



## Performance Evaluation and Torque Control in a Bio-Inspired Flapping-Wing Micro Aerial Vehicle Modeled After a Hummingbird

Hossein Rezaei Haghighi Miande<sup>\*1</sup> , Mahdi Pirkhandan Laskookelayeh<sup>2</sup>

1. M.Sc. Student, Fidar FanAvarn Tekin Company, Tehran, Iran

2. M.Sc, Fidar FanAvaran Tekin Company, Tehran, Iran

### Abstract

This study presents the design and analysis of a hummingbird-inspired flapping-wing micro aerial vehicle (MAV) aimed at achieving precise torque control and enhanced maneuverability. Two control strategies are proposed: (1) wing twist modulation to redistribute aerodynamic lift, and (2) adjustment of stroke amplitude and mean stroke angle (offset) to generate control torques in roll and pitch axes. The effectiveness of these mechanisms was examined through kinematic analysis, computational fluid dynamics (CFD) simulations, and experimental validation using a custom high-precision force measurement system. Results demonstrate that the twist modulation mechanism can generate pitch torque within  $-0.5$  to  $1.1$  mN·m, while the second mechanism achieves roll torque of approximately  $\pm 3.4$  mN·m. Both strategies exhibit fast dynamic responses to control inputs and produce lift forces exceeding 90 mN, sufficient for stable flight. The findings highlight the role of mechanical joint design and vibration suppression in improving energy efficiency and overall performance. This work contributes to advancing bio-inspired MAVs by introducing novel torque control approaches for highly maneuverable flapping-wing systems.

### Keywords

Micro Aerial Vehicle (MAV)  
Hummingbird  
Flapping-Wing Mechanism  
Dynamic Simulation  
Torque Control  
Maneuverability

Received: 23.03.2025

Revised: 09.05.2025

Accepted: 17.05.2025

### \*Corresponding Author

Hossein Rezaei Haghighi Miande

Email

[rezaeihaghighihossein@gmail.com](mailto:rezaeihaghighihossein@gmail.com)

## 1- Introduction

Small birds such as hummingbirds, with the ability to perform complex maneuvers including hovering, in-place rotation, and sudden directional changes, have been recognized as inspiring models for the design of agile flight systems. These birds are capable of changing trajectory with high accuracy in confined spaces, which reflects the precise coordination between their wing structure, flight muscles, and nervous system. Their unique flight dynamics—such as high flapping frequency, instantaneous wing deformation, and the simultaneous generation of lift and thrust—have inspired the development of highly maneuverable micro aerial vehicles (MAVs) [1-3].

The design and fabrication of flapping-wing MAVs inspired by such biological mechanisms remains one of the most challenging research areas in aerospace engineering [4]. Due to their ability to operate in cluttered environments, low energy consumption, and high agility, flapping-wing MAVs have found widespread applications in surveillance, search and rescue, biology, mapping, and even military operations [5]. However, several limitations make their design complex and demanding, including small size, sensitivity to flow disturbances, strict weight constraints for actuators and control systems, lack of sufficient space for

How to Cite this Article:

[1] [Author(s)], "[Article title]." Journal of Science and Technology in Mechanical Engineering, vol. 4, no. 1, pp. 21–46, 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.22034/stme.2025.513626.1112>(in Persian)



conventional control surfaces, and the cost of precise manufacturing and control.

In the design of hummingbird-inspired MAVs, two key components play a decisive role: the wing actuation mechanism and the wing structure itself. The actuation mechanism must be capable of accurately reproducing combined wing motions, including oscillation, rotation, twisting, and angle-of-attack modulation, at high speed. On the other hand, designing artificial wings that emulate the aerodynamic performance of biological wings requires in-depth aerodynamic analysis, understanding of biological structures, and the use of lightweight and flexible materials.

In tailless flight, the wings not only provide thrust but also generate control torques about the three body axes: roll ( $x_B$ ), pitch ( $y_B$ ), and yaw ( $z_B$ ). To achieve this, the flight system must be able to independently adjust the lift and drag forces of each wing as well as control their application points relative to the center of mass. In this manner, differential lift between the left and right wings generates roll torque, displacement of the lift center relative to the center of mass induces pitch torque, and differential drag between the wings produces yaw torque.

In this study, two control approaches are proposed for generating flight torques:

The first approach is based on wing morphing, developed with inspiration from the work of Konno et al.

The second approach relies on modifying the flapping amplitude and mean stroke position (offset), similar to the methods reported by Ma et al. [6] and Truong et al [7].

Figure 1 illustrates a simplified representation of how aerodynamic forces on the wings contribute to the generation of control torques

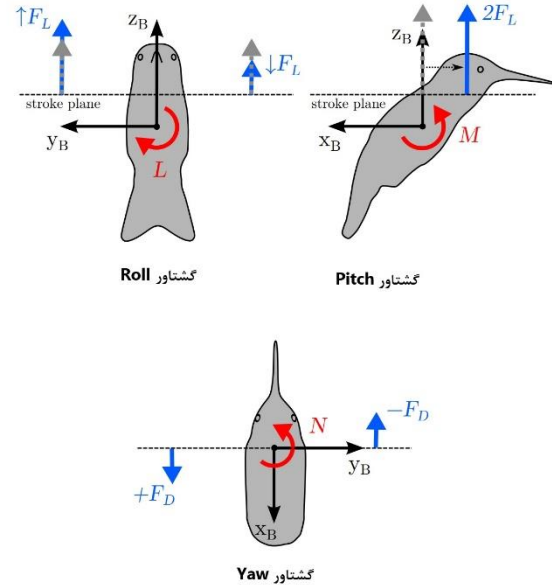


Figure 1: FLF\_LFL and FDF\_DFD represent the cycle-averaged lift and drag forces, respectively, generated by a single wing

The generation of lift is vital for sustaining flight in any aerial system. In the micro aerial vehicle (MAV) designed in this study, lift is produced through the reciprocating motion of the wings. To achieve this, the oscillatory motion of the wings must be carried out at a sufficient frequency to counteract gravitational forces. The choice of actuator plays a critical role in the design of the transmission mechanism. While most existing designs employ rotary electric motors, other types of actuators have also been utilized, including piezoelectric actuators, shape memory alloys (SMA), magnetic actuators, and even miniature combustion engines.

Each of these actuators offers distinct advantages and drawbacks. For instance, SMA actuators are extremely lightweight and have no moving parts, yet they exhibit slow dynamic response and limited stroke amplitude. Conversely, electric motors provide rapid response and high power but require additional transmission mechanisms to convert rotary motion into oscillatory wing motion.

In this project, a small DC motor was selected as the primary actuator due to three major advantages:

- 2- Wide availability of lightweight motors in the 2–7 g range,

- 3- Direct compatibility with speed controllers and Li-Po batteries,
- 4- Sufficient power output to generate the required lift for flight.

Since the rotary motion of the motor must be converted into wing reciprocation, a two-stage transmission mechanism was designed.

- **Stage 1:** A slider–crank mechanism was employed to produce the initial oscillatory motion with an amplitude of  $\Psi$ .
- **Stage 2:** A four-bar linkage was implemented to amplify the oscillation amplitude up to approximately  $\phi = 120^\circ$ .

Figure 2 illustrates the structure of the two-stage transmission mechanism, which integrates a slider–crank and a four-bar linkage.

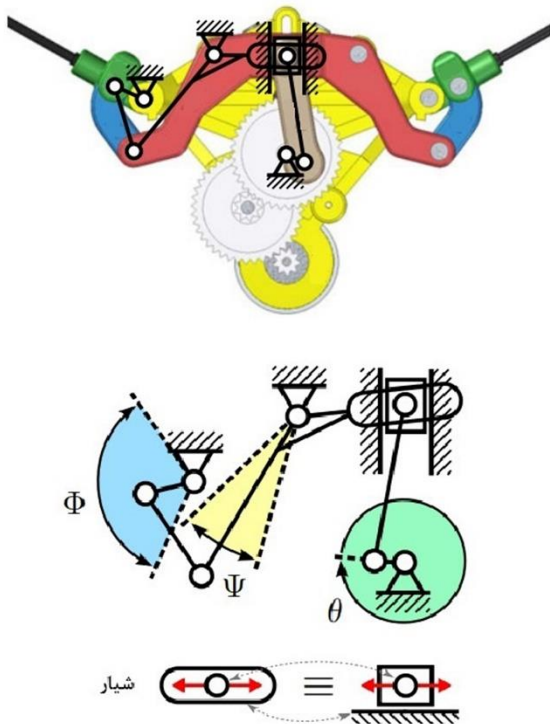


Figure 2: The flapping-wing mechanism consists of two stages: a slider–crank with an oscillator generating the initial oscillatory motion, and a four-bar linkage to amplify the wing stroke. Top: mechanism model; Bottom: schematic showing motor input  $\theta$ , mean stroke amplitude  $\Psi$ , and output wing stroke amplitude  $\phi$ .

The two-stage design provides several advantages over single-stage mechanisms.

Specifically, precise adjustment of link dimensions can prevent kinematic singularities and produce a more symmetric output velocity profile. Moreover, this configuration enables more accurate motion control, reduces unwanted loads on joints, increases the service life of the mechanism, and improves responsiveness at high flapping frequencies.

