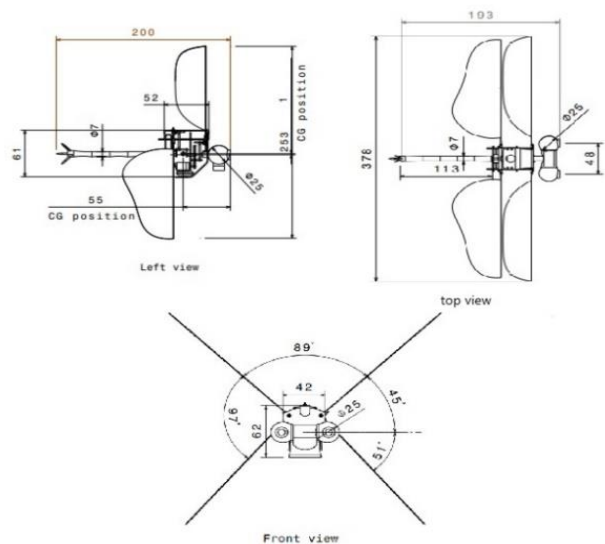
در این بخش، برای ساده سازی مدل و تسریع در محاسبات دینامیکی ریزپرنده الهام گرفته از سنجاقک با استفاده از روش لاگرانژی، تنها جفت بال جلویی این ریزپرنده مدل سازی شده است. این فرض باتوجه به عملکرد مشابه دو جفت بال و به منظور کاهش پیچیدگی محاسبات صورت گرفته است. همان طور که در شکل (۱۲) نشان داده شده است، مدل پیشنهادی شامل اجزای مختلفی از جمله فریم اصل (۰A)، عملگر (۱A)، اتصال عملگر (۲A)، پایه انتقال (۳A)، فلانچ های انتقال چپ و راست (۴A) و (۶A) و بال های چپ و راست (۵A) و (۷A) است. هر یک از این اجزا با مفصلی به یکدیگر متصل شده اند و حرکت نسبی آنها توسط مختصات تعمیم یافته توصیف می شود. برای درک بهتر هندسه سیستم و روابط بین اجزا، به شکل های (۱۳) و (۱۴) مراجعه شود. این شکل ها به ترتیب نمایش ساده شده ای از هندسه سیستم و درجات آزادی هر جزء را ارائه می دهند. برای استخراج معادلات حرکت این سیستم پیچیده، از روش لاگرانژی استفاده شده است.

روش لاگرانژی به دلیل سادگی در بیان قیدها و استقلال از دستگاه مختصات، روشی مناسب برای مدل سازی سیستم های مکانیکی با تعداد زیاد درجه آزادی است. در این روش، ابتدا انرژی جنبشی و پتانسیل هر یک از اجزای سیستم برحسب مختصات تعمیم یافته محاسبه می شود. سپس با استفاده از این انرژی ها، لاگرانژی سیستم تعریف شده و با جای گذاری آن در معادلات اویلر - لاگرانژ، معادلات دیفرانسیل حرکت سیستم به دست می آید.



شکل ۹- مدل اولیه تولید شده با پرینتر سه بعدی.

Fig. 9. Initial model produced with a 3D printer.



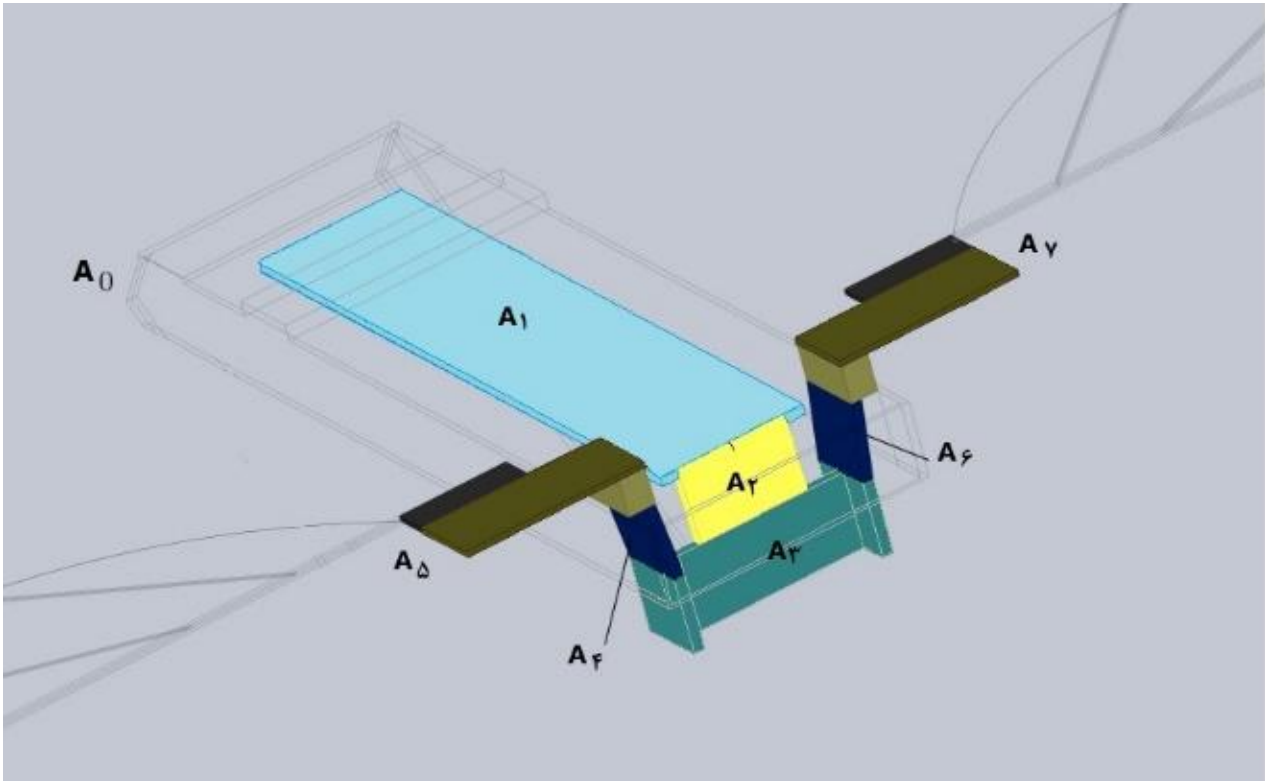
شکل ۱۰- شماتیک ریزپرنده طراحی شده از نماهای مختلف.

Fig. 10. Schematic of the designed micro drone from different views.

پس از طراحی تمام اجزا، با تعیین متریال قطعات و چگالی آنها، حجم، جرم، مرکز جرم و مساحت سطح جسم توسط نرم افزار SolidWorks تخمین زده شد و جرم باتری و موتور هم به جسم اضافه شد. نتیجه به دست آمده نشان می دهد که وزن این ربات ۶۹ گرم است و حجم آن حدود ۳۹،۴۶۱۲۸ سانتی متر مکعب شده است و مساحت سطح این جسم حدود ۵۹/۱۲۰۰۶۲ میلی متر مربع شده است. همچنین، طول این ربات ریزپرنده حدوداً ۲۰ سانتی متر است. با توجه به وزن و ابعاد رباتی که طراحی شده است، این ریزپرنده با این مشخصات به عنوان یک وسیله پرنده میکرو محسوب می شود. همچنین مختصات مرکز جرم این جسم در جدول (۱) است همچنین موقعیت دقیق مرکز جرم این ریزپرنده را می توان در شکل (۱۱) مشاهده کرد.

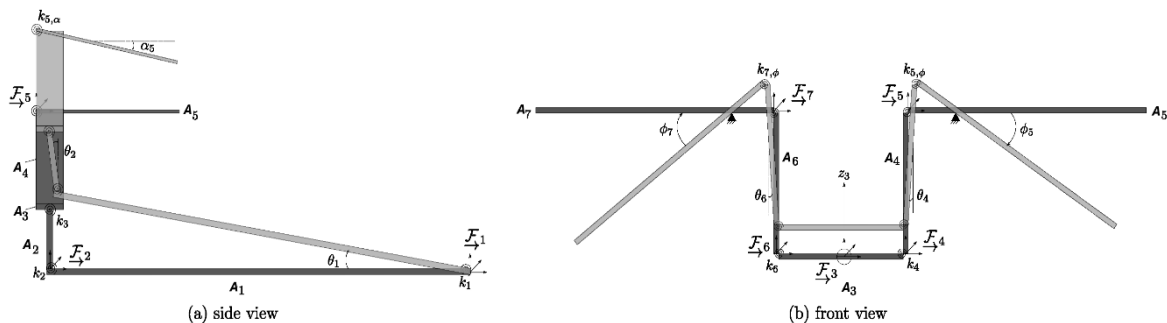
- **طراحی سیستم‌های کنترل:** معادلات حرکت به‌عنوان پایه برای طراحی سیستم‌های کنترل دقیق و پایدار برای کنترل حرکت ریزپرنده استفاده می‌شود.
- **شبیه‌سازی پرواز:** با شبیه‌سازی عددی معادلات حرکت می‌توان پرواز ریزپرنده را در محیط‌های مختلف شبیه‌سازی کرد و به ارزیابی عملکرد آن پرداخت.

- اهمیت استخراج معادلات حرکت:
- **درک رفتار دینامیکی سیستم:** با حل معادلات حرکت می‌توان رفتار دینامیکی ریزپرنده را در شرایط مختلف بررسی کرده و پارامترهای طراحی را بهینه کرد.



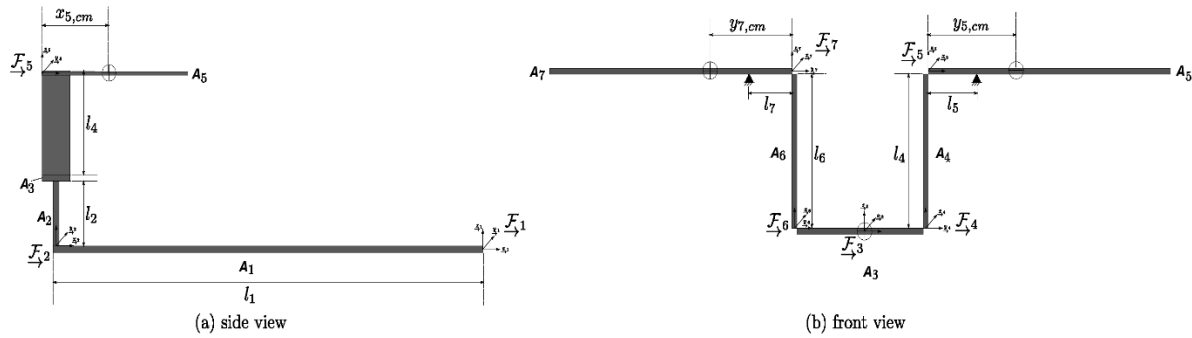
شکل ۱۲- مدل ساده شده از عناصر سیستم محرک نمونه اولیه ریزپرنده الهام گرفته از سنجاقک.

Fig. 12. Simplified model of the propulsion system elements of the dragonfly-inspired micro drone prototype.



شکل ۱۳- نمایی از شماتیک نشان‌دهنده درجات آزادی سیستم بال‌زدن فعال ریزپرنده الهام گرفته از سنجاقک.

Fig. 13. A schematic view illustrating the degrees of freedom of the active flapping wing system of the dragonfly-inspired micro drone.



شکل ۱۴- نمایی از شماتیک نشان‌دهنده پارامترهای هندسی سیستم بال زدن فعال ریزپرنده الهام گرفته از سنجاقک.

Fig. 14. A schematic view illustrating the geometric parameters of the active flapping wing system of the dragonfly-inspired micro drone.

$$T_1 = \frac{1}{8} m_1 l_1^2 \dot{\theta}_1^2 + \frac{1}{2} J_{1,22} \dot{\theta}_1^2 \quad (4)$$

و انرژی پتانسیل رابطه (۵) است.

$$V_1 = \frac{1}{2} m_1 g l_1 \sin \theta_1 + \frac{1}{2} k_1 \theta_1^2 \quad (5)$$

لاگرانژی برای عملگر رابطه (۶) است.

$$L_1 = T_1 - V_1 \quad (6)$$

#### ▪ اتصال عملگر - انتقال (A2)

این اتصال یک درجه آزادی نسبت به بدنه دارد،  $\theta_2$ ، که یک چرخش حول محور  $z$  است.

$$\omega_{2,int} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

سرعت زاویه‌ای اتصال در سیستم مختصات متصل به بدنه، است. (رابطه ۷)

و سرعت زاویه‌ای کل اتصال،  $\omega_2$ ، برابر است با رابطه (۸)

$$\omega_2 = \omega_{1,int} + \omega_{2,int} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

سرعت اتصال،  $v_2$ ، به صورت رابطه (۹) داده می‌شود

$$v_2 = \omega_{1,int}^{\times} (\rho_{1,2} + \rho_{2,cm}) + \omega_{2,int}^{\times} \rho_{2,cm} \\ = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 \left( l_1 \sin \theta_1 + \frac{1}{2} l_2 \cos \theta_2 \right) + \dot{\theta}_2 \left( \frac{1}{2} l_2 \cos \theta_2 \right) \\ 0 \\ \dot{\theta}_1 \left( l_1 \cos \theta_1 + \frac{1}{2} l_2 \sin \theta_2 \right) + \dot{\theta}_2 \left( \frac{1}{2} l_2 \sin \theta_2 \right) \end{bmatrix} \quad (9)$$

#### بدنه (A0)

در مدل پیشنهادی، فرض می‌شود که بدنه ریزپرنده (A0) در فضای اینرسی ثابت است و هیچ حرکتی ندارد. این فرض برای ساده‌سازی تحلیل‌های دینامیکی و تمرکز بر حرکات بال‌ها انجام می‌شود.

#### ▪ عملگر (A1)

عملگر دارای یک درجه آزادی نسبت به بدنه است که با  $\theta_1$  نشان داده می‌شود و یک چرخش حول محور  $y$  است. سرعت زاویه‌ای عملگر،  $\omega_1$ ، است.

$$\omega_1 = \omega_{1,int} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta}_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

و سرعت عملگر،  $v_1$  برابر است با رابطه (۲)

$$V_1 = \omega_{1,int}^{\times} \rho_{1,cm} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} l_1 \sin \theta_1 \dot{\theta}_1 \\ 0 \\ \frac{1}{2} l_1 \cos \theta_1 \dot{\theta}_1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

جایی که  $\rho_{1,cm}$  موقعیت مرکز جرم عملگر است که به صورت رابطه (۳) داده می‌شود.

$$\rho_{1,cm} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} l_1 \cos \theta_1 \\ 0 \\ \frac{1}{2} l_1 \sin \theta_1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

پس انرژی جنبشی به صورت رابطه (۴) نوشته می‌شود.