## 2- References

- [1] D. Lentink and M. H. Dickinson, "Rotational lift: one of the four aerodynamic forces that make insect flight possible," *J. Exp. Biol.*, vol. 212, no. 16, pp. 2711–2724, 2009. doi: [10.1242/jeb.022269](https://doi.org/10.1242/jeb.022269).
- [2] W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Viieru, and H. Liu, *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*. Cambridge University Press, 2008.
- [3] K. Y. Ma, P. Chirarattananon, S. B. Fuller, and R. J. Wood, "Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot," *Science*, vol. 340, no. 6132, pp. 603–607, 2013. doi: [10.1126/science.1231806](https://doi.org/10.1126/science.1231806).
- [4] G. C. H. E. de Croon, K. M. De Clercq, R. Ruijsink, B. Remes, and A. H. van Zuijlen, "Design, aerodynamics, and autonomy of the Delfly," *Int. J. Micro Air Vehicles*, vol. 1, no. 2, pp. 71–97, 2009. doi: [10.1260/175682909788057646](https://doi.org/10.1260/175682909788057646).
- [5] Y. Zhang, Z. Yang, and W. Xie, "Bio-inspired flapping wing MAV with enhanced control capability," *Sensors*, vol. 22, no. 9, p. 3450, 2022. doi: [10.3390/s22093450](https://doi.org/10.3390/s22093450).
- [6] T. Q. Truong, H. C. Park, and D. Byun, "Pitching moment generation in an insect-mimicking flapping-wing system," *J. Bionic Eng.*, vol. 11, no. 4, pp. 564–575, 2014. doi: [10.1016/S1672-6529\(14\)60018-4](https://doi.org/10.1016/S1672-6529(14)60018-4).
- [7] T. N. Pornsin-Sirirak, Y. C. Tai, C. M. Ho, and M. Keennon, "MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter," in *Proc. 13th Int. Conf. Micro Electro Mech. Syst. (MEMS)*, 2001. doi: [10.1109/MEMSYS.2001.906536](https://doi.org/10.1109/MEMSYS.2001.906536).



## ارزیابی عملکرد و کنترل گشتاور در پرنده بال زن زیست‌الهام‌گرفته از مرغ مگس خوار

حسین رضایی حقیقی میاننده<sup>۱\*</sup>، مهدی پی رخدان لسکوکلایه<sup>۲</sup>

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا / سازه‌های هوایی، گروه هوافضا، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

۲- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا / سازه‌های هوایی، گروه مکانیک، موسسه آموزش عالی احرار، رشت، ایران

### چکیده

### کلمات کلیدی

ریزپرنده  
مرغ مگس خوار  
مکانیزم بال زن  
شبیه‌سازی دینامیکی  
کنترل گشتاور  
مانورپذیری

در این پژوهش، یک پرنده بال زن زیست‌الهام‌گرفته از مرغ مگس خوار طراحی و تحلیل شده است. هدف از این طراحی، دستیابی به کنترل دقیق گشتاورهای پروازی و ارتقای مانورپذیری در ریزپرنده‌ها است. برای تحقق این هدف، دو مکانیزم کنترلی معرفی شده است: نخست، مدولاسیون پیچش بال برای تغییر توزیع نیروی لیفت و دوم، تنظیم دامنه و زاویه متوسط (آفست) حرکت بال‌ها برای تولید گشتاورهای کنترل در راستای رول و پیچ. برای ارزیابی عملکرد مکانیزم‌ها، از تحلیل سینماتیکی و شبیه‌سازی عددی با روش دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) بهره گرفته شد. همچنین یک سیستم اندازه‌گیری نیروی سفارشی با دقت بالا طراحی و پیاده‌سازی گردید تا داده‌های تجربی لازم جمع‌آوری شود. نتایج تجربی و شبیه‌سازی‌ها نشان داد که مکانیزم مدولاسیون پیچش قادر است گشتاور پیچ در بازه ۵/۰- تا ۱/۱ میلی‌نیوتن‌متر تولید کند و مکانیزم دوم نیز توانایی ایجاد گشتاور رول در حدود  $\pm 4/3$  میلی‌نیوتن‌متر را دارد. این سیستم‌ها پاسخ دینامیکی سریعی نسبت به ورودی‌های کنترلی ارائه داده و نیروی لیفتی بیش از ۹۰ میلی‌نیوتن تولید کرده‌اند که برای پرواز پایدار کافی است. بررسی‌ها نشان داد که طراحی مناسب اتصالات مکانیکی و کاهش لرزش‌ها نقش مهمی در بهبود راندمان انرژی و عملکرد کلی دارند. این پژوهش با ارائه راهکارهای جدید برای کنترل گشتاور در پرندگان بال زن، گامی مؤثر در توسعه ریزپرنده‌های مانورپذیر زیست‌الهام‌گرفته به‌شمار می‌رود.

دریافت مقاله: ۱۴۰۴/۰۱/۰۳

بازنگری مقاله: ۱۴۰۴/۰۲/۱۹

پذیرش مقاله: ۱۴۰۴/۰۲/۲۷

\*نویسنده مسئول

حسین رضایی حقیقی میاننده

ایمیل

[rezaei.haghhighi.hossein@gmail.com](mailto:rezaei.haghhighi.hossein@gmail.com)

### ۱- مقدمه

پرنده‌ها یکی از چالش‌برانگیزترین حوزه‌های پژوهشی در هوافضا به‌شمار می‌رود [۴]. ریزپرنده‌های بال زن به دلیل قابلیت نفوذ در محیط‌های بسته، مصرف انرژی پایین و چابکی بالا، کاربردهای گسترده‌ای در حوزه‌های نظارتی، جستجو و نجات، زیست‌شناسی، نقشه‌برداری و حتی عملیات نظامی دارند [۵]. با این حال، محدودیت‌هایی از جمله اندازه کوچک، حساسیت به اغتشاشات جریان هوا، محدودیت در وزن مجاز عملگرها و سیستم‌های کنترلی، نبود فضای کافی برای استفاده از سطوح کنترلی متداول و هزینه‌های ساخت و کنترل دقیق، طراحی این پرنده‌ها را پیچیده و چالش‌برانگیز می‌سازد [۶ و ۸] در طراحی ریزپرنده‌های شبیه به مرغ مگس خوار، دو

پرنده‌ها کوچک مانند مرغ مگس خوار، با توانایی انجام مانورهای پیچیده‌ای نظیر پرواز ایستا، چرخش درجا و تغییر جهت ناگهانی، به‌عنوان الگوهایی الهام‌بخش در طراحی سامانه‌های پروازی چابک شناخته می‌شوند. این پرنده‌ها قادرند در فضای بسیار محدود و با دقت بالا تغییر مسیر دهند که این امر نشان‌دهنده هماهنگی دقیق بین ساختار بال، عضلات پروازی و سامانه عصبی آن‌ها است. ویژگی‌های دینامیکی خاص این پرنده‌ها، از جمله فرکانس بال‌زدن بالا، تغییر شکل لحظه‌ای در بال و تولید هم‌زمان نیروی لیفت و رانش، الهام‌بخش طراحان در ساخت ریزپرنده‌های مانورپذیر بوده است [۱-۳]. طراحی و ساخت ریزپرنده‌هایی با الهام از چنین سازوکارهایی، به‌ویژه در مقیاس

How to Cite this Article:

[1] [Author(s)]. "[Article title]." Journal of Science and Technology in Mechanical Engineering, vol. 4, no. 1, pp. 21-46, 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.22034/stme.2025.513626.1112> (in Persian)



©2025 the authors. Published by Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution-Noncommercial 4.0 International (CC BY-NC License) (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

شاپای الکترونیکی: ۲۲۳۲-۲۹۸۱

تولید نیروی لیفت برای حفظ پرواز هر سامانه هوایی حیاتی است. در ریزپرنده طراحی شده در این تحقیق، نیروی لیفت با حرکت رفت و برگشتی بال‌ها تولید می‌شود. برای این منظور، حرکت نوسانی بال باید با فرکانسی کافی انجام گیرد تا نیروی گرانش خنثی شود. انتخاب نوع عملگر، نقش اساسی در طراحی مکانیزم انتقال دارد. اغلب طراحی‌های موجود از موتورهای الکتریکی چرخشی بهره برده‌اند [۱۲ و ۱۵]. با این حال از عملگرهای پیزوالکتریک [۱۶]، آلیاژهای حافظه‌دار (SMA) [۱۷]، مغناطیسی [۱۸] و حتی موتورهای احتراقی کوچک [۱۹] نیز استفاده شده است.

هرکدام از این عملگرها مزایا و معایب خاص خود را دارند. به عنوان مثال، عملگرهای SMA بسیار سبک و بدون قطعات متحرک هستند اما پاسخ دینامیکی کند و محدودیت دامنه دارند. در مقابل، موتورهای الکتریکی پاسخ سریع و توان بالا دارند اما نیازمند طراحی مکانیزم‌های واسط برای تبدیل حرکت دورانی به نوسانی هستند [۸ و ۱۷].

در این پروژه، یک موتور DC کوچک به عنوان عملگر اصلی انتخاب شد که سه مزیت عمده دارد:

۱. دسترسی گسترده به موتورهای سبک در محدوده وزنی ۲-۷ گرم،
  ۲. امکان اتصال مستقیم به کنترلرهای سرعت و باتری‌های Li-Po،
  ۳. توان کافی برای تأمین نیروی مورد نیاز پرواز [۱۲].
- استفاده از موتور چرخشی نیازمند مکانیزمی است که این حرکت را به حرکت رفت و برگشتی بال‌ها تبدیل کند. برای این منظور، یک مکانیزم انتقال قدرت شامل دو مرحله طراحی شده است:
- مرحله اول: مکانیزم لغزنده-میل‌لنگ برای تولید حرکت نوسانی اولیه با دامنه  $\Psi$ ؛
  - مرحله دوم: اتصال چهارمیل‌ه‌ای برای افزایش دامنه نوسان خروجی تا حدود  $\phi = 120^\circ$  [۲۰].

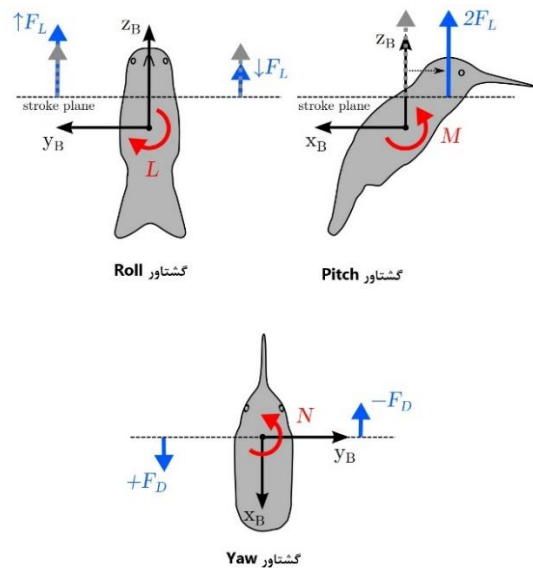
شکل ۲ ساختار مکانیزم انتقال دو مرحله‌ای را نشان می‌دهد که در آن از یک لغزنده-میل‌لنگ و یک اتصال چهارمیل‌ه‌ای استفاده شده است.

استفاده از مکانیزم دو مرحله‌ای مزایای متعددی نسبت به طراحی‌های تک‌مرحله‌ای دارد. در طراحی دو مرحله‌ای، می‌توان با تنظیم دقیق ابعاد، از وقوع نقاط بحرانی سینماتیکی جلوگیری کرد و منحنی سرعت خروجی را متقارن‌تر ساخت. همچنین این ساختار امکان کنترل دقیق‌تر حرکت، کاهش بار ناخواسته روی اتصالات،

بخش کلیدی نقش تعیین‌کننده‌ای ایفا می‌کنند: مکانیزم حرکت بال‌ها و ساختار خود بال‌ها. مکانیزم حرکتی باید قادر باشد حرکات ترکیبی بال‌ها شامل نوسان، چرخش، پیچش و تغییر زاویه حمله را با دقت و سرعت بالا شبیه‌سازی کند. از سوی دیگر، طراحی بال‌های مصنوعی که عملکردی مشابه بال پرنده واقعی داشته باشند، نیازمند تحلیل دقیق آیرودینامیکی، شناخت عملکرد ساختارهای زیستی و استفاده از مواد سبک و منعطف است [۹ و ۱۰]. در پرواز بدون دم، بال‌ها افزون بر تولید نیروی پیشران، وظیفه تولید گشتاورهای کنترلی حول سه محور را نیز بر عهده دارند: رول ( $x_B$ )، پیچ ( $y_B$ ) و یاو ( $z_B$ ). برای تحقق این امر، سامانه پروازی باید توانایی تنظیم مستقل نیروی لیفت و درگ هر بال و همچنین کنترل موقعیت اعمال آن‌ها نسبت به مرکز جرم را داشته باشد. در این حالت، اختلاف در نیروی لیفت چپ و راست موجب گشتاور رول، جابه‌جایی مرکز لیفت نسبت به مرکز جرم منجر به گشتاور پیچ و اختلاف در درگ چپ و راست گشتاور یاو را ایجاد می‌کند [۱۱].

در این پژوهش، دو راهکار کنترلی برای تولید گشتاورهای پروازی ارائه شده است:

- راهکار نخست مبتنی بر تغییر شکل بال است که با الهام از پژوهش‌های کنون و همکاران [۱۲] توسعه یافته است؛
- راهکار دوم بر اساس تغییر دامنه و آفست (موقعیت میانگین) بال‌زدن طراحی شده که مشابه روش‌های ما و همکاران [۱۳] و ترونک و همکاران [۱۴] است. شکل ۱ نمایش ساده‌ای از نحوه تولید گشتاور کنترلی از طریق نیروهای آیرودینامیکی بال‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۱: FL و FD به ترتیب نیروی لیفت و درگ میانگین چرخه هستند که توسط یک بال ایجاد می‌شوند.

است و مرحله دوم این حرکت را تقویت و به بال منتقل می‌کند. این دو مرحله به صورت جداگانه قابل تحلیل سینماتیکی هستند. با استفاده از نشانه گذاری ارائه شده در شکل ۴، مرحله اول مکانیزم را می‌توان با استفاده از رابطه (۱) بیان شود.

$$\psi_3 = \arctan \left[ \frac{A_1 - L_1 \cos \theta - \sqrt{L_2^2 - L_2^2 \sin^2 \theta}}{L_3} \right] + \frac{\pi}{2} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \phi &= \arctan \left( \frac{a}{b} \right) - \arccos \left( \frac{c}{\sqrt{a^2 + b^2}} \right) \\ a &= -2L_4L_6 \sin(\psi_3 - a_{34}) \\ b &= 2A_2L_6 - 2L_4L_6 \cos(\psi_3 - a_{34}) \\ c &= L_5^2 - A_2^2 - L_4^2 - L_6^2 + 2A_2L_4 \cos(\psi_3 - a_{34}) \end{aligned} \quad (2)$$

ابعاد مکانیزم با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی عددی انتخاب شدند. این عوامل بر اساس دو معیار اصلی تعریف شده‌اند: اختلاف بین دامنه واقعی حرکت و دامنه موردنظر و اختلاف بین سرعت حرکت در هنگام بالا و پایین رفتن مکانیزم. این فرآیند به منظور کمینه کردن تابع هزینه‌ای انجام شد که بر اساس دو معیار تعریف شده بود:

۱. اختلاف میان دامنه حرکت واقعی و دامنه مطلوب (خطای دامنه)
۲. عدم تقارن زمانی بین حرکت صعود و فرود مکانیزم (خطای تقارن سرعت)

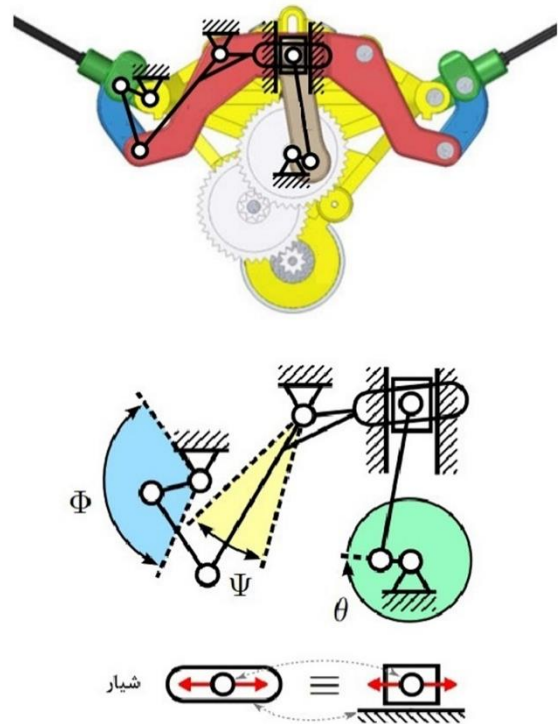
**ابعاد بهینه‌شده مکانیزم در جدول زیر آمده‌اند:**

جدول ۱: ابعاد مکانیزم (طول‌ها برحسب میلی‌متر، زاویه‌ها برحسب درجه)

L1	L2	L3	L4	L5
۲/۲۵	۱۲/۰۰	۸/۰۰	۱۴/۰۰	۷/۵۳
L6	A1	A2	a34	-
۳/۵۷	۱۱/۰۰	-۹/۲۰	-۷۰	-

نمودار رابطه زاویه خروجی برحسب زاویه ورودی در شکل ۵ آمده است. این نمودار نشان می‌دهد که خروجی مکانیزم به‌طور قابل قبولی به یک تابع هارمونیک شباهت دارد. این ویژگی به یکنواختی و نرمی حرکت بال در طول سیکل پروازی کمک می‌کند. پس از استخراج سینماتیک، ساختار نهایی مکانیزم نسبت به حالت اولیه ارائه شده در شکل ۴ بهینه‌سازی شد. جهت‌گیری دو مرحله حرکتی به گونه‌ای تنظیم شد که با حداقل فضای ممکن، خروجی بال در موقعیتی قرار گیرد که زاویه متوسط آن نسبت به محور طولی بدنه موازی باقی بماند.

افزایش عمر مفید مکانیزم و بهبود پاسخ‌گویی در سرعت‌های بالای بال‌زدن را فراهم می‌کند [۲۱].



شکل ۲: مکانیزم بال‌زدن از دو مرحله تشکیل شده است: یک لغزنده میل‌لنگ با یک نوسان‌گر تولید کننده حرکت نوسانی و یک مکانیزم چهار میله‌ای برای تقویت حرکت. مدل مکانیزم (بالا) و طرح نمایش ورودی موتور  $\theta$ ، دامنه متوسط  $\psi$  و دامنه بال‌زدن  $\phi$  در خروجی (پایین)

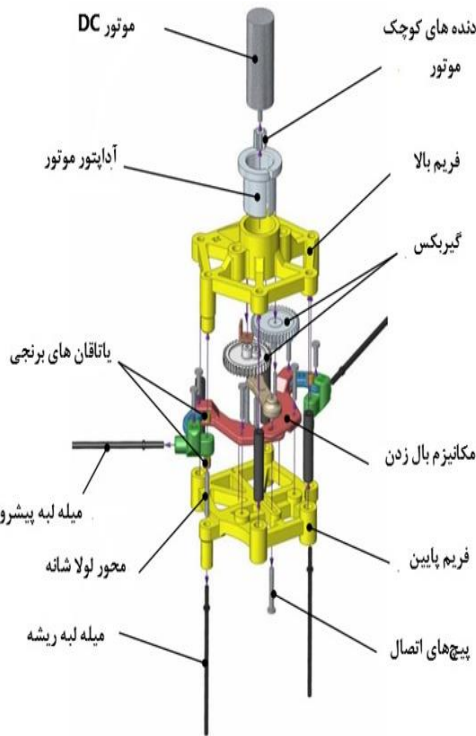


شکل ۳: فلوچارت فرآیند گام‌به‌گام پژوهش از مطالعه تا تحلیل نتایج

**۲- سینماتیک مکانیزم بال‌زدن**

سینماتیک مکانیزم پیشنهادی به صورت دو مرحله‌ای تعریف می‌شود. مرحله نخست تبدیل حرکت دورانی موتور به یک حرکت نوسانی اولیه

- میله‌های تیغه و پیشرو: انتقال‌دهنده حرکت مکانیکی از بازوی خروجی به بال.
- فصل‌ها: اجازه تغییر زاویه و شکل بال را در طول پرواز فراهم می‌کنند.