جایی که  $\rho_{2,3}$  موقعیت مبدأ مختصات متصل به انتقال نسبت به مبدأ سیستم مختصات عملگر است (رابطه ۱۷).

$$\rho_{2,3} = \begin{bmatrix} -l_2 \sin \theta_2 \\ 0 \\ l_2 \cos \theta_2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

بنابراین، سرعت پایه،  $v_3$ ، برابر است با رابطه (۱۸)

$$v_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2) \dot{\theta}_1 + l_2 \sin \theta_2 \dot{\theta}_2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

سپس انرژی جنبشی رابطه (۱۹) است.

$$T_3 = \frac{1}{2} m_3 \left[ (l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2) \dot{\theta}_1 + l_2 \sin \theta_2 \dot{\theta}_2 \right]^2 \quad (19)$$

و انرژی پتانسیل برابر است با رابطه (۲۰)

$$V_3 = m_3 g (l_1 \sin \theta_1 + l_2 \cos \theta_2) + \frac{1}{2} k_3 \left( \frac{\pi}{2} - \theta_2 \right)^2 \quad (20)$$

لاگرانژی پایه انتقال در این حالت به صورت رابطه (۲۱) است.

$$L_3 = T_3 - V_3 \quad (21)$$

#### ▪ فلانچ انتقال (A4,A6)

فلانچ‌های انتقال دو درجه آزادی نسبت به بدنه دارند: انتقال در امتداد محور  $z$  و چرخش حول محور  $x$ . برای فلانچ چپ، این چرخش با  $\theta_f$  نشان داده می‌شود. انتقال پایه فلانچ همان انتقال پایه انتقال است. سرعت زاویه‌ای فلانچ چپ در سیستم مختصات متصل به بدنه در رابطه (۲۲) نشان داده می‌شود.

$$\omega_{4,int} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_4 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

و سرعت  $v_4$  به صورت رابطه (۲۳) داده می‌شود.

$$v_4 = v_3 + \omega_{4,int} \times \rho_{4,cm} \quad (23)$$

$$= \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2} \dot{\theta}_4 \cos \theta_4 \\ (l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2) \dot{\theta}_1 + l_2 \sin \theta_2 \dot{\theta}_2 - \frac{1}{2} l_4 \sin \theta_4 \dot{\theta}_4 \end{bmatrix}$$

جایی که  $\rho_{4,cm}$  موقعیت مرکز جرم فلانچ نسبت به مبدأ سیستم مختصات فلانچ است (رابطه ۲۴).

که در آن  $\rho_{1,2}$  موقعیت مبدأ دستگاه مختصات متصل به اتصال نسبت به مبدأ دستگاه مختصات متصل به محرک است. (رابطه ۱۰)

$$\rho_{1,2} = \begin{bmatrix} -l_1 \cos \theta_1 \\ 0 \\ l_1 \sin \theta_1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

و در اینجا  $\rho_{2,cm}$  موقعیت مرکز جرم اتصال نسبت به مبدأ سیستم مختصات متصل به اتصال است (رابطه ۱۱).

$$\rho_{2,cm} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} l_2 \sin \theta_2 \\ 0 \\ \frac{1}{2} l_2 \cos \theta_2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

سپس انرژی جنبشی این اتصال طبق رابطه (۱۲) می‌باشد.

$$T_2 = \frac{1}{2} J_{2,22} (\dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2)^2 + \frac{1}{2} m_2 \left[ \left( l_1^2 + \frac{l_2^2}{4} + l_1 l_2 \sin(\theta_1 + \theta_2) \right) \dot{\theta}_1^2 + l_1 l_2 \sin(\theta_1 + \theta_2) \dot{\theta}_1 \dot{\theta}_2 + \frac{l_2^2}{4} \dot{\theta}_2^2 \right] \quad (12)$$

و در رابطه (۱۳) انرژی پتانسیل را مشاهده می‌کنیم.

$$V_2 = m_2 g \left( l_1 \sin \theta_1 + \frac{1}{2} l_2 \cos \theta_2 \right) + \frac{1}{2} k_2 \theta_2^2 \quad (13)$$

بنابراین، لاگرانژیان برای این اتصال برابر است با رابطه (۱۴)

$$L_2 = T_2 - V_2 \quad (14)$$

باتوجه به محدودیت هولونومیک ناشی از هندسه سیستم رابطه (۱۵) تعریف می‌شود.

$$l_1 = l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2 \quad (15)$$

#### ▪ پایه انتقال (A3)

پایه انتقال یک درجه آزادی نسبت به بدنه دارد، انتقال در امتداد محور  $z$  است؛ بنابراین سرعت با مؤلفه  $z$  به صورت رابطه (۱۶) داده می‌شود.

$$\omega_{1,int} \times \rho_{1,2} + \omega_{2,int} \times \rho_{2,3} \quad (16)$$

$$= \begin{bmatrix} \dot{\theta}_1 (l_1 \sin \theta_1 + l_2 \cos \theta_2) + \dot{\theta}_2 l_2 \cos \theta_2 \\ 0 \\ \dot{\theta}_1 (l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2) + \dot{\theta}_2 l_2 \sin \theta_2 \end{bmatrix}$$

لاگرانژی جناح چپ در این صورت رابطه (۳۲) خواهد بود.

$$L_5 = T_5 - V_5 \quad (32)$$

با قید هندسی هولونومیک رابطه (۳۳) را داریم.

$$l_5 = l_4 \sin \theta_4 + l_5 \cos \phi_5 \quad (33)$$

بال راست همان تعداد درجات آزادی بال چپ را دارد. زاویه حرکت بال چپ با  $\phi_7$  و زاویه حمله هندسی آن با  $\alpha_7$  نشان داده می‌شود. معادلات انرژی جنبشی، انرژی پتانسیل و لاگرانژی مشابه با معادلات  $A_5$  هستند. محدودیت هندسی سمت راست انتقال دهنده (ترانسفر) رابطه (۳۴) است.

$$l_7 = l_6 \sin \theta_6 + l_7 \cos \phi_7 \quad (34)$$

همچنین به دلیل تقارن انتقال، یک محدودیت هولونومیک دیگر وجود دارد که در رابطه (۳۵) مشاهده می‌کنیم.

$$\phi_7 = -\phi_5 \quad (35)$$

$$l_2 + l_4 = l_1 \sin \theta_1 + l_2 \cos \theta_2 + l_4 \cos \theta_4 - l_5 \sin \phi_5 \quad (28)$$

#### خطی‌سازی

قبل از محاسبه معادلات نهایی حرکت، لازم به ذکر است که معادلات محدودیت را می‌توان ساده‌سازی کرد، زیرا برخی از زوایای داخلی کوچک هستند. به طور خاص، زوایای  $\theta_1$ ،  $\theta_2$ ،  $\theta_4$  و  $\theta_6$  همگی کوچک هستند. بنابراین، رابطه‌های (۱۵)، (۳۳)، (۳۴) و (۲۸) را می‌توان به صورت رابطه (۳۶ تا ۳۹) بازنویسی کرد.

$$l_1 = l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2 \rightarrow \theta_2 = \frac{1}{2} \frac{l_1}{l_2} \theta_1^2 \quad (36)$$

$$l_5 = l_4 \sin \theta_4 + l_5 \cos \phi_5 \rightarrow \theta_4 = \frac{l_5}{l_4} (1 - \cos \phi_5) \quad (37)$$

$$l_7 = l_6 \sin \theta_6 + l_7 \cos \phi_7 \rightarrow \theta_6 = \frac{l_7}{l_6} (1 - \cos \phi_7) \quad (38)$$

$$l_2 + l_4 = l_1 \sin \theta_1 + l_2 \cos \theta_2 + l_4 \cos \theta_4 - l_5 \sin \phi_5 \rightarrow \theta_1 = \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 - \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \quad (39)$$

معادلات انرژی نیز می‌توانند به طور مشابه خطی شوند (رابطه ۴۰ تا ۴۷).

$$\rho_{4,cm} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{2} l_4 \sin \theta_4 \\ \frac{1}{2} l_4 \cos \theta_4 \end{bmatrix} \quad (24)$$

انرژی جنبشی سپس به صورت رابطه (۲۵) است.

$$T_4 = \frac{1}{2} m_4 \left[ \frac{1}{4} l_4^2 \cos^2 \theta_4 \dot{\theta}_4 + \left( (l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2) \dot{\theta}_1 + l_2 \sin \theta_2 \dot{\theta}_2 - \frac{1}{2} l_4 \sin \theta_4 \dot{\theta}_4 \right)^2 \right] + \frac{1}{2} J_{4,11} \dot{\theta}_4^2 \quad (25)$$

و انرژی پتانسیل رابطه (۲۶) است.

$$V_4 = m_4 g \left( l_1 \cos \theta_1 + l_2 \sin \theta_2 + \frac{1}{2} l_4 \cos \theta_4 \right) + \frac{1}{2} k_4 \theta_4^2 \quad (26)$$

لاگرانژی فلنج چپ در این حالت به صورت رابطه (۲۷) است.

$$L_4 = T_4 - V_4 \quad (27)$$

با قید هندسی هولونومیک رابطه (۲۸) را داریم.

فلنج سمت راست انتقال همان درجه‌های آزادی فلانج سمت چپ را دارد. چرخش فلانج سمت راست با  $\theta_6$  نشان داده می‌شود. معادلات انرژی جنبشی، انرژی پتانسیل و لاگرانژی مشابه با  $A_4$  هستند.

#### بال (A4, A7)

بال‌ها نسبت به بدنه دارای دو درجه آزادی هستند: چرخش حول محور  $\alpha$  یا زاویه ضربه، و چرخش حول محور  $\gamma$  یا زاویه حمله هندسی. برای بال چپ، زاویه ضربه با  $\phi_5$  و زاویه حمله هندسی با  $\alpha_5$  نشان داده می‌شود. سرعت زاویه‌ای بال به صورت رابطه (۲۹) داده می‌شود.

$$\omega_5 = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_5 \cos \alpha_5 \\ \dot{\alpha}_5 \\ \dot{\phi}_5 \sin \alpha_5 \end{bmatrix} \quad (29)$$

سپس انرژی جنبشی رابطه (۳۰) است.

$$T_5 = \frac{1}{2} \left( J_{5,11} \cos^2 \alpha_5 \dot{\alpha}_5^2 + J_{5,33} \sin^2 \alpha_5 \dot{\alpha}_5^2 \right) \dot{\phi}_5^2 + J_{5,12} \cos \alpha_5 \dot{\phi}_5 \dot{\alpha}_5 + \frac{1}{2} J_{5,22} \dot{\alpha}_5^2 \quad (30)$$

و انرژی پتانسیل رابطه (۳۱) است.

$$V_5 = m_5 g \left( l_4 - \cos \phi_5 \sin \alpha_5 x_{5,cm} - \sin \phi_5 y_{5,cm} \right) + \frac{1}{2} k_\phi \phi_5^2 + \frac{1}{2} k_\alpha \alpha_5^2 \quad (31)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{a}_7} \right) - \frac{\partial L}{\partial a_7} = \tau_{7,a,aero} \quad (51)$$

محاسبات عددی این معادلات در نرم‌افزار Maple انجام شد که منجر به معادلات حرکت در رابطه (۵۲) شده‌است.

$$M_{eom} \ddot{x}_{eom} = f_{non} \left( \dot{x}_{eom}, x_{eom} \right) + f_{other} \left( \dot{x}_{eom}, x_{eom}, \tau_{app}, \tau_{5,aero}, \tau_{7,aero} \right) \quad (52)$$

$$x_{eom} = [\phi_5 \quad \alpha_5 \quad \alpha_7]^T$$

معادلات کامل را می‌توان در پیوست (الف) مشاهده کرد.

در این پژوهش، موتور به‌عنوان منبع اصلی تولید گشتاور و نیروی محرک برای مکانیزم بال‌زن در نظر گرفته شده‌است. با این حال، پیچیدگی‌های ناشی از در نظر گرفتن موتور در مدل‌های دینامیکی، شامل اثرات اینرسی، گشتاور و نیروهای متغیر، منجر به استفاده از روش‌های ساده‌سازی معادلات حرکت در برخی مراحل تحلیل شده‌است. هدف از این ساده‌سازی‌ها، تمرکز بیشتر بر تحلیل سایر پارامترهای مهم سیستم، نظیر حرکت بال‌ها و تعاملات آیرودینامیکی، بوده‌است. پیچیدگی زیاد معادلات ناشی از در نظر گرفتن موتور به‌دلیل وجود نیروهای متغیر و اینرسی موتور می‌تواند فرآیند تحلیل را به‌طور قابل توجهی پیچیده‌تر کند. معادلات دقیق دینامیکی که شامل اثرات موتور هستند، علاوه بر نیاز به محاسبات پیچیده‌تر، نیازمند زمان محاسباتی بیشتر نیز می‌باشند. از این رو، برای ساده‌سازی مدل و کاهش زمان محاسباتی، فرض شد که موتور به‌عنوان یک نیروی خارجی ثابت یا میانگین مدل‌سازی شود. در این راستا، معادله گشتاور تولیدی موتور به‌صورت ثابت فرض شد و به شکل رابطه (۵۳) در مدل وارد گردید.

$$motor^T = constant^T \quad (53)$$

که در آن  $constant^T$  مقدار میانگین گشتاور تولیدی موتور است. این ساده‌سازی به‌ویژه برای تحلیل‌هایی که تمرکز آن‌ها بر تعاملات آیرودینامیکی و حرکت بال‌هاست، مناسب است و تأثیرات ناشی از موتور را به‌صورت غیرمستقیم در نظر می‌گیرد.