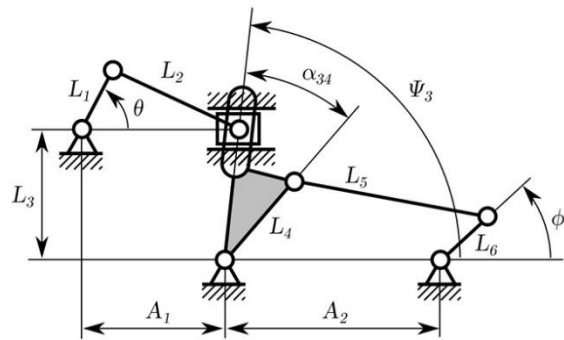
شکل ۶: نمای انفجاری مکانیزم بال‌زن، شامل موتور، چرخ‌دنده‌ها، مکانیزم انتقال و اتصالات بال

الهام اصلی طراحی بال از کارهای پژوهشی Keennon و همکاران [۱۲] و همچنین De Croon و همکاران [۴] گرفته شده است. این الگوبرداری زیستی، بهره‌برداری از اصول بهینه‌شده طبیعت را در طراحی مهندسی ممکن می‌سازد.

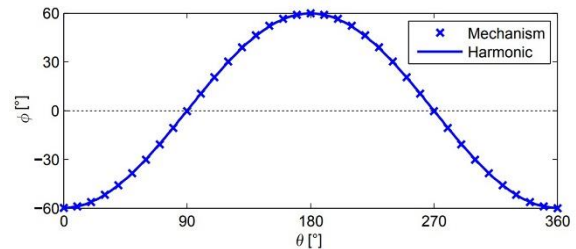
مواد و ساختار پیشنهادی بال به‌صورت زیر است:

- غشای اصلی بال: ساخته‌شده از فیبر پلی‌استر با ضخامت ۱۵ میکرون؛ سبک، انعطاف‌پذیر و مقاوم در برابر خمش و کشش.
- تقویت‌کننده‌ها: نوارهای کامپوزیتی CFRP (الیاف کربن تقویت‌شده با پلیمر) با ابعاد ۱ میلی‌متر  $\times$  ۰/۱۲ میلی‌متر در لبه‌های پیشرو و پسین برای حفظ پایداری و کنترل تغییر شکل.
- آستین‌های تنظیم‌پذیر: دو آستین در لبه پیشرو و ریشه بال، با قابلیت تنظیم زاویه بین آن‌ها. این ویژگی امکان کنترل هندسه بال و تأثیر بر توزیع نیروی لیفت را فراهم می‌کند.
- طراحی نهایی بال نمونه‌ای موفق از تلفیق مهندسی مکانیک و بیوانسپیریشن است. در شکل ۷، نمای کلی بال و ابعاد هندسی آن

اتصال میله‌ی بال به بازوی خروجی نیز در زاویه‌ای انجام شد که موقعیت خنثی بال در راستای بدنه حفظ شود.



شکل ۴: شماتیک سینماتیکی مکانیزم بال‌زن با نمایش لینک‌ها، زوایا و ورودی-خروجی مکانیزم



شکل ۵: مقایسه بین خروجی زاویه مکانیزم و یک تابع هارمونیک متناظر

### ۳- طراحی مکانیزم و بال

مکانیزم طراحی‌شده در این پژوهش با الگوبرداری از ساختار و عملکرد بال‌های پرندگان کوچک، به‌ویژه مرغ مگس‌خوار، توسعه یافته است. این طراحی، امکان ایجاد ریزپرنده‌ای با مصرف انرژی پایین و مانورپذیری بالا را فراهم می‌کند.

نمای کلی اجزای مکانیزم در شکل ۶ نمایش داده شده است که یک نمای انفجاری از سیستم را ارائه می‌دهد. این مکانیزم شامل بخش‌های زیر است:

- موتور DC: تأمین‌کننده نیروی محرکه برای سیستم. انتخاب موتور با توجه به وزن، توان و قابلیت کنترل مناسب صورت گرفته است.
- چرخ‌دنده‌ها: برای تبدیل حرکت دورانی موتور به حرکت نوسانی بال، با نسبت انتقال تنظیم‌شده.
- یاتاقان‌ها: برای کاهش اصطکاک در اتصالات چرخشی و افزایش کارایی سیستم.
- فریم بالا و پایین: سازه نگهدارنده تمام اجزای داخلی مکانیزم.
- مکانیزم بال‌زنی: شامل اتصالات میله‌ای و لولاهایی است که حرکات بال را هماهنگ می‌سازند.

فرکانس بال زدن و هارمونیک‌های آن همراه هستند؛ بنابراین، طراحی یک سیستم اندازه‌گیری که بتواند پاسخ دقیقی در این محدوده ارائه دهد، مستلزم به‌کارگیری سنسورهایی با حساسیت بالا، فرکانس رزونانس قابل‌توجه و حداقل نویز است.

سنسورهای تجاری شش درجه آزادی برای اندازه‌گیری نیرو و گشتاور اگرچه از دقت بالایی برخوردارند، اما به دلیل هزینه بسیار بالا و در دسترس نبودن، در پروژه‌های آزمایشگاهی کوچک به‌سختی قابل‌استفاده‌اند [۷ و ۲۲]. از این‌رو، در این تحقیق یک سیستم تعادل نیروی سفارشی‌سازی‌شده برای اندازه‌گیری نیروی لیفت (Z) و گشتاور پیچ (M) طراحی شده است. این سیستم با استفاده از سنسورهای کرنش نصب‌شده بر تیرهای دوگانه متقارن ساخته شده است و با فرض تقارن ساختاری، رفتار نیروها و گشتاورها را به‌طور دقیق اندازه‌گیری می‌کند. پیکربندی این سیستم شامل دو تیر یکسان است که به‌صورت متقارن در دو طرف بدنه ربات نصب شده‌اند و هرکدام به سنسور تک‌محور متصل‌اند. این تیرها به‌گونه‌ای طراحی شده‌اند که به نیروهای محوری و گشتاورهای خمشی حساس نبوده، اما به نیروی لیفت و گشتاور پیچ عکس‌العمل نشان دهند. در صورت اعمال نیرو به مرکز مکانیزم، توزیع نیروی عکس‌العمل بین دو تیر مطابق با قوانین تعادل استاتیکی خواهد بود. با استفاده از این توزیع، می‌توان روابط ریاضی استخراج کرد.

معادله تعادل افقی:

$$\begin{aligned} S_1 &= (F_D H - M) / B - F_L / 2 \\ S_2 &= (M - F_D H) / B - F_L / 2 \\ R_x &= -F_D \end{aligned} \quad (3)$$

در رابطه (۳):

FD: نیروی کششی افقی وارد بر مکانیزم

S1, S2: واکنش‌های افقی سنسورهای دو طرف

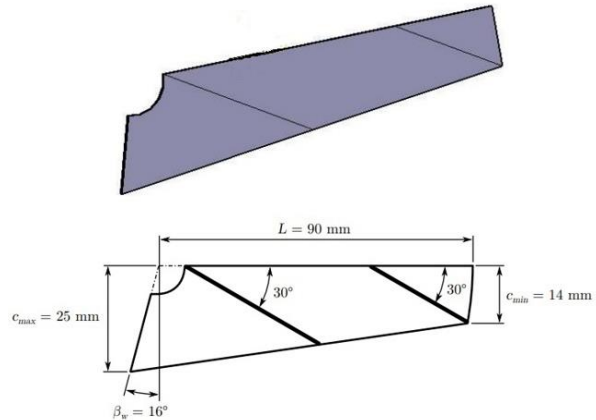
این معادله بیان می‌کند که مجموع نیروهای افقی وارد بر سیستم باید صفر باشد تا تعادل برقرار باشد. در نتیجه، نیروی کششی افقی به‌طور کامل توسط دو سنسور پشتیبانی می‌شود.

معادله استخراج نیرو و گشتاور:

$$\begin{aligned} F_L &= -S_1 - S_2 \\ M_C &= M - F_D H = (S_2 - S_1) B / 2 \end{aligned} \quad (4)$$

در رابطه (۴):

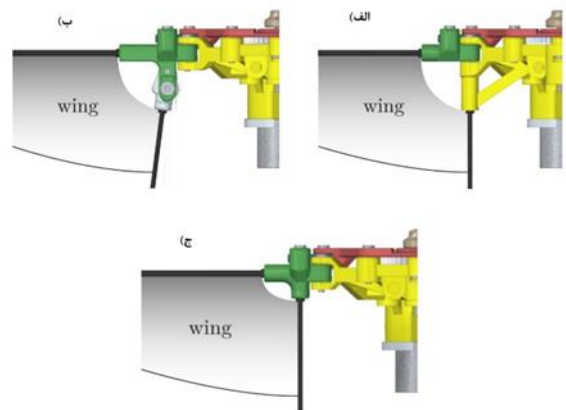
آورده شده است. نسبت ابعاد بال برابر با  $AR = 3.9AR = 3.9$  تعیین شده است.



شکل ۷: نمای طراحی‌شده بال (بالا) و ابعاد هندسی آن (پایین). نسبت بعد  $AR = 3.9AR = 3.9$  در طراحی رعایت شده است

در ادامه، در شکل ۸ سه روش مختلف برای نصب قاب بال روی مکانیزم نمایش داده شده‌اند:

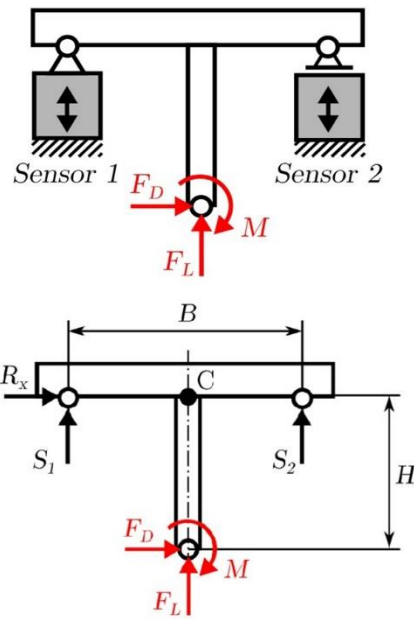
- (الف) میله ریشه ثابت
- (ب) میله ریشه متحرک با زاویه قابل تنظیم
- (ج) میله ریشه متحرک ساده



شکل ۸: راهکارهای مختلف نصب قاب بال: (الف) ریشه ثابت، (ب) متحرک با زاویه تنظیم‌پذیر، (ج) متحرک ساده

#### ۴- تعادل نیرو

اندازه‌گیری دقیق نیروهای اعمال‌شده توسط یک ربات بالدار پرنده، به‌ویژه در مقیاس کوچک، به دلیل ماهیت دینامیکی و مقادیر کم نیروها، یک چالش فنی و تجربی مهم محسوب می‌شود. این نیروها که معمولاً در حدود ۰/۰۱ نیوتن هستند، ماهیتی نوسانی دارند و با



شکل ۹: بالا) شماتیک تعادل نیرو در سیستم اندازه‌گیری؛ پایین) نمودار جسم آزاد تیر افقی با اعمال نیروی FL و گشتاور MC

فرضیات مدل‌سازی:

برای رسیدن به رابطه (۴)، فرض‌های زیر در نظر گرفته شده است:

- سیستم به صورت یک تیر صلب افقی مدل شده است.
- رابطه بین ولتاژ خروجی سنسور و نیروی اعمال شده خطی فرض شده است.
- نیروی کشش افقی  $FD$  در تخمین  $MC$  نادیده گرفته شده است (زیرا مقدار آن کوچک است).
- ضرایب کالیبراسیون سنسورها ثابت و دقیق فرض شده‌اند.
- خطاهای ممکن و روش‌های کاهش آن:
- خطاهای اندازه‌گیری ممکن است ناشی از موارد زیر باشند:
- خطای کالیبراسیون در سنسورها
- نویز الکترونیکی یا عدم خطی بودن پاسخ سنسور
- تأثیر دما بر خوانش سنسورها
- ارتعاشات انتقال‌یافته به بدنه مکانیزم

برای کاهش این خطاها، از روش‌هایی مانند کالیبراسیون دقیق با بارهای مرجع، فیلتر دیجیتال برای حذف نویز و نصب سیستم جداکننده ارتعاشی استفاده شده است. نادیده گرفتن تأثیر نیروی کشش در فرایند مدل‌سازی سیستم اندازه‌گیری نیروی ربات بالدار به خاطر فرضیات و ساده‌سازی‌های انجام‌شده ما مقداری خطا در محاسبات داریم. با این حال با استفاده از رابطه (۴)، می‌توان نیروهای اعمال‌شده بر ربات بال‌زن را با دقت مناسبی محاسبه کرد.

FL: نیروی لیفت عمودی

MC: گشتاور پیچ حول محور عرضی

B: فاصله افقی بین دو سنسور

S1, S2: مقادیر اندازه‌گیری‌شده توسط سنسورها

رابطه بالا به ما امکان می‌دهد تا نیروی لیفت و گشتاور پیچ را تنها

با استفاده از خروجی سنسورها و هندسه مکانیکی محاسبه کنیم.

با اعمال نیرو و گشتاور به ربات، نیروها واکنشی در سنسورها ایجاد

می‌شود. با استفاده از روابط هندسی و قوانین نیوتن، می‌توان نیروهای

اعمال‌شده به ربات را از روی خروجی سنسورها محاسبه کرد.

مدل‌سازی ریاضی این سیستم با استفاده از نمودار جسم آزاد و روابط

هندسی انجام می‌شود. با فرض ساده‌سازی‌های معقول، می‌توان

معادلاتی برای محاسبه نیروی لیفت و گشتاور پیچ بر اساس خروجی

سنسورها به دست آورد. خطاهای اندازه‌گیری در این سیستم می‌تواند

ناشی از عوامل مختلفی مانند خطای کالیبراسیون سنسورها، خطای

مدل‌سازی، نویز الکترونیکی، تغییرات دمایی و ارتعاشات باشد. برای

کاهش این خطاها، روش‌هایی مانند کالیبراسیون دقیق، فیلتر کردن

سیگنال‌ها و جداسازی سیستم از ارتعاشات پیشنهاد می‌شود. در نهایت،

این سیستم اندازه‌گیری نیرو، یک راهکار مناسب و کم‌هزینه برای

اندازه‌گیری میانگین نیروهای اعمال‌شده توسط یک ربات بالدار پرنده

است. با این حال، برای اندازه‌گیری دقیق‌تر و با فرکانس بالاتر، نیاز به

بهبودهای بیشتری در سیستم وجود دارد. همان‌طور که در شکل ۹

نشان داده شده است، سیستم اندازه‌گیری نیرو به صورت یک تیر افقی

ساده‌شده مدل می‌شود. این تیر در دو نقطه توسط سنسورهای ۱ و ۲

پشتیبانی می‌شود. نیروهای مختلفی به این تیر وارد می‌شوند، از جمله:

نیروی لیفت ( $FL$ ): نیروی رو به بالایی که توسط بال‌های ربات

تولید می‌شود.

نیروی کششی ( $FD$ ): نیروی افقی که معمولاً برای ایجاد تعادل در

سیستم اعمال می‌شود.

گشتاور پیچ ( $MC$ ): گشتاوری که باعث چرخش ربات حول محور

طولی آن می‌شود.

واکنش‌های سنسورها ( $S_1$  و  $S_2$ ): نیروهایی که سنسورها برای

مقابله با نیروهای وارد بر تیر اعمال می‌کنند.

برای اینکه سیستم در حالت تعادل باشد از رابطه (۳) استفاده

می‌کنیم. این رابطه به سادگی بیان می‌کند که مجموع نیروهای افقی

وارد بر سیستم برابر با صفر است. رابطه (۳) نشان می‌دهد که نیروی

کششی  $FD$  به‌طور کامل توسط واکنش‌های سنسورها خنثی می‌شود.

○ آلومینیوم برای اسکلت اصلی و بازوهای انتقال نیرو  
 ○ پلی کربنات برای نگه‌دارنده‌های مکانیزم بال  
 ○ نوارهای CFRP برای تقویت ساختار بال‌ها (در طراحی بال)  
 همچنین جهت پردازش داده‌های مربوط به اندازه‌گیری نیرو و تحلیل خروجی سنسورها، از نرم‌افزار LabVIEW برای ثبت داده و فیلترگذاری دیجیتال استفاده شده است. در این مرحله، سیگنال‌های خروجی سنسورها از طریق کارت DAQ به LabVIEW منتقل شده و پس از تقویت، در بازه زمانی سیکل بال‌زدن ثبت و فیلتر شده‌اند. این ترکیب از ابزارهای طراحی و تحلیل، امکان ارزیابی دقیق عملکرد سینماتیکی، سازه‌ای و آیرودینامیکی ریزپرنده را فراهم کرده و صحت مدل‌های تئوری را با نتایج عددی و تجربی مقایسه‌پذیر ساخته است.

#### ۶- تولید نیرو لیفت

نیروی متوسط لیفت بال‌های پرنده را می‌توان با استفاده از نظریه کلاسیک برای بال ثابت در جریان پایدار و با استفاده از مقادیر میانگین چرخه تقریب زد. فرض می‌شود که یک بال تخت و سفت است و برای سادگی، مرکز فشار در وسط طول بال ( $R_{CP}=R/2$ ) قرار می‌گیرد. هنگامی که یک بال با فرکانس ( $f$ ) و دامنه  $\Phi = 2\phi_m$  بال می‌زند، مرکز فشار  $CP$  آن با سرعت متوسط حرکت می‌کند (رابطه ۵).

$$\bar{U}_{CP} = 2\Phi f R_{CP} = \Phi f R \quad (5)$$

سپس، نیروی لیفت میانگین سیکل یک جفت بال را می‌توان به صورت رابطه (۶) نوشت:

$$\bar{F}_L = \frac{1}{2} p \bar{C}_L (2S) \bar{U}_{CP}^2 = p \bar{C}_L S (\Phi f R)^2 \quad (6)$$

در این رابطه، ( $S$ ) سطح یک بال منفرد و  $\bar{C}_L$  ضریب لیفت متوسط است که اگر فرض شبه‌پایدار را بپذیریم، به هندسه بال و تغییر زاویه حمله در یک بال زدن بستگی دارد. با گنجاندن تعریف نسبت بعد بال ( $AR = 2R_2/S$ ) می‌توانیم عبارت را بازنویسی کنیم (رابطه ۷).