با وجود این ساده‌سازی، باید توجه داشت که موتور نقش مهمی در تولید نیرو و کنترل حرکت پرنده دارد. در معادلات دقیق‌تر که موتور به‌طور کامل مدل‌سازی شده باشد، اثرات وزن موتور، ممان اینرسی و توان مصرفی آن در معادلات حرکت در نظر گرفته می‌شود. معادلات دقیق لاگرانژی که شامل این اثرات هستند به‌صورت رابطه (۵۴) بیان می‌شوند.

$$T_{1,lin} = \frac{1}{2} J_{1,22} \dot{\theta}_1^2 + \frac{1}{8} m_1 l_1^2 \dot{\theta}_1^2 \quad (40)$$

$$V_{1,lin} = \frac{1}{2} m_1 g l_1 \theta_1 + \frac{1}{2} k_1 \theta_1^2 \quad (41)$$

$$T_{2,lin} = \frac{1}{2} J_{2,22} (\dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2)^2 + \frac{1}{2} m_2 \left[ \dot{\theta}_1^2 \left( l_1^2 + \frac{1}{4} l_2^2 \right) + l_1 l_2 (\dot{\theta}_1^2 + \dot{\theta}_1 \dot{\theta}_2) (\theta_1 + \theta_2) + \frac{1}{2} l_2^2 \dot{\theta}_1 \dot{\theta}_2 + \frac{1}{4} l_2^2 \dot{\theta}_2^2 \right] \quad (42)$$

$$V_{2,lin} = m_2 g \left( l_1 \theta_1 + \frac{1}{2} l_2 \right) + \frac{1}{2} k_2 \theta_2^2 \quad (43)$$

$$T_{3,lin} = \frac{1}{2} m_3 \left[ \dot{\theta}_1 l_1 \left( 1 - \frac{1}{2} \theta_1^2 \right) + (\dot{\theta}_1 + \dot{\theta}_2) l_2 \theta_2 \right]^2 \quad (44)$$

$$V_{3,lin} = m_3 g (l_1 \theta_1 + l_2) + \frac{1}{2} k_3 \theta_2^2 \quad (45)$$

$$T_{4,lin} = \frac{1}{2} m_4 \left[ \frac{1}{4} l_4^2 \left( 1 - \frac{1}{2} \theta_4^2 \right)^2 \dot{\theta}_4^2 + \left[ l_1 \left( 1 - \frac{1}{2} \theta_1^2 \right) + l_2 \theta_2 \right] \dot{\theta}_1 + l_2 \theta_2 \dot{\theta}_2 - \frac{1}{2} l_4 \theta_4 \dot{\theta}_4 \right]^2 + \frac{1}{2} J_{4,11} \dot{\theta}_4^2 \quad (46)$$

$$V_{4,lin} = m_4 g \left[ l_1 \theta_1 + l_2 + \frac{1}{2} l_4 \left( 1 - \theta_4^2 \right) \right] + \frac{1}{2} k_4 \theta_4^2 \quad (47)$$

انرژی جنبشی و پتانسیل  $A_6$  را نیز می‌توان به همین ترتیب خطی کرد. سرانجام، محدودیت‌های خطی شده، رابطه (۳۶) تا (۳۹)، در عبارات انرژی خطی شده، رابطه (۴۰) تا (۴۷) جایگزین می‌شوند.

$$L = \sum_{i=1}^7 L_i \quad (48)$$

لاگرانژی نهایی کل سیستم رابطه (۴۸) می‌باشد.

برای کاهش معادلات حرکت به حالت‌های دلخواه، معادلات محدودیت خطی شده، رابطه‌های (۳۶) تا (۳۹)، و همچنین رابطه (۳۵) در لاگرانژی جایگزین می‌شوند. معادله حاصل به‌صورت  $5\alpha$ ،  $6\phi$  و  $7\alpha$  است. سپس معادلات حرکت با رابطه (۴۹) تا (۵۱) به‌دست می‌آیند.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}_5} \right) - \frac{\partial L}{\partial \phi_5} = \frac{\partial \theta_1}{\partial \phi_5} \tau_{app} + \tau_{5,\phi,aero} + \tau_{7,\phi,aero} \quad (49)$$

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{a}_5} \right) - \frac{\partial L}{\partial a_5} = \tau_{5,a,aero} \quad (50)$$

در مدل آیرودینامیکی شبه پایدار دیکنسون و سانه [۱۳]، لیفت ( $f_l$ ) مجموع لیفت انتقالی معمولی و لیفت چرخشی تولید شده توسط اثر تاخیر در توقف است. بزرگی لیفت انتقالی به صورت رابطه (۵۶) داده می شود [۱۳]:

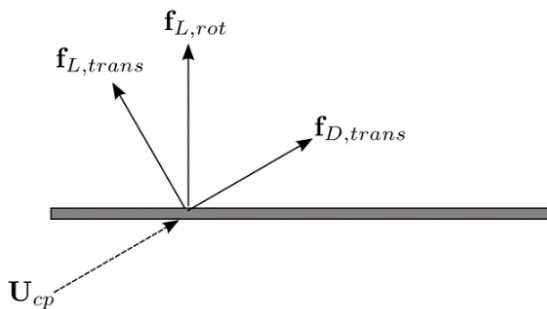
$$f_{L,trans} = \frac{1}{2} \rho U_{cp}^2 S C_l(\alpha_e) \quad (56)$$

که در آن،  $\rho$  چگالی سیال،  $S$  مساحت بال،  $U_{cp}$  سرعت جریان در مرکز فشار،  $C_l(\alpha_e)$  ضریب لیفت به عنوان تابعی از  $\alpha_e(t)$ ، زاویه حمله مؤثر است. نیروی لیفت انتقالی عمود بر جهت  $U_{cp}$  است. بزرگی لیفت چرخشی به صورت رابطه (۵۷) داده می شود [۱۳]:

$$f_{L,rot} = \frac{1}{2} \rho U_{cp} \omega_w \hat{c} c_{max} C_{rot} \quad (57)$$

و بر سطح بال عمود عمل می کند  $C_{rot}$ . ضریب لیفت چرخشی است،  $\hat{c}$  به صورت زیر محاسبه می شود، حداکثر طول وتر بال است،  $\phi$  (زاویه ضربه بال است و  $\omega_w$  سرعت زاویه ای بال است. ضریب لیفت چرخشی با تقریب رابطه (۵۸) داده می شود [۱۵].

$$C_{rot} = 2\pi \left( \frac{3}{4} - x_o \right) \quad (58)$$



شکل ۱۵- نمایی از نیروهای آیرودینامیکی روی یک بال پرنده و جهت های آنها

**Fig. 15.** A view of the aerodynamic forces on a flapping wing and their directions.

در اینجا  $\hat{x}_o$  فاصله بدون بعد از محور الاستیک تا لبه حمله است. برای بال های حشرات، به طور متداول فرض می شود که در ربع وتر قرار دارد [۱۵]. پارامتر  $\hat{c}$  توسط رابطه (۵۹) به دست می آید.

$$\hat{c} = \frac{\int_0^L c(r)^2 r dr}{r^2 L S c_{max}} \quad (59)$$

که در آن  $L$  طول بال و  $r^2$  ممان دوم سطح است. (رابطه ۶۰)

$$\hat{r}_2 = \frac{\int_0^L c(r) r^2 dr}{L^2 S} \quad (60)$$

$$I_{motor}^2 \omega \frac{1}{2} + I_{sys}^2 \omega \frac{1}{2} + M_{sys}^2 v \frac{1}{2} = total T \quad (54)$$

و نیروهای خارجی تولیدی موتور به صورت رابطه (۵۵) است.

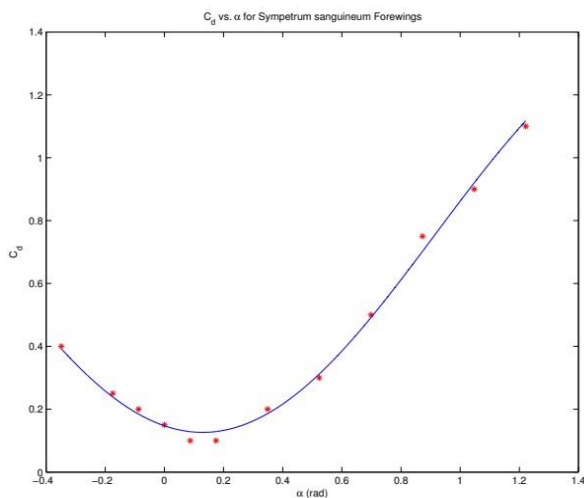
$$load f + \alpha \cdot motor I = motor T \quad (55)$$

در این معادلات،  $motor T$  گشتاور موتور،  $motor I$  ممان اینرسی موتور، و  $\alpha$  شتاب زاویه ای هستند. این معادلات به طور کامل اثرات موتور را در تحلیل دینامیک پرنده در نظر می گیرند و در شرایط خاص مانند پرواز در زوایای بالا یا شتاب گیری سریع، ممکن است تأثیرگذار باشند. با این حال، برای کاهش پیچیدگی و تمرکز بر رفتار دینامیکی مکانیزم بال زن و تعاملات آیرودینامیکی، فرض شده است که موتور به صورت یک منبع نیروی خارجی ثابت عمل می کند. که در رابطه (۵۳) نشان داده می شود. در این حالت، اثرات دقیق وزن و ممان اینرسی موتور حذف شده اند. بررسی های جداگانه نشان داده اند که این ساده سازی تأثیرات کوچکی بر نتیجه کلی مدل دارد و در شرایط معمولی که تحلیل بر اساس ویژگی های آیرودینامیکی بال ها انجام می شود، این فرضیات تأثیرات قابل توجهی بر دقت مدل نخواهند داشت.

با وجود این ساده سازی ها، لازم به ذکر است که در شرایط خاص، به ویژه در تحلیل های دقیق تر که نیاز به بررسی اثرات موتور بر پایداری و مصرف انرژی دارند، ممکن است لازم باشد که موتور به طور کامل در معادلات حرکت لحاظ شود. این امر به ویژه در کاربردهای پیشرفته و تحلیل های جامع تر، که نیاز به دقت بالاتر در مدل سازی دارند، ضروری است. در این تحقیق، هدف اصلی از ساده سازی معادلات، تمرکز بیشتر بر روی دیگر پارامترهای مهم سیستم مانند رفتار بال ها و تعاملات آیرودینامیکی بوده است، که در مراحل اولیه طراحی و تحلیل کارایی پرنده رباتیک اهمیت بیشتری دارند.

## ۷ مدل آیرودینامیکی

مدل آیرودینامیکی شبه پایدار پیشنهادی توسط دیکنسون و سانه [۱۳] یک تقریب معقول از اثرات آیرودینامیکی ناپایدار موجود در پرواز حشرات را ارائه می دهد. علاوه بر این، معادلات نیروهای آیرودینامیکی از نظر پارامترهایی نوشته شده اند که به راحتی می توانند به حالت های معادلات حرکت ریز پرنده سنجاک مرتبط شوند. مدل های دیگر، مانند مدل پیت پترس [۱۴]، اغلب به حالت هایی وابسته هستند که به راحتی به حرکت ریز پرنده سنجاک مرتبط نیستند. علاوه بر این، اغلب این مدل های دیگر معادلات مدل آیرودینامیکی را به صورت بسته و تحلیلی ارائه نمی دهند، که اگر این مدل قرار است به عنوان یک مدل دینامیکی برای یک سیستم کنترل گسترش یابد، مطلوب است.

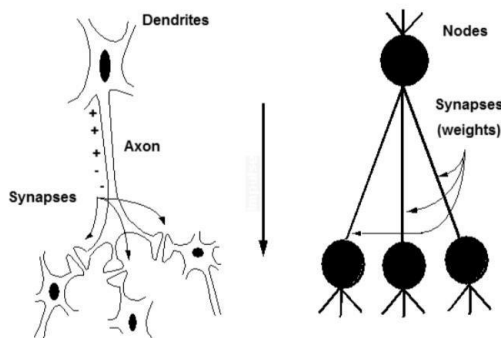


شکل ۱۷- نتایج حاصل از برازش منحنی بر روی داده‌های تجربی واکلینگ و الینگتون [۱۶] برای یافتن معادله ضریب درگ.

Fig. 17. Results from curve fitting applied to Wakeling and Ellington's experimental data [16] to determine the drag coefficient equation.

## ۸ بهینه‌سازی بال از طریق شبکه عصبی مصنوعی

شبکه‌های عصبی مصنوعی، الهام‌گرفته از سیستم عصبی طبیعی و نورون‌ها، شامل مجموعه‌ای از واحدهای پردازشی ساده هستند که ارتباط میان این واحدها ساختاری پیچیده از محاسبات را شکل می‌دهد. این شبکه‌ها به دلیل توانایی بالا در شناسایی الگوها، تقریب توابع و پردازش داده‌ها، در حوزه‌هایی مانند شناسایی تصاویر، پردازش سیگنال و یادگیری ربات‌ها به کار گرفته می‌شوند. هر شبکه از گره‌ها یا نورون‌هایی تشکیل شده‌است که با وزن‌هایی (مثبت برای تحریک و منفی برای مهار) به یکدیگر متصل هستند و فرایند آموزش شبکه شامل تنظیم وزن‌های بال‌ها و مقداردهی اولیه آن‌ها می‌باشد [۷، ۱۸].



شکل ۱۸- نمایی ساده از شبکه عصبی.

Fig. 18. Simplified view of a neural network.

مؤلفه نیرو درگ  $(f_D)$  صرفاً توسط آیرودینامیک انتقال سنتی ایجاد می‌شود و موازی با  $U_{cp}$  عمل می‌کند [۱۳].

$$f_{D,trans} = \frac{1}{2} \rho U_{cp}^2 SC_d(\alpha_e) \quad (61)$$

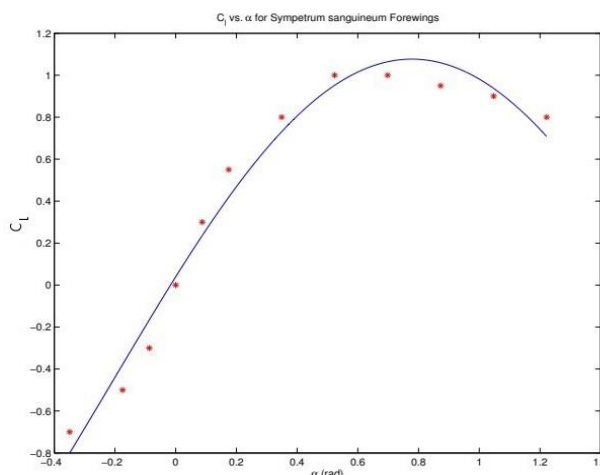
در این رابطه،  $C_d(\alpha_e)$  ضریب درگ به‌عنوان تابعی از زاویه حمله مؤثر  $\alpha_e(t)$  است. شکل (۱۵) جهت نیروهای آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. سرعت جریان در مرکز فشار بال،  $U_{cp}$ ، به‌صورت رابطه (۶۲) داده می‌شود.

$$U_{cp} = \left\| \underline{v}_{0-\rho_{cp}} \times (\underline{\omega}_{0+} + \underline{\omega}_{int}) \right\| \quad (62)$$

زاویه حمله مؤثر برابر است با رابطه (۶۳)

$$\alpha_e = \arctan \left( \frac{U_{cp,\perp}}{U_{cp,\parallel}} \right) \quad (63)$$

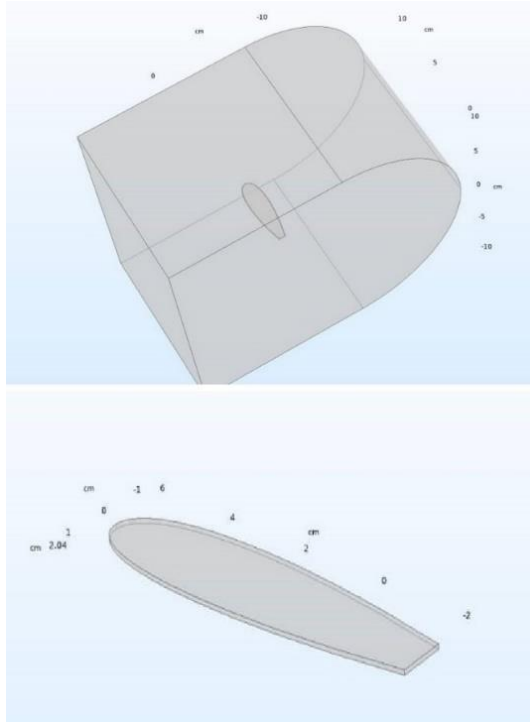
معادلات ضرایب لیفت و درگ انتقال،  $C_{D,trans}$  و  $C_{L,trans}$ ، از داده‌های تجربی جمع‌آوری شده توسط واکلینگ و الینگتون [۱۶] به‌دست می‌آیند. با استفاده از نرم افزار MATLAB، داده‌های خام از آزمایش‌های واکلینگ و الینگتون با استفاده از تکنیک برازش منحنی حداقل مربعات به یک تابع سینوسی برازش شدند (شکل ۱۶ و ۱۷). این کار همچنین از فرض ربع وتر دنگ [۱۵] برای  $\dot{x}_o$  برای تعیین ضریب لیفت چرخشی استفاده می‌کند. پارامتر  $\hat{c}$  به‌صورت عددی در MATLAB با استفاده از پارامترهای ارائه شده توسط پتر سابو [۱۷] محاسبه می‌شود.