$$\bar{F}_L = \frac{1}{2} p \bar{C}_L AR (S \Phi f)^2 \quad (7)$$

از آنجایی که بال واقعی انعطاف‌پذیر است، در فرکانس‌های بالاتر تحت بارهای آیرودینامیکی بالاتر بیشتر تغییر شکل می‌دهد و این

همچنین برای تقویت حساسیت نسبت به گشتاور پیچ، فاصله بین سنسورها حساسیت سنسورهای ۱ و ۲ به گشتاور را می‌توان با انتخاب فاصله  $B$  بین دو مفصل سنسور تنظیم کرد. این مقدار به ۵۰ میلی‌متر تنظیم شد که حساسیت خوبی را ارائه می‌دهد، برای فاصله کوچک  $H$  و نیروی کشش میانگین سیکل کوچک  $FD$ ، گشتاور  $MC$  تقریب خوبی از گشتاور واقعی  $M$  است، با خطایی که می‌تواند از رابطه (۴) بیان شود. این تأثیری بر دقت نیروی لیفت ندارد. در نهایت، سیستم تعادل نیروی طراحی شده توانسته است با هزینه پایین، ابعاد فشرده و پاسخ‌گویی مناسب، به خوبی نیروهای کلیدی پرواز در ربات بال‌زن را اندازه‌گیری کند. با این حال، برای دستیابی به دقت بالاتر در مقیاس دینامیکی و بررسی جزئی‌تر رفتار آیرودینامیکی، انجام آزمایش‌های تجربی تکمیلی با نرخ نمونه‌برداری بالا و سیستم‌های چندمحوره توصیه می‌شود.

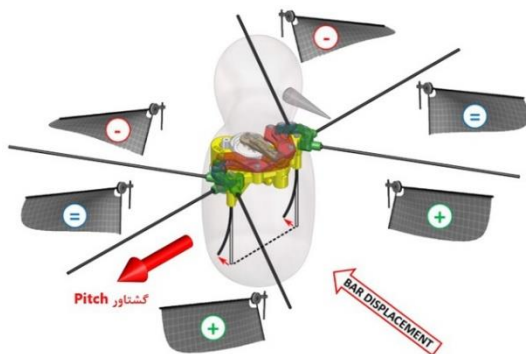
#### ۵- مشخصات نرم‌افزاری و شرایط شبیه‌سازی

جهت طراحی، تحلیل و ارزیابی مکانیزم‌ها و سازه‌های استفاده‌شده در این پژوهش، از دو نرم‌افزار مهندسی قدرتمند استفاده شده است:

- SolidWorks 2022 برای طراحی سه‌بعدی مکانیکی، استخراج هندسه‌های حرکتی، تحلیل سینماتیکی اولیه و مدل‌سازی مفصل‌های دو درجه آزادی.
- ANSYS Mechanical برای تحلیل تنش، بررسی پایداری ساختاری و شبیه‌سازی بارگذاری نیروهای دینامیکی و گشتاورهای آیرودینامیکی اعمال شده.
- در طراحی مش‌بندی و شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار ANSYS شرایط زیر اعمال شده است:
- نوع مش: Unstructured (مثلثی برای سطوح پیچیده و tetrahedral برای حجم‌ها)
- تعداد المان‌ها: حدود ۱۲۰,۰۰۰ برای مدل‌های سازه‌ای (با refinement در ناحیه مفاصل حساس)
- حل‌گر: Static Structural برای تحلیل تعادل نیروها و پاسخ مکانیکی
- شرایط مرزی:
  - مقیدسازی کامل پایه فریم مکانیزم (Fixed Support)
  - اعمال جابجایی و چرخش به ورودی مکانیزم طبق خروجی سینماتیک SolidWorks
  - تعریف Contact-Type بین اجزای متحرک با Frictionless Bond
- مواد مورد استفاده:

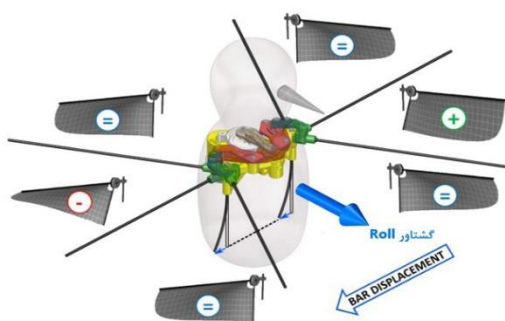
### ۸- اصل تولید گشتاور

اگر میله‌های ریشه به قاب بدنه متصل شوند و نسبت به قاب جابه‌جا شوند، زاویه  $\gamma$  در طول بال زدن ثابت نخواهد ماند. این زاویه با موقعیت بال که توسط زاویه جاروب  $\phi$  داده می‌شود، تغییر خواهد کرد. به لطف این، نه تنها میانگین نیروی لیفت بلکه موقعیت آن نیز قابل کنترل است. اگر انتهای میله ریشه به عقب جابه‌جا شود، هنگامی که بال در پشت بدنه است، زاویه  $\gamma$  منفی (و لیفت کاهش می‌یابد) است، اما هنگامی که در جلوی بدنه است،  $\gamma$  مثبت (و لیفت افزایش می‌یابد) است. اگر هر دو میله ریشه بال چپ و راست به یک سمت جابه‌جا شوند، این منجر به یک گشتاور پیچ دماغه بالا می‌شود شکل ۱۱. اگر میله‌های ریشه به سمت مخالف جابه‌جا شوند، یک گشتاور یابو تولید می‌شود زیرا نیروهای درگ نیز تحت تأثیر قرار می‌گیرند. جابجایی جانبی میله‌های ریشه برای تولید یک گشتاور رول استفاده می‌شود شکل ۱۲. جابجایی یکی از میله‌ها به سمت بدنه باعث  $\gamma$  مثبت و در نتیجه افزایش لیفت نسبت به بال دیگر می‌شود که میله ریشه‌اش از بدنه دور شده است که منجر به کاهش لیفت می‌شود.



شکل ۱۱: تولید گشتاور پیچ از طریق مدولاسیون پیچش بال:

جابجایی طولی میله‌ها باعث ایجاد عدم تقارن نیرو لیفت در جلو و عقب می‌شود

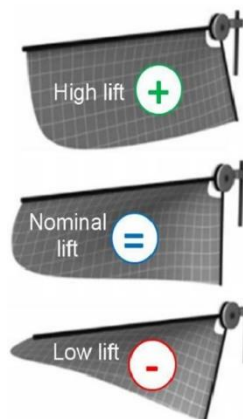
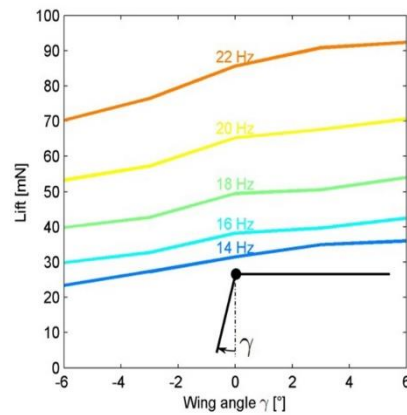


شکل ۱۲: تولید گشتاور رول از طریق مدولاسیون پیچش بال: جابجایی جانبی میله‌ها باعث ایجاد عدم تقارن نیرو لیفت چپ و راست می‌شود

تغییر شکل نیز بر زاویه حمله تأثیر می‌گذارد، بنابراین ضریب  $C_L$  احتمالاً ثابت نخواهد ماند. باین حال، می‌بینیم که نیروی لیفت باید در درجه اول با ضریب لیفت بال، نسبت بعد و با مربعات سطح بال، دامنه بال زدن و فرکانس تغییر کند.

### ۷- تولید گشتاور از طریق تغییر شکل بال

بال طراحی شده شامل یک غشاء متصل شده بین میله‌های لبه حمله و لبه ریشه است. در حالت اولیه، غشاء کمی شل است. بال هنگام حرکت به دلیل اختلاف فشار، خمیده و پیچ خورده می‌شود. برای بالی با هندسه بهینه شده شکل ۱۰ (پایین)، نیروی لیفت را می‌توان با دور کردن میله ریشه از غشاء (غشاء کشیده می‌شود،  $\gamma > 0$ ) افزایش داد و با حرکت دادن آن به سمت غشاء (غشاء شل می‌شود،  $\gamma < 0$ ) در شکل ۹ (بالا) کاهش داد [۱].



شکل ۱۰: اندازه‌گیری نیروی لیفت به‌عنوان تابعی از زاویه  $\gamma$  برای فرکانس‌های مختلف بال زدن (بالا) و اصل مدولاسیون پیچش بال اقتباس شده از کنون و همکاران [۱] (پایین)

### ۹- تحلیل عملکرد مکانیزم کنترل

در این پژوهش، مکانیزم بالزن زیست‌الهام‌گرفته‌ای طراحی و پیاده‌سازی شد که مبتنی بر دو درجه آزادی حرکتی (تغییر دامنه و آفست) است. این طراحی به‌گونه‌ای تنظیم شده که امکان تولید گشتاورهای کنترلی مؤثر در راستای محورهای پیچ و رول را فراهم کند. تحلیل‌های عددی و شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزارهای ANSYS و SolidWorks، به همراه داده‌های تجربی حاصل از سیستم اندازه‌گیری نیرو، عملکرد مطلوب این مکانیزم را در کنترل دینامیک پرواز اثبات می‌کند. تحلیل عددی عملکرد:

گشتاور پیچ: با اعمال آفست زاویه‌ای در بازه  $\pm 15^\circ$  درجه، گشتاور پیچ در بازه‌ای بین  $0/5^\circ$  تا  $1/1^\circ$  میلی‌نیوتن‌متر تولید می‌شود. این مقدار برای تغییر مؤثر زاویه حمله بدنه و کنترل حول محور عرضی کاملاً کافی است.

گشتاور رول: با تغییر دامنه حرکت بال‌ها از  $90^\circ$  تا  $130^\circ$  درجه، گشتاور رول تولیدی در بازه  $\pm 3/4^\circ$  میلی‌نیوتن‌متر قرار دارد. این تفاوت ناشی از اختلاف نیروی لیفت بین دو بال است و امکان چرخش حول محور طولی را فراهم می‌کند.

نیروی لیفت: نیروی لیفت میانگین تولیدشده توسط این طراحی در بازه  $90^\circ$  تا  $100^\circ$  میلی‌نیوتن قرار دارد که کاملاً با وزن پرنده ( $90\text{ mN}$ ) مطابقت دارد و امکان پرواز پایدار شناور را فراهم می‌کند.

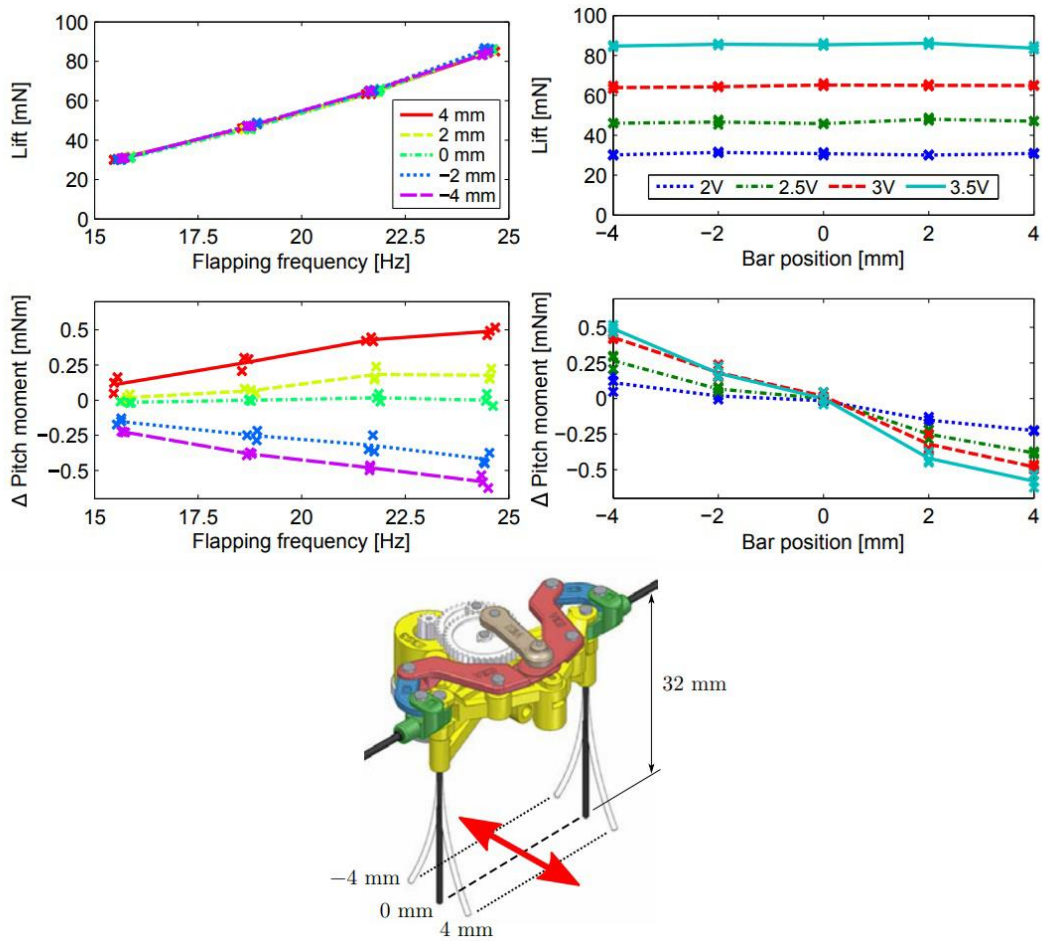
جدول ۲: مقایسه عملکرد با نمونه‌های مطرح

منبع	وزن پرنده (mN)	گشتاور رول (mN·m)	گشتاور پیچ (mN·m)	لیفت (mN)	مدل طراحی
—	~90	$\pm 3/4$	0/5 تا 1/1	90-100	این پژوهش
[۲۲]	~65	$\pm 1/2$	—	~60	Harvard RoboBee
[۴]	~80	$\pm 2/1$	0/3 تا 0/7	~75	Delfly Nimble (TU Delft)
[۲۴]	~88	$\pm 2/6$	~0/8	~85	MIT-Hummingbird

نتایج برای گشتاور پیچ در شکل ۱۳ رسم شده است. اندازه‌گیری‌های فردی به‌صورت ضربدر رسم شده‌اند، خطوط نشان‌دهنده میانگین مقادیر هستند. تغییر شکل میله تأثیر ناچیزی بر میانگین نیروی لیفت دارد. مدولاسیون گشتاور تقریباً خطی است، اما می‌توانیم روند کمی متفاوت در جهات مثبت و منفی را مشاهده کنیم. این ممکن است به دلیل طراحی نامتقارن بال باشد که در آن تقویت‌کننده‌ها فقط روی یکی از سطوح چسبانده شده‌اند. هنگام کار با  $5/3^\circ$  ولت، جابه‌جایی میله‌ها به  $\pm 4^\circ$  میلی‌متر گشتاور پیچ بین  $0/5\text{ mNm}$  و  $-9/5\text{ mNm}$  را تولید می‌کند.

شکل میله و نیروی لیفت را ارزیابی کرد و برای تخمین گشتاور رول برای تغییر شکل‌های نامتقارن میله استفاده کرد. رابطه اندازه‌گیری شده بین کل لیفت و تغییر شکل متقارن میله در شکل ۱۴ (الف) نشان داده شده است. در حالت ایده‌آل، این رابطه باید خطی باشد، اما اندازه‌گیری نشان می‌دهد که در  $2^\circ$  میلی‌متر به حداکثر می‌رسد و لیفت برای مقادیر پایین‌تر دوباره شروع به کاهش می‌کند. می‌توان با طراحی اصلاح شده بال، خطی بودن را بهبود بخشید. گشتاور رول از اختلاف لیفت بین موقعیت‌های مثبت و منفی میله بال تخمین زده می‌شود. نتایج، همراه با کل لیفت تخمین زده شده، شکل ۱۴ (ج) رسم شده است. کل لیفت با افزایش مقدار مطلق گشتاور رول به دلیل رابطه غیرخطی بین تغییر شکل میله و نیروی لیفت که قبلاً ذکر شد، کمی کاهش می‌یابد. مدولاسیون گشتاور رول تقریباً خطی است (برای ولتاژهای بالاتر موتور)، اگرچه می‌توان کاهش کمی گشتاور را در انتهای آن‌ها مشاهده کرد، این نیز به دلیل غیرخطی بودن است. در  $3/5^\circ$  ولت، یک گشتاور رول،  $\pm 3/4\text{ mNm}$  برای جابجایی حداکثر میله  $\pm 4^\circ$  میلی‌متر تخمین زده می‌شود.

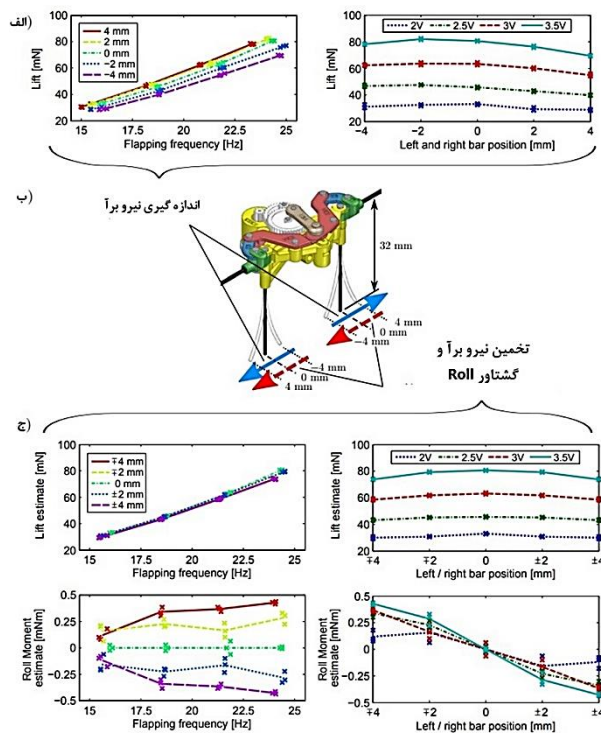
در حالی که تراز نیروی ما نمی‌تواند گشتاور رول را اندازه‌گیری کند، امکان تخمین غیرمستقیم آن وجود داشت شکل ۱۴ گشتاور رول با افزایش نیروی لیفت یک بال (با حرکت انتهای میله ریشه به سمت بدنه) و کاهش نیروی لیفت بال دیگر (با حرکت انتهای میله از بدنه دور) تولید می‌شود؛ کل لیفت باید تقریباً ثابت بماند. اگر هر دو میله به‌طور متقارن حرکت کنند (مثلاً به سمت بدنه)، گشتاور رول صفر است، اما کل لیفت تغییر خواهد کرد؛ بنابراین، می‌توان رابطه بین تغییر



شکل ۱۳: لیفت و گشتاور پیچ در موقعیت‌های مختلف انتهای میله‌های ریشه. میله‌ها به صورت دستی جابه‌جا شدن

لیفت (فلش‌های پیوسته) و موقعیت‌های نامتقارن برای تخمین گشتاور رول (فلش‌های خط چین)، ج) نیروی لیفت تخمین زده شده و گشتاور رول برای تغییر شکل‌های نامتقارن میله.