شکل ۱۶- نتایج حاصل از برازش منحنی بر روی داده‌های تجربی واکلینگ و الینگتون [۱۶] برای یافتن معادله ضریب لیفت.

Fig. 16. Results from curve fitting applied to Wakeling and Ellington's experimental data [16] to determine the lift coefficient equation.

متفاوت طراحی شدند تا تأثیر تغییرات هندسی بر عملکرد آیرودینامیکی بررسی شود. نمونه‌ای از هندسه طراحی شده در شکل (۱۹) نشان داده شده است.



شکل ۱۹- بال مدل شده در نرم افزار COMSOL Multiphysics.

Fig. 19. Wing modeled in COMSOL Multiphysics software.

#### • تعریف شرایط مرزی:

شرایط مرزی شامل ورودی جریان با سرعت ثابت، خروجی آزاد برای جریان، دیواره‌های بدون لغزش برای سطح بال و مرزهای آزاد در محیط سیال تعریف شدند. این شرایط به گونه‌ای تنظیم شدند که محیط شبیه‌سازی شده، رفتار جریان اطراف بال را در شرایط واقعی به خوبی بازتاب دهد.

در شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی، شرایط مرزی نقش کلیدی در تعریف رفتار جریان هوا و تحلیل دقیق نتایج دارند. برای مدل‌سازی جریان هوا در تونل باد، شرایط مرزی دیواره‌های باز به گونه‌ای تنظیم شدند که جریان از طریق دیواره‌ها آزادانه خارج شود. به این ترتیب، در مرز خروجی (دیواره باز)، فشار هوا برابر با فشار اتمسفر (۱۰۱۳۲۵ پاسکال) در نظر گرفته شد. این شرایط مرزی به گونه‌ای تعریف می‌شوند که جریان هوا در خروجی بدون محدودیت و با فشار ثابت در شرایط عادی (یک اتمسفر) به اتمسفر محیطی وارد شود. برای دیواره‌های باز تونل، شرایط مرزی به شرح رابطه (۶۴) است.

$$[-\rho I + K] n = -f_0 n \quad (64)$$

در این پژوهش، پس از طراحی یک نمونه ربات بال‌زن الهام‌گرفته از سنجاقک و مدل‌سازی آیرودینامیکی آن، جهت بررسی دقیق‌تر عملکرد آیرودینامیکی، بال‌های مصنوعی با هندسه مشابه بال حشرات مورد توجه قرار گرفتند. این حشرات علیرغم ساختار ساده بال‌هایشان، قابلیت‌های پروازی قابل توجهی دارند. با به دست آوردن خروجی‌های آیرودینامیکی این مدل‌ها، یک شبکه عصبی مصنوعی طراحی شد تا بهینه‌ترین ضرایب آیرودینامیکی (لیفت و درگ) بال‌های مصنوعی مورد استفاده در این ربات پیش‌بینی شود.

شبکه عصبی مصنوعی آموزش داده شده به عنوان ابزاری برای مدل‌سازی عملکرد آیرودینامیکی، ساختاری مشابه نورون‌های زیستی دارد و با توانایی پردازش موازی، قادر به یادگیری و حل مسائل غیرخطی است. این روش علاوه بر کاهش هزینه‌های شبیه‌سازی‌های پیچیده، دقت بالایی در پیش‌بینی الگوهای پیچیده آیرودینامیکی ارائه می‌دهد و امکان مطالعه رفتار پروازی در ربات‌های بال‌زن را فراهم می‌کند.

در این پژوهش، طراحی، مدل‌سازی و تحلیل عملکرد آیرودینامیکی بال مصنوعی الهام‌گرفته از ساختار بال جلوی سنجاقک با استفاده از نرم‌افزار COMSOL Multiphysics انجام شد. نرم‌افزار COMSOL به دلیل قابلیت‌های منحصربه‌فرد در تحلیل‌های چندفیزیکی، انعطاف‌پذیری در تعریف شرایط مرزی، دقت بالا در محاسبات عددی و توانایی تولید کانتورهای دقیق فشار و سرعت انتخاب شد. این نرم‌افزار امکان انجام تحلیل‌های پیچیده‌ای را فراهم می‌کند که نیازمند هم‌زمانی شبیه‌سازی دینامیک سیالات و خواص مکانیکی ساختار بال است.

یکی از مهم‌ترین دلایل انتخاب COMSOL، قابلیت حل مسائل چندفیزیکی است که در تحلیل عملکرد بال‌های مصنوعی نقش کلیدی دارد. در این پژوهش، علاوه بر تحلیل جریان سیال و محاسبه نیروهای آیرودینامیکی، نیاز به ارزیابی دقیق رفتار مکانیکی و توزیع نیروها در ساختار بال بود که COMSOL با ارائه ابزارهای پیشرفته در این زمینه برتری خود را نشان داد. همچنین، قابلیت تنظیم جزئی مدل‌ها و تعریف شرایط سفارشی برای شرایط مرزی و خواص مواد، امکان شبیه‌سازی دقیق‌تر و مقایسه بهتر نتایج را فراهم کرد.

## ۹ مراحل شبیه‌سازی

مراحل شبیه‌سازی شامل ایجاد هندسه، تعریف شرایط مرزی، مش‌بندی، تعریف خواص مواد، حل معادلات و تحلیل و محاسبه ضرایب آیرودینامیکی می‌باشد که در ادامه به آن خواهیم پرداخت.

#### • ایجاد هندسه:

در ابتدا هندسه بال مصنوعی با الهام از ساختار بال جلوی سنجاقک در محیط نرم‌افزار طراحی شد. این هندسه با ابعاد و تناسب‌های

در این معادله،  $K_n$  تنش ویسکوز نرمال به سطح بال است. این شرط بیانگر این است که تنش‌های ویسکوز موازی با سطح بال باید به‌گونه‌ای باشند که هیچ نیروی خالصی در جهت نرمال به سطح بال ایجاد نکنند.

شرط سوم مربوط به جریان ویسکوز در امتداد سطح بال است. این شرط به‌صورت رابطه (۶۸) بیان می‌شود.

$$\nabla v^t \cdot n = 0 \quad (68)$$

در این معادله،  $v^t$  سرعت جریان موازی با سطح بال است. این شرط بیان می‌کند که تغییرات سرعت جریان در جهت نرمال به سطح بال باید صفر باشد، که نشان‌دهنده عدم وجود شیب سرعت در این جهت است.

#### • مش‌بندی:

برای تحلیل بال مصنوعی تولیدشده، فرایند مش‌بندی انجام شد. مش‌بندی به تبدیل یک جسم به صفحات کوچک‌تر با استفاده از خطوط و نقاط جداکننده اشاره دارد. این فرایند با هدف بهبود دقت تحلیل عددی صورت می‌گیرد، به‌طوری‌که افزایش تعداد نقاط و خطوط در مش‌بندی، تعداد صفحات ریز در جسم را افزایش داده و مدل مش‌بندی شده نهایی را از نظر هندسی به مدل اصلی نزدیک‌تر می‌سازد. این بهبود هندسی منجر به کاهش خطا و افزایش دقت در نتایج تحلیل می‌شود.

مش‌بندی مورد استفاده از نوع مش چهاروجهی آزاد بوده و برای تحلیل در روش المان محدود به کار رفته است. این نوع مش‌بندی با ایجاد المان‌های چهاروجهی آزاد، انعطاف‌پذیری بالایی در انطباق با هندسه‌های پیچیده، مانند ساختار بال مصنوعی، فراهم می‌آورد.

برای بهبود دقت تحلیل، از مش‌بندی تطبیقی هم استفاده شد که در آن، تراکم شبکه در مناطق حساس نظیر لبه حمله و لبه فرار بال افزایش یافت. این کار باعث شد تا رفتار جریان و توزیع نیروهای آیرودینامیکی در این نواحی با جزئیات بیشتری مدل‌سازی شود. در مش‌بندی بال طراحی‌شده، تعداد سلول‌های مش برابر با ۶۴۳۷ سلول است. این تعداد نشان‌دهنده تراکم مناسب مش برای تحلیل‌های عددی در شرایط تعریف‌شده می‌باشد. نمونه‌ای از مش‌بندی انجام‌شده در شکل (۲۰) نشان داده شده است. این روش مش‌بندی نه تنها دقت نتایج را افزایش داد، بلکه امکان تحلیل دقیق نیروهای آیرودینامیکی و پیش‌بینی ضریب لیفت و درگ را نیز فراهم کرد.

در این معادله،  $n$  بردار نرمال به سطح دیواره،  $p$  فشار،  $I$  ماتریس واحد،  $K$  تنش ویسکوزیته و  $f_0$  نیروی خارجی وارد بر دیواره است. این معادله نشان‌دهنده تعادل نیروها در سطح دیواره باز است.

شرایط مرزی جریان ورودی و خروجی به‌صورت رابطه (۶۵) تعریف می‌شوند.

$$\begin{cases} \nabla v^t \cdot n = 0 & \text{if } u \cdot n \geq 0 \\ v^t = v_0 & \text{if } u \cdot n \leq 0 \end{cases} \quad (65)$$

در این معادله‌ها  $v^t$  سرعت جریان در سطح دیواره،  $v_0$  سرعت مرجع یا سرعت ثابت و  $u$  سرعت کلی سیال است.

شرط اول بیان می‌کند که اگر جهت جریان ورودی به سطح دیواره باز باشد ( $u \cdot n \geq 0$ )، تغییرات سرعت در جهت نرمال به دیواره صفر است. شرط دوم بیان می‌کند که اگر جهت جریان از سطح دیواره خارج باشد ( $u \cdot n < 0$ )، سرعت جریان برابر با سرعت مرجع  $v_0$  است.

همچنین برای شرایط مرزی بال مصنوعی، که در این مقاله به بررسی آن پرداخته شده است، از شرایطی استفاده شد که در آن سرعت و فشار جریان هوا به‌طور مستقیم بر سطح بال تأثیر می‌گذارند. برای این منظور، فشار هوا در بال و در سراسر مدل به‌طور یکسان به‌صورت ۱ اتمسفر تنظیم شد. همچنین دمای جریان ورودی برابر با ۲۹۳/۱۵ کلوین (معادل ۲۰ درجه سانتی‌گراد) و سرعت ورودی جریان هوا ۳۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شد. این شرایط مرزی باعث شد تا تحلیل‌های دقیق‌تری از رفتار آیرودینامیکی بال در جریان هوا به‌دست آید. اولین شرط مرزی مهم برای بال‌ها، شرط بدون نفوذ است که بیان می‌کند سرعت سیال در جهت نرمال به سطح بال صفر باشد. این شرط به‌صورت رابطه (۶۶) بیان می‌شود.

$$u \cdot n = 0 \quad (66)$$

در این معادله،  $u$  سرعت سیال و  $n$  بردار نرمال به سطح بال هستند. این شرط بیان می‌کند که هیچ جریانی نمی‌تواند به درون یا بیرون سطح بال نفوذ کند.

شرط دوم مربوط به تنش ویسکوز در سطح بال است. این شرط بیان می‌کند که تنش‌های ویسکوز موازی با سطح بال صفر باشند. معادله مربوط به این شرط به‌صورت رابطه (۶۷) است.

$$K_n - (K_n \cdot n)n = 0, \quad K_n = Kn \quad (67)$$

سیال و استخراج کانتورهای مورد نیاز مورد استفاده قرار گرفته‌اند. معادلات زیر، معادلات خروجی از نرم‌افزار COMSOL می‌باشند که به توصیف دقیق رفتار جریان سیال کمک می‌کنند. معادله مومنتوم یکی از معادلات اساسی در دینامیک سیالات است که تغییرات مومنتوم در طول زمان و فضای سیال را توصیف می‌کند. این معادله به صورت رابطه (۶۹) بیان می‌شود.

$$\rho \frac{\partial(u+u')}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho uu^T + \rho uu'^T + \rho u'u^T + \rho u'u'^T + pI) = \nabla \cdot [-pI + \kappa] + F \quad (69)$$

در این معادله:

- $u$  سرعت سیال
- $u'$  سرعت توربولانس
- $p$  فشار
- $\rho$  چگالی سیال
- $\kappa$  تنش ویسکوز
- $F$  نیروی خارجی

عبارت  $\nabla \cdot (\rho uu^T + \rho uu'^T + \rho u'u^T + \rho u'u'^T + pI)$  نشان‌دهنده تغییرات مومنتوم در اثر سرعت و فشار است، در حالی که  $\nabla \cdot [-pI + \kappa]$  نیروی داخلی و  $F$  نیروی خارجی را نمایش می‌دهد. معادله پیوستگی بیانگر بقای جرم در سیال است و به صورت رابطه (۷۰) نوشته می‌شود.

$$\rho \nabla \cdot (u+u') = 0 \quad (70)$$

این معادله نشان می‌دهد که تغییرات چگالی و سرعت سیال در طول زمان باید به گونه‌ای باشد که جرم کل سیال ثابت بماند. برای بررسی اثرات ویسکوزیته در سیال، از رابطه (۷۱) استفاده می‌شود.

$$\kappa = (\mu + \mu_T)(\nabla(u+u') + (\nabla(u+u'))^T) - \frac{2}{3}(\mu + \mu_T)(\nabla \cdot (u+u'))I \quad (71)$$

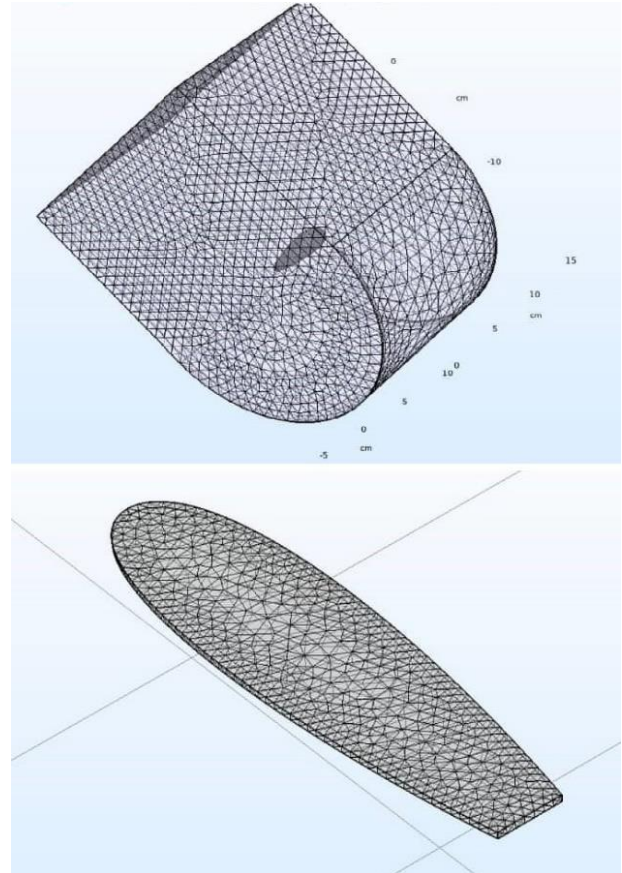
در این معادله:

- $\mu$  ویسکوزیته مولکولی
- $\mu_T$  ویسکوزیته توربولانس

برای تحلیل رفتار توربولانس در سیال، از معادله انرژی توربولانس استفاده می‌شود که به صورت رابطه (۷۲) است. در این معادله:

- $\nu^t$  انرژی توربولانس
- $S$  نرخ کرنش
- $\sigma_v$  ثابت توربولانس

چندین تابع کمکی برای محاسبه پارامترهای مختلف در مدل توربولانس استفاده می‌شوند رابطه (۷۳).



شکل ۲۰- مش‌بندی بال در محیط COMSOL Multiphysics.

Fig. 20. Wing meshing in the COMSOL multiphysics environment.

### • تعریف خواص مواد:

خصوصیات مکانیکی بال مصنوعی، شامل ضریب الاستیسیته، ضریب پواسون و چگالی، برای نمونه بال در نرم‌افزار تعریف شد تا رفتار مکانیکی آن در شبیه‌سازی دقیقاً بازنمایی شود.

### • حل معادلات و تحلیل:

$$(u \cdot \nabla) v^t = c_{b1} S^t v^t - c_{w1} f_w \left( \frac{v^t}{l_w} \right)^2 + \frac{1}{\sigma_v} \nabla \cdot ((v+v^t) \nabla v^t) + \frac{c_{b2}}{\sigma_v} \nabla v^t \cdot \nabla v^t \quad (72)$$

معادلات ناویر-استوکس پایا برای تحلیل جریان سیال و محاسبه نیروهای آیرودینامیکی استفاده شدند. این معادلات، جریان آرام و مغشوش را در اطراف بال شبیه‌سازی کرده و کانتورهای فشار و سرعت را ارائه دادند.

این معادلات شامل معادلات پیوستگی، مومنتوم ناویر-استوکس، تنش‌های ویسکوز و مدل توربولانس هستند که برای تحلیل دقیق جریان

$$s = \sqrt{2S:S}, \quad S = \frac{1}{2} [\nabla u + (\nabla u)^T] \quad (۷۹)$$

این معادلات حاکم، بنیاد تحلیل و شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات را در نرم‌افزار COMSOL تشکیل می‌دهند و به ما امکان می‌دهند تا رفتار جریان سیال را به‌دقت مدل‌سازی کنیم و نتایج دقیقی برای پدیده‌های آیرودینامیکی به‌دست آوریم. با استفاده از این معادلات و بهره‌گیری از توانمندی‌های نرم‌افزار COMSOL، می‌توان به تحلیل دقیق و جامع جریان سیالات در اطراف بال طراحی شده پرداخت و نتایج لازم را برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی استخراج کرد.

- **محاسبه ضرایب آیرودینامیکی:** پس از حل مدل، ضرایب آیرودینامیکی لیفت و درگ برای هر یک از ۴۸ نمونه بال محاسبه شدند. این ضرایب مبنای طراحی و آموزش شبکه عصبی مصنوعی برای پیش‌بینی عملکرد آیرودینامیکی قرار گرفتند.

## ۱۰ تحلیل عملکرد آیرودینامیکی

در شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی، انتخاب روش مناسب برای مدل‌سازی جریان در نواحی نزدیک دیوار نقش مهمی در دقت نتایج دارد. در این روش، اگر مش لایه مرزی درشت باشد، از فرمول عملکرد دیوار مقاوم استفاده می‌شود، و در صورت متراکم بودن مش، از فرمول کم عدد رینولدز برای حل پروفیل سرعت تا دیوار بهره‌برداری می‌شود. انتقال بین این دو فرمول در المان‌های مرزی به‌طور صاف انجام می‌شود و با محاسبه فاصله دیواره نقاط شبکه در واحدهای چسبناک صورت می‌گیرد.

برای مدل‌سازی جریان‌های آشفته و شبیه‌سازی‌های دقیق، مقدار عدد  $Y^+$  (فاصله مش از دیوار در واحدهای لزج) باید متناسب با ناحیه مطالعه انتخاب شود. در نواحی نزدیک دیوار، برای مدل‌سازی لایه ویسکوز، عدد  $Y^+$  باید به مقدار کوچکی تنظیم شود، این انتخاب‌های مناسب، دقت مدل‌سازی جریان در نواحی مختلف را بهبود می‌بخشد و انتقال نرم بین فرمول‌های مختلف، شبیه‌سازی‌های دقیق‌تر و پایدارتر را تضمین می‌کند.

نمودار ارائه شده (شکل ۲۱) در این مطالعه شامل سه منحنی متفاوت از مدل‌های اتلاف به‌عنوان تابعی از عدد  $Y^+$  می‌باشد. محور افقی این نمودار "اتلاف" و محور عمودی "عدد  $Y^+$ " را نشان می‌دهد. سه منحنی به شرح زیر هستند:

- منحنی آبی رنگ  $\epsilon_{log}$
- منحنی سبز رنگ  $\epsilon_w$
- منحنی قرمز رنگ  $\epsilon_{Wolfshtein}$

این نمودار به مقایسه رفتار مدل‌های اتلاف مختلف در محدوده‌های مختلفی از مقادیر عدد  $Y^+$  می‌پردازد که در مطالعه‌ی توربولانس و تئوری لایه مرزی اهمیت دارد.

$$\nabla G \cdot \nabla G + \sigma_w G (\nabla \cdot \nabla G) = (1 + 2\sigma_w) G^4, \quad (۷۳)$$

$$\ell_w = \max(d_f, d_h) \quad v^t = \text{nutilde},$$

در این معادله:

- $G$  تابع وزن
- $\sigma_w$  ثابت وزنی
- $\ell_w$  طول مشخصه توربولانس

برای محاسبه طول مشخصه توربولانس از رابطه (۷۴) استفاده می‌شود.

$$d_f = d_f(D_w, h, v, v_T, S^1), \quad d_h = d_h(D_w, h), \quad (۷۴)$$

$$D_w = \frac{1}{G} - \frac{\ell_{ref}}{2}, \quad S^1 = \sqrt{\nabla u : (\nabla u)^T}$$

در این معادله:

- $d_f$  و  $d_h$  طول مشخصه
- $D_w$  عرض مشخصه
- $S^1$  نرخ کرنش موضعی

لزجت توربولانس از رابطه (۷۵) محاسبه می‌شود.

$$\mu_T = \rho v^t f_{v1} \quad (۷۵)$$

در رابطه (۷۶) ضرایب و توابعی هستند که برای مدل‌سازی دقیق‌تر توربولانس استفاده می‌شوند.

$$C_{w1} = \frac{C_{b1}}{\kappa_v^2} + \frac{1+C_{b2}}{\sigma_v}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \quad (۷۶)$$

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}}, \quad \chi = \frac{v^t}{v}$$

برای محاسبه تابع وزنی در مدل توربولانس از رابطه (۷۷) استفاده می‌شود.

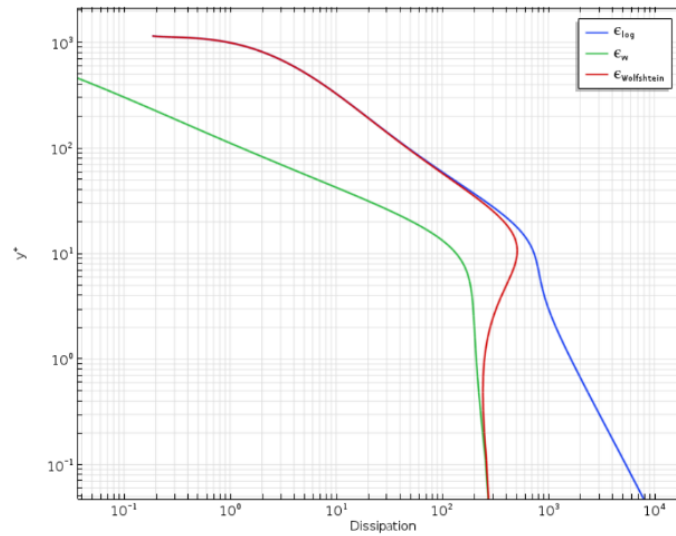
$$f_w = g \left( \frac{1+C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right)^{1/6}, \quad g = r + c_{w2} (r^6 - r), \quad (۷۷)$$

$$r = \min \left( \frac{v^t}{S^t \kappa_v^2 \ell_w^2}, 10 \right)$$

برای محاسبه نرخ کرنش از رابطه (۷۸) استفاده می‌شود.

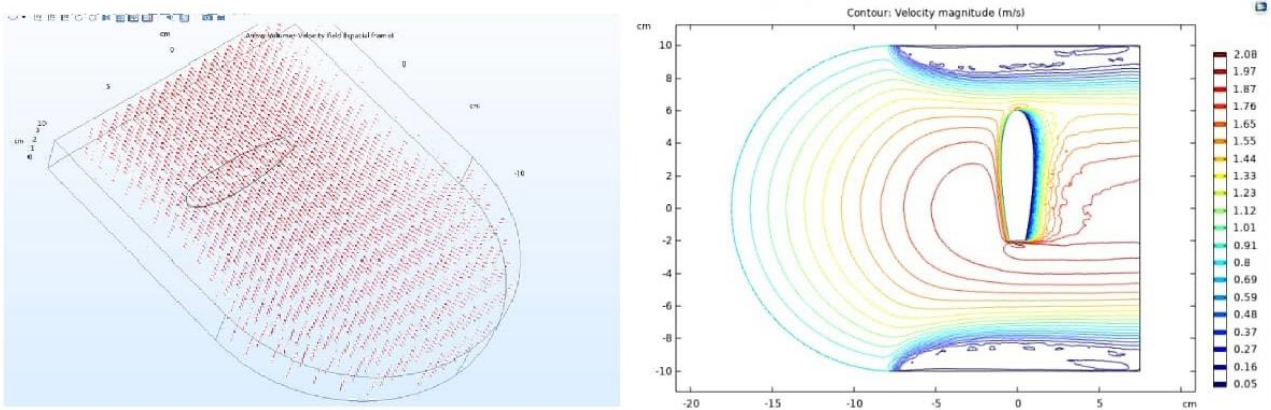
$$S^t = S + \frac{v^t}{\kappa_v^2 \ell_w^2} f_{v2} \quad (۷۸)$$

نرخ کرنش موضعی از رابطه (۷۹) محاسبه می‌شود.



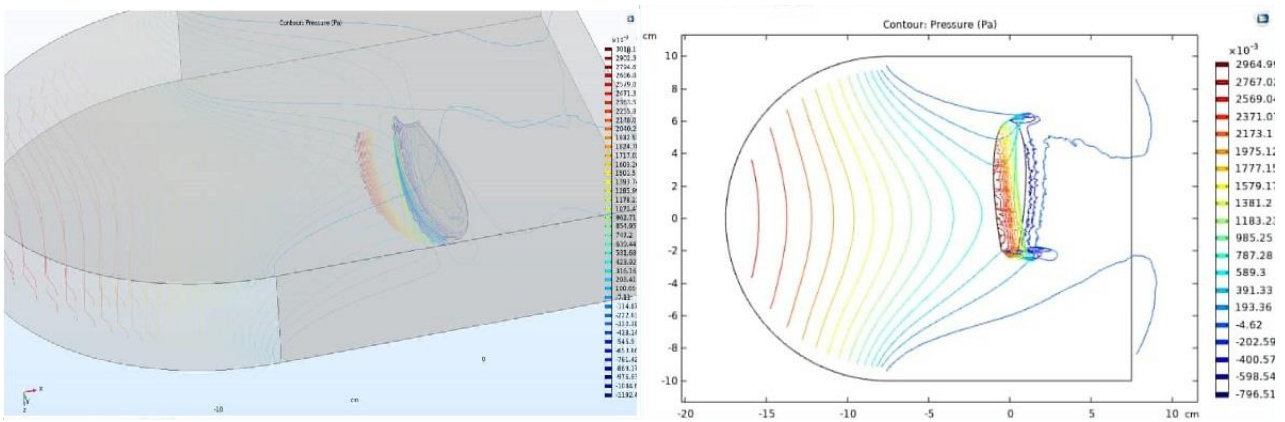
شکل ۲۱- نمودار عدد  $Y^+$ .

Fig. 21.  $Y^+$  number plot.



شکل ۲۲- کانتور سرعت حاصل شده از تحلیل.

Fig. 22. Velocity contour obtained from the analysis.



شکل ۲۳- کانتور فشار حاصل از تحلیل.

Fig. 23. Pressure contour obtained from the analysis.

- همگن بودن فشار: همگنی توزیع فشار روی سطح بال نشان‌دهنده عدم وجود نقاط بحرانی و تمرکز تنش است. این امر باعث کاهش احتمال آسیب به ساختار بال و افزایش طول عمر آن می‌شود.
  - نواحی با سرعت بالا و پایین: نتایج کانتور سرعت نشان‌دهنده وجود نواحی با سرعت بالا در لبه حمله و نواحی با سرعت پایین در لبه فرار بال است. این الگوهای سرعت به خوبی نشان می‌دهند که طراحی بال باعث تولید لیفت مناسب و عملکرد بهینه آیرودینامیکی می‌شود.
  - پایداری جریان: تحلیل کانتورهای سرعت نشان می‌دهد که جریان هوا در اطراف بال پایدار است و توربولانس غیرمطلوبی ایجاد نمی‌شود. این پایداری جریان باعث کاهش درگ و افزایش کارایی آیرودینامیکی می‌شود و نشان‌دهنده صحت طراحی بال است.
  - مشاهده الگوهای جریان: خطوط جریان در کانتورهای سرعت به وضوح نشان می‌دهند که جریان هوا به درستی از سطح بال عبور کرده و جدا نمی‌شود. این الگوهای جریان نشان‌دهنده عملکرد صحیح و بهینه طراحی بال است که به تولید لیفت و کاهش درگ کمک می‌کند.
- تحلیل کانتورهای فشار و سرعت با استفاده از نرم‌افزار COMSOL، به‌همراه بهینه‌سازی توسط شبکه عصبی مصنوعی، نشان‌دهنده صحت و بهینه بودن طراحی بال ریزپرنده شبیه به سنجاقک است. این نتایج حاکی از توزیع مناسب فشار و سرعت، پایداری جریان هوا، و بهینه‌سازی نسبت لیفت به درگ می‌باشند که همگی نشان‌دهنده عملکرد صحیح و بهینه بال می‌باشند. این تحلیل‌ها می‌توانند به‌عنوان مرجعی برای بهبود طراحی‌های آینده و اطمینان از کارایی آیرودینامیکی بال در شرایط مختلف مورد استفاده قرار گیرند.

## ۱۱ جمع‌آوری و تحلیل داده‌های شبکه

جهت پیش‌بینی عملکرد سیستم‌های پیچیده و سیستم‌هایی که تحلیل و رسیدن به نتایج در آنها زمان‌بر و نرم‌افزارهای جانبی موردنیاز است، از شبکه‌های عصبی مصنوعی چندلایه بهره گرفته می‌شود. این شبکه‌ها با استفاده از ورودی‌ها و خروجی‌های مرتبط با سیستم، روابطی را بین آنها برقرار می‌کنند و از آنها می‌توان برای تخمین عملکرد ورودی‌هایی که مورد تحلیل نیستند، استفاده کرد. ابعاد کلی بال و زاویه حمله، به‌علاوه عدد رینولدز به‌عنوان ورودی‌های شبکه در این تحقیق مدنظر قرار گرفته‌اند و خروجی‌های شبکه عصبی شامل ضریب لیفت و ضریب درگ می‌شوند. تعداد نمونه بال‌های تحلیل شده ۴۸ عدد می‌باشد (جدول ۲).

این اطلاعات به‌عنوان ورودی‌ها و خروجی‌های آموزشی برای شبکه عصبی استفاده خواهند شد. می‌توان با اجرای شبکه عصبی بر روی این داده‌ها، روابط و الگوهای پنهان در داده را بیابیم و سپس از شبکه برای تخمین عملکرد باله‌هایی که در تحلیل قرار نگرفته‌اند، استفاده نمود.

برای ارزیابی عملکردهای آیرودینامیکی که در تکنولوژی پروازی حائز اهمیت هستند، از معادلات المان محدود بهره می‌بریم و این معادلات را بر روی مدل ساخته شده اعمال می‌کنیم. در این مرحله، قیدهای حرکتی و نوع بارگذاری که جریان هوا روی بال را نمایش می‌دهد، به‌دقت تعیین می‌شوند. همان‌طور که در بخش قبلی گفته شد خصوصیات سیال که شامل خصوصیات هوای محیط در دماها و سرعت‌های خاص است، در معادلات در نظر گرفته می‌شود.

پس از اجرای معادلات در نرم‌افزار COMSOL، نتایج سیالاتی حاصل شده‌است. شکل‌های (۲۲ و ۲۳) نمونه‌ای از نتایج به‌دست آمده از روش المان محدود را نمایش می‌دهند.

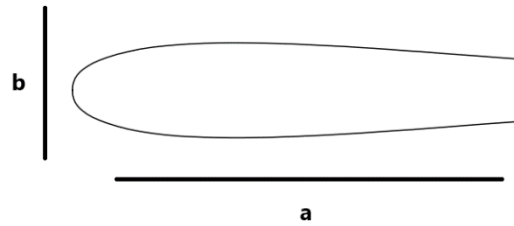
درک دقیق از رفتار سیال اطراف اجسام پرنده، از جمله بال‌ها، برای طراحی و بهبود عملکرد آن‌ها از اهمیت بالایی برخوردار است. در این مطالعه، با استفاده از شبیه‌سازی عددی، توزیع فشار و سرعت روی سطح بال سنجاقک بررسی شده‌است. این تحلیل به‌منظور درک بهتر مکانیزم تولید نیروی لیفت و مقایسه آن با بال‌های مصنوعی انجام شده‌است.

شکل (۲۲) کانتور بزرگی سرعت سیال در اطراف بال را نشان می‌دهد. خطوط هم‌سرعت، نقاطی با سرعت یکسان را به هم متصل می‌کنند. رنگ‌های گرم‌تر نشان‌دهنده سرعت‌های بالاتر و رنگ‌های سردتر نشان‌دهنده سرعت‌های پایین‌تر هستند.

شکل (۲۳) کانتور توزیع فشار روی سطح بال را نشان می‌دهد. خطوط هم‌فشار، نقاطی با فشار یکسان را به هم متصل می‌کنند. رنگ‌های گرم‌تر (قرمز، نارنجی) نشان‌دهنده فشارهای بالاتر و رنگ‌های سردتر (آبی، بنفش) نشان‌دهنده فشارهای پایین‌تر هستند.

تحلیل کانتورهای فشار و سرعت در نرم‌افزار COMSOL به‌عنوان ابزاری قدرتمند برای ارزیابی و تایید صحت طراحی بال ریزپرنده شبیه به سنجاقک مورد استفاده قرار گرفته‌است. این تحلیل‌ها امکان بررسی دقیق توزیع فشار و سرعت در اطراف بال و استنتاج نکات کلیدی درباره عملکرد آیرودینامیکی بال را فراهم می‌کنند که به‌صورت زیر است:

- مشاهده نقاط با فشار بالا و پایین: نتایج کانتور فشار نشان می‌دهد که نقاط با فشار بالا در لبه حمله بال و نقاط با فشار پایین در لبه فرار قرار دارند. این توزیع فشار به تولید نیروی لیفت کمک می‌کند و مطابق با اصول آیرودینامیکی معمول است، نشان‌دهنده عملکرد صحیح طراحی بال می‌باشد.
- گرادیان فشار: اختلاف فشار مناسب بین لبه حمله و لبه فرار بال وجود دارد. این گرادیان فشار به تولید لیفت کافی کمک کرده و از جدایش جریان هوا جلوگیری می‌کند. گرادیان فشار مناسب نشان‌دهنده صحت طراحی و کاهش خطرات مرتبط با ناپایداری جریان است.



شکل ۲۴- بال نمونه به همراه پارامترهای هندسی.

Fig. 24. Prototype wing with geometric parameters.

جدول ۲- داده‌های مطالعاتی جهت ساخت شبکه عصبی.

Table 2. Study data for neural network construction.

a (cm)	b (cm)	angle (deg)	Re	CD	CL
14	4/5	40	1480	0/4965	0/8910
16	5/5	-20	2350	0/3457	0/6214
15	6	-5	1890	0/1660	0/2638
14/5	4	50	1480	0/8219	1/0015
14.5	4	10	2110	0/0781	0/7534
15	6	40	730	0/4936	0/9993
16	5/5	30	910	0/3349	1/0329
16	5/5	70	2350	1/0846	0/7800
14/5	4	60	1480	0/9205	0/8617
15	6	60	1890	0/8596	0/8745
14	4/5	60	2110	0/7632	0/8418
16	5/5	10	1640	0/1002	0/5829
14/5	4	30	2110	0/3904	0/9880
14	4/5	50	1480	0/7020	0/8955
16	5/5	60	2350	0/9085	0/9000
15	6	50	1320	0/7915	1/0344
15	6	5	1890	0/0723	0/2572
16	5/5	-5	910	0/0940	0/2614
14	4/5	-5	2110	0/1397	0/1970
14	4/5	70	820	1/0255	0/7254
16	5/5	50	2350	0/7251	0/9471
15	6	60	730	1/004	0/9437
14/5	4	-10	1480	0/2466	0/6000
14	4/5	5	2110	0/0766	0/1925
14	4/5	-5	1480	0/1482	0/1522
15	6	40	1890	0/4638	0/9714
15	6	70	1890	0/9957	0/7891
16	5/5	-5	2350	0/1482	0/2057
15	6	0	730	0/1447	0/0152
14/5	4	-5	1480	0/1644	0/3835
16	5/5	-20	910	0/4509	0/6343
15	6	5	730	0/0723	0/2854

a (cm)	b (cm)	angle (deg)	Re	CD	CL
16	5/5	-10	2350	0/2002	0/4243
15	6	10	1890	0/0723	0/5197
16	5/5	-20	1640	0/4358	0/6943
14	4/5	70	2110	1/017	0/8104
15	6	-20	1320	0/4340	0/6878
14	4/5	0	1480	0/1209	0/0582
16	5/5	5	1640	0/0786	0/3000
15	6	0	1890	0/1106	0/0102
16	5/5	50	1640	0/7327	0/9814
15	6	-20	730	0/3915	0/5937
14	4/5	70	1480	1/0092	0/7567
14	4/5	40	2110	0/4184	0/9000
14	4/5	20	1480	0/2167	0/8507
16	5/5	60	1640	0/9320	0/8829
16	5/5	30	1640	0/3547	0/9857
14	4/5	20	2110	0/1584	0/7299

جدول ۳- نتایج به‌دست‌آمده از شبکه عصبی.

Table 3. Results obtained from the neural network.

-----	Sample Percentage	MSE Error	Regression Correlation Coefficient
Training / Education	70%	3/66482e-3	9/92730e-1
Validation	15%	8/04190e-3	9/79340e-1
Test	15%	4/92967e-3	9/93022e-1

جدول ۴- تاثیر تعداد نرون‌ها بر خطای شبکه عصبی نهایی.

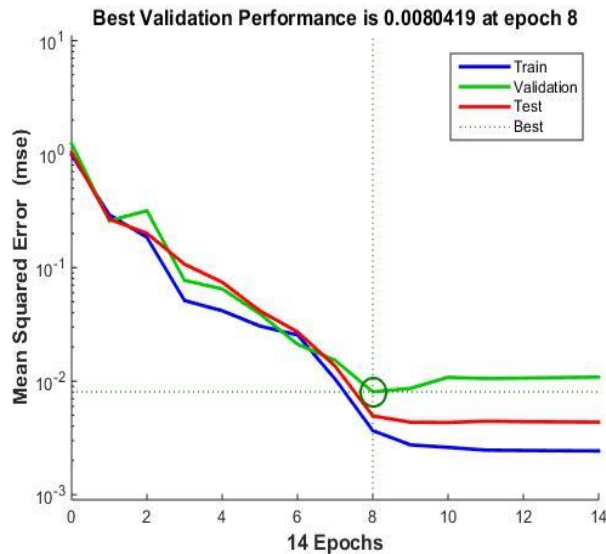
Table 4. The effect of the number of neurons on the final neural network error.

Neuron Count	Total Error	Step
2	4/1214e-2	19
3	5/7148e-3	68
4	4/3271e-3	41
5	2/6878e-3	62
6	2/4015e-3	52

## ۱۲ تولید شبکه عصبی نهایی

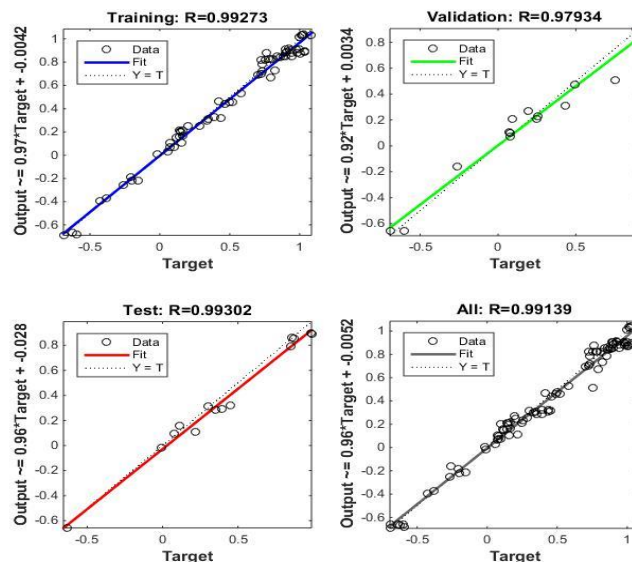
با استفاده از نتایج تحلیل المان محدود روی بال‌های نمونه، مطابق با پارامترهای سازنده در جدول (۲) که همان ورودی‌های شبکه عصبی نیز می‌باشند، خروجی‌های هدف برای شبکه عصبی مصنوعی به دست آمده است. با استفاده از نرم‌افزار MATLAB، شبکه عصبی پیش‌بینی کننده

ساخته شده‌است. در این بخش، به طراحی یک شبکه عصبی با دو خروجی پرداخته شده‌است. خروجی‌های مدنظر در این شبکه عصبی شامل میزان ضریب لیفت و میزان ضریب درگ می‌باشد. تعداد ورودی‌های این شبکه عصبی ۴ عدد در نظر گرفته شده‌است که شامل پارامترهای ابعادی، زاویه حمله، و عدد رینولدز می‌باشند. روند بهبودی گام به گام شبکه در شکل (۲۵) و همچنین نمودار ضریب همبستگی در شکل (۲۶) قابل مشاهده است.



شکل ۲۵- نمودار بهبودی شبکه عصبی نهایی.

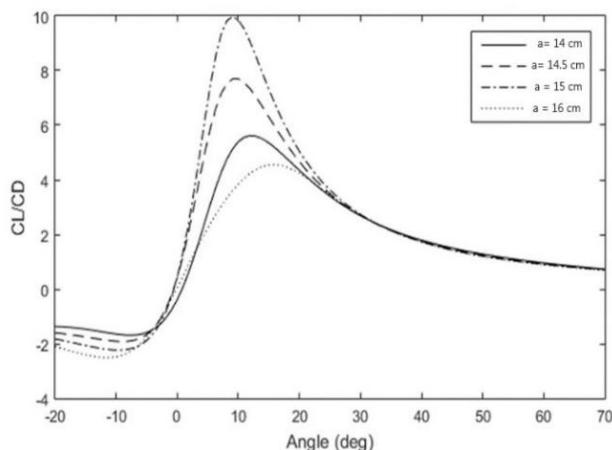
Fig. 25. Final neural network improvement chart.



شکل ۲۶- نمودار ضریب همبستگی شبکه عصبی نهایی.

Fig. 26. Final neural network correlation coefficient chart.

لیفت به درگ در حالتی که طول بال ۱۵ سانتی‌متر و زاویه حمله ۹/۱ درجه است، رخ داده است. این مثال نشان‌دهنده کارایی بالای حاصل از شبکه عصبی است. با استفاده از این شبکه عصبی، ما بهینه‌ترین اندازه بال برای ربات پرنده خود را که برابر با ۱۵ سانتی‌متر است، را تخمین زده‌ایم.



شکل ۲۷- نمودار ضریب لیفت به درگ در زوایای حمله‌های متفاوت.

Fig. 27. Lift-to-drag ratio chart at different angles of attack.

### صحت‌سنجی شبکه عصبی طراحی شده

همان‌طور که گفته شد، شبکه عصبی طراحی شده قابلیت تعمیم برای بال‌هایی با اندازه‌های مختلف، از کوچک‌ترین تا بزرگ‌ترین، را دارا است. جهت ارزیابی دقت و توانایی تعمیم‌پذیری شبکه عصبی، از داده‌های تجربی موجود در مقاله ژنگ و همکاران [۱۹] استفاده شد. این مقاله شامل داده‌های آیرودینامیکی دقیق و مهم برای بال‌هایی مشابه به پروژه مورد نظر است.

در مقاله مرجع، [۱۹] حشره‌ای رباتیک با وزن ۲/۸۶ گرم طراحی شده که عملکرد آیرودینامیکی بال‌های آن مورد بررسی قرار گرفته است. داده‌های تجربی مربوط به لیفت و جریان‌های ایجاد شده با استفاده از سیستم تصویربرداری ذرات دیجیتال جمع‌آوری شده‌اند. از جمله ویژگی‌های مهم بال‌ها در مقاله مرجع [۱۹] می‌توان به طول بال‌ها به اندازه ۴/۸ سانتی‌متر، میانگین وتر بال ۱/۳ سانتی‌متر و وزن هر بال ۰/۰۴ گرم اشاره کرد. عدد رینولدز بال‌ها در بازه ۳۴۰ تا ۷۵۰ قرار دارد و ضریب لیفت میانگین برابر ۱/۹۱ گزارش شده است. زاویه حمله در میانه ضربه ۴۵ درجه بوده و ضریب لیفت با افزایش فرکانس ابتدا افزایش و سپس در مقادیر بالاتر به حالت اشباع می‌رسد. تحلیل‌ها نشان داده‌اند که در فرکانس‌های بالا، ناپایداری و جدانشدگی گردابه لبه حمله موجب کاهش کارایی لیفت می‌شود.

در صحت‌سنجی عملکرد شبکه عصبی طراحی شده، خروجی‌های مورد بحث در این شبکه عصبی میزان ضریب لیفت و میزان ضریب درگ می‌باشد. تعداد ورودی‌های شبکه عصبی مورد نظر مانند بخش‌های پیشین ۴ عدد در نظر گرفته شده است که پارامترهای ابعادی،

### ۱۳ کاربرد شبکه عصبی به‌دست آمده

شبکه‌های عصبی مصنوعی به‌عنوان ابزار قدرتمندی برای پیش‌بینی دقیق ضریب لیفت و درگ در بال‌های مختلف استفاده شده است. این مدل‌های پیش‌بینی‌کننده با دریافت ورودی‌هایی مانند طول بال، عرض بال، زاویه حمله و عدد رینولدز، قادرند به سرعت و بادقت بسیار بالا، مقادیر ضریب لیفت و درگ را تخمین بزنند.

برای ارزیابی عملکرد این مدل، یک مطالعه موردی انجام شده است. در این مطالعه، شبکه عصبی آموزش‌دیده تا ضریب لیفت و درگ بال‌هایی با ابعاد و زوایای حمله مختلف را پیش‌بینی کند. نتایج نشان داده‌اند که شبکه عصبی قادر است بادقت بسیار بالایی، مقادیر ضریب لیفت و درگ را تخمین بزند. به‌عنوان مثال، در شکل (۲۳)، نمودار تغییرات نسبت ضریب لیفت به درگ برحسب زاویه حمله برای بال‌هایی با ابعاد مختلف ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، شبکه عصبی توانسته است بهینه‌ترین ابعاد بال را برای دستیابی به بیشترین نسبت لیفت به درگ تعیین کند.

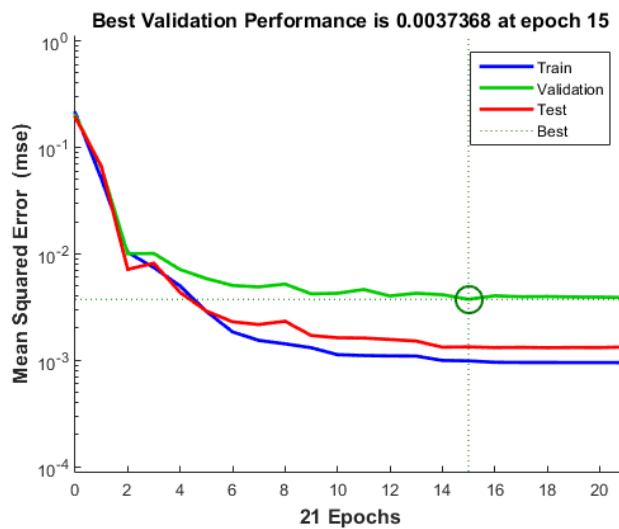
شایان‌ذکر است که شبکه عصبی آموزش‌دیده در این مطالعه، قابلیت تعمیم‌پذیری به انواع مختلف بال‌ها با ابعاد و شکل‌های گوناگون را دارد. به‌عبارت‌دیگر، این مدل می‌تواند برای پیش‌بینی ضریب لیفت و درگ بال‌های با ابعاد بسیار کوچک تا بسیار بزرگ مورد استفاده قرار گیرد. این ویژگی، شبکه عصبی را به ابزاری قدرتمند برای طراحان بال تبدیل کرده است. همچنین نشان داده شده است که شبکه‌های عصبی مصنوعی می‌توانند به‌عنوان یک ابزار دقیق و کارآمد برای پیش‌بینی ضریب لیفت و درگ بال‌ها مورد استفاده قرار گیرند. با استفاده از این مدل‌ها، طراحان قادر خواهند بود به سرعت و بادقت بالا، ابعاد بهینه بال را برای دستیابی به عملکرد مطلوب تعیین کنند. این امر منجر به کاهش هزینه‌ها و زمان طراحی و همچنین بهبود عملکرد بال‌های طراحی شده خواهد شد. به‌طور کلی مزایای استفاده از شبکه عصبی را می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- سرعت و دقت بالا: پیش‌بینی بسیار سریع و دقیق ضریب لیفت و درگ
- حذف نیاز به حل معادلات پیچیده: کاهش پیچیدگی محاسبات
- قابلیت تعمیم‌پذیری: قابلیت استفاده برای انواع مختلف بال‌ها
- بهبود فرایند طراحی: تسریع و بهبود فرایند طراحی بال

برای تعیین بهینه‌ترین بال ریزپرنده طراحی شده از نظر نسبت لیفت به درگ، ورودی‌های شبکه عصبی مطابق جدول (۲) بوده و با توجه به حفظ مساحت، طول و عرض بال نیز متناسب تغییر کرده‌اند. به‌عنوان نمونه، مقادیر طول بال نیز ۱۴، ۱۴/۵، ۱۵ و ۱۶ سانتی‌متر فرض شده‌اند. همان‌طور که در شکل (۲۷) مشاهده می‌شود، بیشترین نسبت ضریب

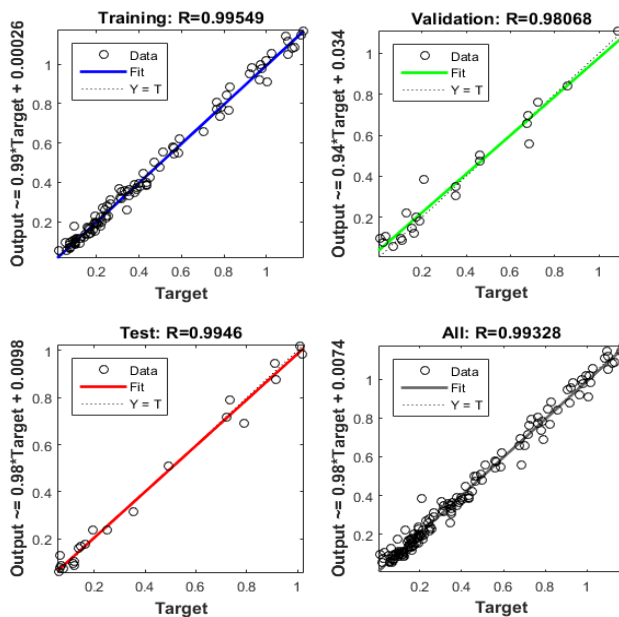
برای انجام ارزیابی، خروجی‌های شبکه عصبی که شامل ضرایب لیفت و درگ و نسبت آن‌ها بودند، با داده‌های تجربی مقاله مرجع مقایسه شدند. این مقایسه در شرایط مشابه انجام گرفت، مانند زاویه حمله ۴۵ درجه و اعداد رینولدز در محدوده ۳۴۰ تا ۷۵۰. علاوه بر این، داده‌های مقاله که شرایط مختلفی همچون تغییر ابعاد بال را در بر می‌گرفت، جهت بررسی تعمیم‌پذیری شبکه استفاده شد.

زاویه حمله و عدد رینولدز می‌باشند. روند بهبودی گام به گام شبکه در شکل (۲۴) و همچنین نمودار ضریب همبستگی نیز در شکل (۲۵) قابل مشاهده می‌باشد. برای این منظور، اندازه‌های مختلف بال و مقادیر متنوع عدد رینولدز و زاویه حمله نزدیک به مشخصات مقاله مرجع [۱۹] مورد بررسی قرار گرفتند. هدف از صحت‌سنجی، ارزیابی توانایی شبکه عصبی در پیش‌بینی نسبت لیفت به درگ و یافتن بهینه‌ترین بال بر اساس این معیار بود.



شکل ۲۸- نمودار بهبودی شبکه عصبی برای داده‌های تحقیق ژنگ و همکاران [۱۹].

Fig. 28. Neural network improvement chart for Zheng et al. [19] research data.



شکل ۲۹- نمودار ضریب همبستگی شبکه عصبی برای داده‌های تحقیق ژنگ و همکاران [۱۹].

Fig. 29. Neural network correlation coefficient chart for Zheng et al. [19] research data.

کرد و تحلیل آیرودینامیکی بال‌ها از طریق نرم‌افزار COMSOL به شناسایی و درک الگوهای پیچیده جریان سیال و توزیع فشار و سرعت در سطح بال‌ها منجر شد.

نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) به‌عنوان داده‌های آموزشی برای شبکه عصبی مصنوعی چندلایه استفاده شد. این شبکه با دقت بالا قادر به پیش‌بینی عملکرد آیرودینامیکی بال‌ها بر اساس پارامترهای هندسی بوده و به بهینه‌سازی طراحی کمک شایانی کرد. بهینه‌سازی انجام‌شده منجر به افزایش قابل توجه نسبت لیفت به درگ و بهبود عملکرد کلی در مقایسه با مدل‌های پیشین شد. نمونه اولیه طراحی‌شده با فناوری چاپ سه‌بعدی، اگرچه فاقد قابلیت پروازی است، به‌عنوان یک ابزار عملی در ارزیابی طراحی مورد استفاده قرار گرفت. یکی از دستاوردهای برجسته این پژوهش، اثبات کارایی شبکه‌های عصبی مصنوعی به‌عنوان ابزاری قدرتمند در بهینه‌سازی طراحی سیستم‌های پیچیده بود. تلفیق روش‌های مختلف تحلیل و شبیه‌سازی نه تنها دقت مدل‌سازی را افزایش داد، بلکه امکان طراحی وسایل پرنده کوچک با پتانسیل کاربردی بالا در حوزه‌های مختلف از جمله نظارت، عملیات جستجو و نجات، و تحقیقات زیستی را فراهم آورد.

با وجود دستاوردهای این تحقیق، ساده‌سازی‌های مدل و عدم در نظرگیری برخی عوامل محیطی از محدودیت‌های آن به شمار می‌آید. پیشنهاد می‌شود در تحقیقات آتی، مدل‌های پیچیده‌تر و نزدیک‌تر به شرایط واقعی توسعه یابند و تأثیر عوامل محیطی، همچون شرایط جوی و موانع، بر عملکرد وسایل پرنده بررسی گردد. همچنین، افزودن قابلیت‌های پروازی و انجام آزمایش‌های عملی در محیط‌های واقعی می‌تواند گام بعدی در بهبود طراحی باشد.

به‌طور کلی، این پژوهش با ارائه یک چارچوب جامع برای طراحی و بهینه‌سازی وسایل پرنده کوچک، گامی مهم در توسعه فناوری‌های نوین به شمار می‌رود و می‌تواند به‌عنوان مرجعی برای تحقیقات آینده در زمینه سیستم‌های الهام‌گرفته از طبیعت مورد استفاده قرار گیرد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

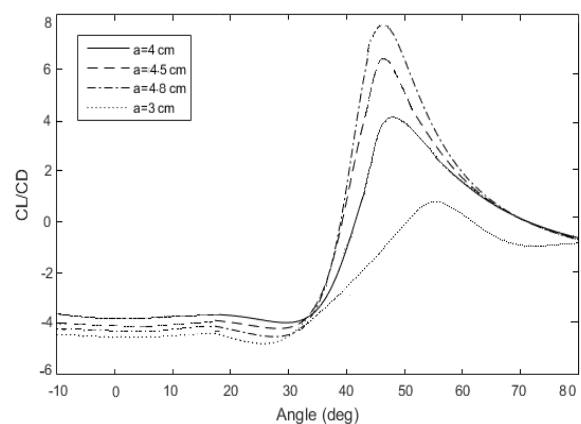
## مراجع

- [1] H. Vatandoost, "Dragonflies as an important aquatic predator insect and their potential for control of vectors of different diseases," *Journal of Marine Science*, vol. 3, no. 3, 2021, <https://doi.org/10.30564/jms.v3i3.3397>.
- [2] E. Salami, T. A. Ward, E. Montazer, and N. N. N. Ghazali, "A review of aerodynamic studies on dragonfly flight," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of*

**جدول ۵-** تأثیر تعداد نرون‌ها بر خطای شبکه عصبی برای داده‌های تحقیق ژنگ و همکاران [۱۹].

**Table 5.** The effect of the number of neurons on the neural network error for Zheng et al. [19] research data.

Neuron Count	Total Error	Step
2	2.0421e-3	25
3	3.1817e-3	51
4	1.4588e-3	15
5	1.2988e-3	28



**شکل ۳۰-** نمودار ضریب لیفت به درگ در زوایای حمله‌های متفاوت برای بال طراحی‌شده ژنگ و همکاران [۱۹].

**Fig. 30.** Lift-to-drag ratio chart at different angles of attack for the wing designed by Zheng et al. [19].

همان‌طور که در شکل (۳۰) مشاهده می‌شود، بیشترین نسبت لیفت به درگ در شرایطی حاصل شده‌است که طول بال ۴/۸ سانتی‌متر و زاویه حمله ۴۸ درجه بوده‌است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که شبکه عصبی طراحی‌شده با دقت بسیار خوبی توانسته است ضرایب لیفت و درگ و نسبت آن‌ها را پیش‌بینی نماید. تطابق نزدیک نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی پژوهش ژنگ و همکاران [۱۹]، گواهی بر عملکرد دقیق و قابل اعتماد شبکه عصبی است. این امر نشان می‌دهد که شبکه عصبی طراحی‌شده می‌تواند به‌عنوان ابزاری قدرتمند برای پیش‌بینی عملکرد بال‌ها در ابعاد مختلف مورد استفاده قرار گیرد.

## ۱۴ نتیجه‌گیری

در این پژوهش، با بهره‌گیری از تلفیق مدل‌سازی دینامیکی، شبیه‌سازی‌های عددی پیشرفته، و تکنیک‌های بهینه‌سازی مبتنی بر شبکه عصبی مصنوعی، گامی اساسی در مسیر طراحی و بهینه‌سازی وسایل پرنده کوچک الهام‌گرفته از طبیعت برداشته شد. مدل‌سازی دینامیکی سیستم با استفاده از روش لاگرانژ امکان استخراج معادلات حرکت دقیق را فراهم

- [14] D. A. Peters, S. Karunamoorthy, and W. M. Cao, "Finite state induced flow models. I-Two-dimensional thin airfoil," *Journal of Aircraft*, vol. 32, no. 2, pp. 313-322, 1995, <https://doi.org/10.2514/3.46718>.
- [15] X. Deng, L. Schenato, W. C. Wu, and S. S. Sastry, "Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part I-system modeling," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 22, no. 4, pp. 776-788, 2006, <https://doi.org/10.1109/TRO.2006.875480>.
- [16] J. Wakeling and C. P. Ellington, "Dragonfly flight: I. gliding flight and steady-state aerodynamic forces," *Journal of Experimental Biology*, vol. 200, no. 3, pp. 543-556, 1997, <https://doi.org/10.1242/jeb.200.3.543>.
- [17] P. Szabo, G. H. McKinley, and C. Clasen, "Constant force extensional rheometry of polymer solutions," *Journal of Non-Newtonian Fluid Mechanics*, vol. 169, pp. 26-41, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.jnnfm.2011.11.003>.
- [18] T. X. Fan, S. K. Chow, and D. Zhang, "Biomorphic mineralization: From biology to materials," *Progress in Materials Science*, vol. 54, no. 5, pp. 542-659, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2009.02.001>.
- [19] Z. Hu, B. Cheng, and X. Deng, "Lift generation and flow measurements of a robotic insect," in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2012, Paper 2011-1311, <https://doi.org/10.2514/6.2011-1311>.
- [20] H. Ma *et al.*, "HiFly-dragon: A dragonfly inspired flapping flying robot with modified, resonant, direct-driven flapping mechanisms," *Drones*, vol. 8, no. 4, 2024, Art. no. 126, <https://doi.org/10.3390/drones8040126>.
- [21] H. Wang, Z. Cui, and T. Xu, "A study on design of dragonfly flapping wing micro air vehicle system," in *International Conference on Electrical Drives, Power Electronics and Engineering (EDPEE)*, 2024: IEEE, pp. 252-258, <https://doi.org/10.1109/EDPEE61724.2024.00055>.
- [22] I. Shafieenejad, M. R. B. Dehkordi, and M. Amin, "A review of the application of optimization algorithms nature inspired in the design of flight paths," *Technology in Aerospace Engineering*, vol. 8, no. 3, pp. 75-99, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.6>.
- [23] S. H. Pourtakdoust and A. Khodabakhsh, "Modeling and Simulation of nonlinear dynamics using physics-informed deep neural networks," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 6, no. 4, pp. 25-36, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2023.6.4.3>.
- [24] M. H. Moghimi Esfandabadi and M. H. Javareshkian, "Design and optimization of the wing fence of a lambda-shaped aircraft model to reduce the rolling moment coefficient," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 8, no. 2, pp. 13-25, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.2>.
- Mechanical Engineering Science*, vol. 233, no. 18, pp. 6519-6537, 2019, <https://doi.org/10.1177/0954406219861133>.
- [3] R. A. Cannings, "The dragonflies and damselflies (Odonata) of Canadian grasslands," *Arthropods of Canadian Grasslands*, vol. 3, pp. 231-269, 2014, <https://dx.doi.org/10.3752/9780968932162.ch8>.
- [4] K. G. Zurlytė, R. Gaidys, and B. Narijauskaite, "Biomechanical study of the wing of the dragonfly Aeshna Cyanea," *Mechanics*, vol. 30, no. 3, pp. 270-278, 2024, <https://doi.org/10.5755/j02.mech.36178>.
- [5] C. Suárez-Tovar, R. Guillermo-Ferreira, I. Cooper, R. Cezário, and A. Córdoba-Aguilar, "Dragon colors: The nature and function of Odonata (dragonfly and damselfly) coloration," *Journal of Zoology*, vol. 317, no. 1, pp. 1-9, 2022, <https://doi.org/10.1111/jzo.12963>.
- [6] A. Hajiloo, H. Shokohi, M. Ashtiani, and M. Ahadi, "Investigating the role of small birds in future wars," *Strategic Defense Studies*, vol. 20, no. 87, pp. 159-182, 2022, (in Persian), <https://dorl.net/dor/20.1001.1.20084897.1401.20.87.7.3>.
- [7] J. Schmidhuber, "Deep learning in neural networks: An overview," *Neural Networks*, vol. 61, pp. 85-117, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.neunet.2014.09.003>.
- [8] P. E. J. Duhamel, N. O. Pérez-Arancibia, G. L. Barrows, and R. J. Wood, "Altitude feedback control of a flapping-wing microrobot using an on-board biologically inspired optical flow sensor," in *2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2012, pp. 4228-4235, <https://doi.org/10.1109/ICRA.2012.6225313>.
- [9] F. Van Breugel, W. Regan, and H. Lipson, "From insects to machines," *IEEE Robotics and Automation Magazine*, Vol. 15, No. 4, pp. 68-74, 2008, <https://doi.org/10.1109/MRA.2008.929923>.
- [10] Z. X. Li, W. Shen, G. S. Tong, J. M. Tian, and L. Vu-Quoc, "On the vein-stiffening membrane structure of a dragonfly hind wing," *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A*, vol. 10, no. 1, pp. 72-81, 2009, <https://doi.org/10.1631/jzus.A0820211>.
- [11] R. J. Wood, S. Avadhanula, R. Sahai, E. Steltz, and R. S. Fearing, "Microrobot design using fiber reinforced composites," *Journal of Mechanical Design*, vol. 130, no. 5, 2008, Art. no. 052304, <https://doi.org/10.1115/1.2885509>.
- [12] C. Dileo and X. Deng, "Design of and experiments on a dragonfly-inspired robot," *Advanced Robotics*, vol. 23, no. 7-8, pp. 1003-1021, 2009, <https://doi.org/10.1163/156855309X443160>.
- [13] S. P. Sane and M. H. Dickinson, "The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight," *Journal of Experimental Biology*, vol. 205, no. 8, pp. 1087-1096, 2002, <https://doi.org/10.1242/jeb.205.8.1087>.

## معادلات کامل حرکت

این پیوست معادلات کامل حرکت را برای مدل دینامیکی ریزپرنده الهام گرفته از سنجاقک، ارائه می‌دهد. این معادلات گسترش عبارات معادله (۵۲) هستند، این معادله به صورت زیر است:

**پیوست (الف)**

$$M_{eom} \ddot{x}_{eom} = f_{non} \left( \dot{x}_{eom}, x_{eom} \right) + f_{other} \left( \dot{x}_{eom}, x_{eom}, \tau_{app}, \tau_{5,aero}, \tau_{7,aero} \right)$$

$$x_{eom} = \left[ \phi_5 \quad \alpha_5 \quad \alpha_7 \right]^T$$

(الف ۱)

$$M_{eom}(1,1) = J_{1,22} \left[ \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right]^2 + \frac{1}{4} m_1 l_1^2 \left[ \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right]^2$$

$$+ J_{2,22} \left[ \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 - \frac{l_1}{l_2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right]^2$$

$$+ \frac{1}{2} m_2 \left[ l_1 l_2 \left( -2 \frac{l_1}{l_2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right)^2 \right.$$

$$+ 2 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right)^2 \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 - \frac{1}{2} \frac{l_1}{l_2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \right)^2 \left. \right]$$

$$- l_1 l_2 \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right)^2$$

$$+ \frac{1}{2} l_1^2 \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right)^2 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right)^2 + 2 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right)^2 \left( l_1^2 + \frac{1}{4} l_2^2 \right)$$

$$+ m_3 l_1 \left[ -\frac{1}{2} \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 - \frac{l_1}{l_2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right]$$

$$\left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right)^2 + \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \left( 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \right)^2 \left. \right]$$

$$+ J_{4,11} \frac{l_5^2}{l_4^2} \sin^2 \phi_5 + \frac{1}{2} m_4 \left[ \frac{1}{2} \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{l_5}{l_4} (1 - \cos \phi_5) \right) \right]^2 \right]^2 l_5^2 \sin^2 \phi_5$$

$$+ 2 \left[ \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) l_1 \left( 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \right) \right]$$

$$- \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_4} \sin \phi_5 (1 - \cos \phi_5) - \frac{1}{2} \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right)$$

$$\left. - \left( \frac{l_1}{l_2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right) \right] \Pi \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right)^2 \left. \right]^2$$

$$+ J_{5,11} \cos^2 \alpha_5 + J_{5,33} \sin^2 \alpha_5 + J_{6,11} \frac{l_7^2}{l_6^2} \sin^2 \phi_5 + J_{7,11} \cos^2 \alpha_7 + J_{7,33} \sin^2 \alpha_7 + \frac{1}{2} m_6 \left[ \frac{1}{2} \left[ 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{l_7}{l_6} (1 - \cos \phi_5) \right) \right]^2 \right]^2 l_7^2 \sin^2 \phi_5$$

$$+ 2 \left[ \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \Pi \left( 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \right) - \frac{1}{2} \frac{l_7^2}{l_6} \sin \phi_5 (1 - \cos \phi_5) \right.$$

$$- \frac{1}{2} \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right)$$

$$\left. - \left( \frac{l_1}{l_2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right) \right] l_1 \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right)^2 \left. \right]^2$$

$$M_{eom}(1, 2) = J_{5,12} \cos \alpha_5 ; \quad \text{(الف ۲)}$$

$$M_{eom}(1, 3) = -J_{7,12} \cos \alpha_7 \quad \text{(الف ۳)}$$

$$M_{eom}(2, 1) = J_{5,12} \cos \alpha_5 \quad \text{(الف ۴)}$$

$$M_{eom}(2, 2) = J_{5,22} \quad \text{(الف ۵)}$$

$$M_{eom}(2, 3) = 0 \quad \text{(الف ۶)}$$

$$M_{eom}(3, 1) = -J_{7,12} \cos \alpha_7 \quad \text{(الف ۷)}$$

$$M_{eom}(3, 2) = 0 \quad \text{(الف ۸)}$$

$$M_{eom}(3, 3) = J_{7,22} \quad \text{(الف ۹)}$$

$$f_{non,1} = -\left(c_{\phi 5,non,1} + c_{\phi 5,non,2} c_{\phi 5,non,3}\right) \phi_5^2 - c_{\alpha,non} \phi_5 - c_{\alpha 5,non} \alpha_5^2 - c_{\alpha 7,non} \alpha_7^2 \quad \text{(الف ۱۰)}$$

(الف ۱۱)





$$c_{\alpha, non} = \left[ \left( -2J_{5,11} \cos \alpha_5 \sin \alpha_5 + 2J_{5,33} \sin \alpha_5 \cos \alpha_5 \right) \dot{\alpha}_5 + \left( -2J_{7,11} \cos \alpha_7 \sin \alpha_7 + 2J_{7,33} \sin \alpha_7 \cos \alpha_7 \right) \dot{\alpha}_7 \right] \quad (\text{الف } 14)$$

$$C_{\alpha_5, non} = -J_{5,12} \sin \alpha_5 \quad (\text{الف } 15)$$

$$C_{\alpha_7, non} = J_{7,12} \sin \alpha_7 \quad (\text{الف } 16)$$

$$f_{non,2} = - \left( J_{5,11} \cos \alpha_5 \sin \alpha_5 - J_{5,33} \sin \alpha_5 \cos \alpha_5 \right) \cdot 2 \phi_5 \quad (\text{الف } 17)$$

$$f_{non,3} = - \left( J_{7,11} \cos \alpha_7 \sin \alpha_7 - J_{7,33} \sin \alpha_7 \cos \alpha_7 \right) \cdot 2 \phi_5 \quad (\text{الف } 18)$$

$$\begin{aligned} f_{other,1} = & - \left[ +k_1 \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right) \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right. \\ & + k_2 \frac{l_1^2}{l_2^2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right)^3 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \\ & + k_3 \frac{l_1^2}{l_2^2} \left( \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5)^2 + \frac{l_5}{l_1} \sin \phi_5 \right)^3 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \\ & + k_4 \frac{l_5^2}{l_4^2} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + k_6 \frac{l_7^2}{l_6^2} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + 2k_{phi} \phi_5 \\ & + \left( \frac{1}{2} m_1 + m_2 + m_3 \right) g l_1 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \Bigg]_5 \quad (\text{الف } 19) \\ & + m_4 g \left( l_1 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right) - \frac{1}{2} \frac{l_5^2}{l_4} \sin \phi_5 (1 - \cos \phi_5) \\ & + m_6 g \left( l_1 \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \right) - \frac{1}{2} \frac{l_7^2}{l_6} \sin \phi_5 (1 - \cos \phi_5) \\ & + m_5 g (\sin \phi_5 \sin \alpha_5 x_{cm} - y_{cm} \cos \phi_5) + m_7 g (\sin \phi_5 \sin \alpha_7 x_{cm} - y_{cm} \cos \phi_5) \\ & + \tau_{app} \left( \frac{l_5^2}{l_1 l_4} (1 - \cos \phi_5) \sin \phi_5 + \frac{l_5}{l_1} \cos \phi_5 \right) \Bigg] \end{aligned}$$

$$f_{other,2} = - (k_\alpha \alpha_5 - m_5 g \cos \phi_5 \cos \alpha_5 x_{cm}) \quad (\text{الف } 20)$$

$$f_{other,3} = - (k_\alpha \alpha_7 - m_7 g \cos \phi_7 \cos \alpha_7 x_{cm}) \quad (\text{الف } 21)$$