در شکل ۱۴ اندازه‌گیری غیرمستقیم گشتاور رول به‌وضوح نمایش داده شده است که الف) لیفت اندازه‌گیری شده برای تغییر شکل‌های متقارن میله ب) موقعیت‌های متقارن انتهای میله در طول اندازه‌گیری



شکل ۱۴: اندازه‌گیری غیرمستقیم گشتاور رول

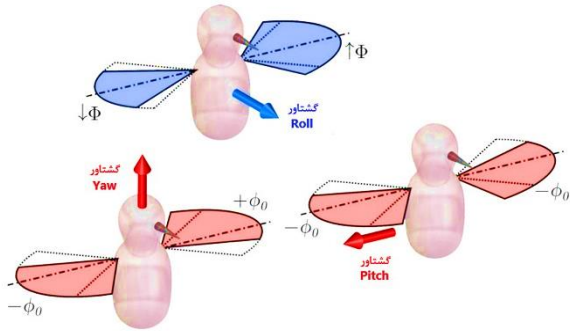
### ۱۰- مکانیزم کنترل فعال شده با SMA

کنترل را کاهش می‌دهد، بلکه تغییر شکل میله نیز تنش لازم برای عملکرد صحیح SMA را ایجاد می‌کند. محدوده حرکت کوچکی که توسط یک سیم SMA ایجاد می‌شود، می‌تواند با به‌کارگیری سینماتیک مناسب جبران شود. سیم SMA بین دو تکیه‌گاه متصل می‌شود؛ فاصله بین این دو کمی کوتاه‌تر از طول سیم SMA خود است. بنابراین، انقباض کوچک سیم منجر به جابجایی نسبتاً بزرگ در جهت عمود می‌شود شکل ۱۵ (بالا چپ). نکته منفی این روش این است که حداکثر نیرو نیز کاهش می‌یابد.

سیستم طراحی شده در نرم‌افزار CFD از یک جفت SMA برای هر بال استفاده می‌کند که می‌تواند انتهای میله را در هر دو جهت طولی و عرضی جابجا کند شکل ۱۵ (بالا راست). اگر فقط یکی از سیم‌ها گرم شود، میله به‌صورت مورب در جهت جلو یا عقب حرکت می‌کند، گرم کردن هم‌زمان دو سیم، میله را به‌صورت عرضی به سمت بدنه حرکت می‌دهد. گرم کردن سیم‌های عقب در هر دو بال منجر به جابجایی رو به عقب انتهای میله و در نتیجه یک لحظه نوک بالا (همانند شکل ۱۱) می‌شود. به‌طور مشابه، گرم کردن سیم‌های جلو در هر دو بال منجر به یک لحظه نوک پایین می‌شود. گرم کردن هر دو سیم در یک بال در حالی که آن‌ها را در بال دیگر شل نگه داشته می‌شود، منجر به یک لحظه رول (مشابه شکل ۱۲) می‌شود. ابعاد به گونه‌ای انتخاب شدند که فضای کاری را در حین حفظ تنش سیم SMA زیر مقدار

برای جابجایی فعال انتهای میله، یکی از ایده‌های پیشنهادی استفاده از سیم‌های آلیاژهای هوشمند (SMA) به‌عنوان عملگر است. این مواد قابلیت بازگشت به شکل اولیه خود را دارند. هنگام گرم شدن بالاتر از دمای معین، به ساختار بلوری تغییر می‌کند و اگر ماده تحت تنش باشد، انقباض سیم را مشاهده می‌کنیم. پس از خنک شدن، شکل اصلی بازگردانده می‌شود [۲۵]. استفاده، مزایا و محدودیت‌های SMA توسط جانی و همکاران [۲۶] به‌طور کامل بررسی شده است. این عملگر به دلیل وزن کم و قابلیت ایجاد جابجایی مستقیم انتخاب شده است. فعال‌سازی آن به‌سادگی از طریق گرمایش الکتریکی انجام می‌شود. این سیستم با وجود مزایا، محدودیت‌هایی نیز دارد که باید در طراحی در نظر گرفته شود: بیشترین میزان حرکت تنها حدود ۵٪ از طول سیم است. علاوه بر این، فرآیند خنک‌سازی غیرفعال به‌طور قابل‌توجهی دامنه عملکرد را محدود می‌کند. همچنین، ماده در اثر تغییر فاز، دارای رفتار وابسته به مسیر (هیستریزیس) است: گرمایش از ویژگی‌های متفاوتی نسبت به خنک‌سازی پیروی می‌کند. همچنین می‌تواند از خستگی رنج ببرد، بنابراین کار در کرنش‌های کوچک‌تر (زیر ۳/۵٪) و تنش‌های محدود (زیر ۱۶۰ مگاپاسکال) توصیه می‌شود. [۲۷] استفاده از میله‌های انعطاف‌پذیر به‌جای مفصل‌ها نه تنها پیچیدگی مکانیزم

مبدأ نیروی لیفت متوسط به جلو یا عقب از مرکز جرم حرکت می‌کند. تولید گشتاور یاو چندان واضح نیست، اما پیش‌بینی می‌شود که عدم تعادل کشش لازم را نیز می‌توان با تغییر نامتقارن موقعیت متوسط بال معرفی کرد، همان‌طور که در رابطه (۸) مشاهده می‌شود.



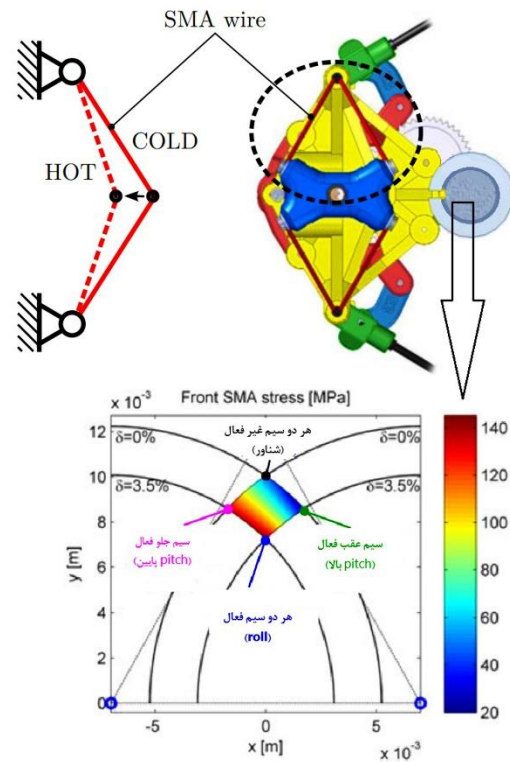
شکل ۱۶: تولید گشتاور از طریق مدولاسیون دامنه و آفست بال زدن

$$J_A = \frac{Y}{R_{CP}} \begin{bmatrix} -0.66 & 0 & 0.31 & 0 & 1.9 & 0 & -0.29 & 0 \\ -4.3 & 0 & -2 & 0 & 0.47 & 0 & -7.2 & 0 \\ 0 & 0.2 & 0 & -7.8 & 0 & 0.94 & 0 & -3.8 \end{bmatrix} \quad (8)$$

## ۱۲- بهینه‌سازی مکانیزم بال زدن و کنترل دامنه و آفست

در فرآیند بهینه‌سازی مکانیزم بال زدن، مشخص شد که می‌توان هر دو دامنه بال زدن و آفست را با جابجایی مفصل‌های A و B که در شکل ۱۷ (الف) برجسته شده‌اند، کنترل کرد. کانتور در شکل ۱۷ (ب) رابطه بین موقعیت مفصل و دامنه بال  $\Phi$  و آفست  $\phi_0$  را نشان می‌دهد. خطوط آبی موقعیت‌هایی با آفست ثابت و خطوط قرمز موقعیت‌هایی با دامنه ثابت را به هم وصل می‌کنند. بنابراین، حرکت مفصل در امتداد یک خط آبی دامنه را تغییر می‌دهد، اما آفست ثابت می‌ماند. به‌طور مشابه، جابجایی در امتداد یک خط قرمز فقط آفست را تحت تأثیر قرار می‌دهد در حالی که دامنه ثابت می‌ماند. مشاهده می‌شود که دو مجموعه منحنی در زوایای بالا (بالا‌تر از ۷۰ درجه) یکدیگر را قطع می‌کنند، به این معنی که دو پارامتر می‌توانند به‌طور مستقل کنترل شوند. علاوه بر این، خطوط آفست ثابت تقریباً مستقیم و تقریباً موازی هستند؛ منحنی‌های دامنه ثابت نیز به‌طور یکسان فاصله دارند و می‌توان آن‌ها را با خطوط مستقیم در اطراف وضعیت اولیه تقریب زد.

توصیه شده حداکثر، اما به اندازه کافی بالا برای اطمینان از تغییر فاز مناسب، به حداکثر برسانند شکل ۱۴ (پایین). درحالی‌که فاز گرمایش را می‌توان با افزایش جریان تسریع کرد، فاز خنک‌سازی معمولاً زمان بیشتری می‌برد زیرا گرما باید به محیط پراکنده شود. سیم‌هایی با قطر کوچک‌تر خنک‌سازی سریع‌تری دارند زیرا نسبت سطح به حجم بالاتر است. با این حال، سیم‌های نازک‌تر همچنین به معنای نیروهای حداکثر کوچک‌تر هستند. نازک‌ترین سیم برای تحمل سطوح تنش برآورد شده دارای قطر ۵۰ میکرون است.



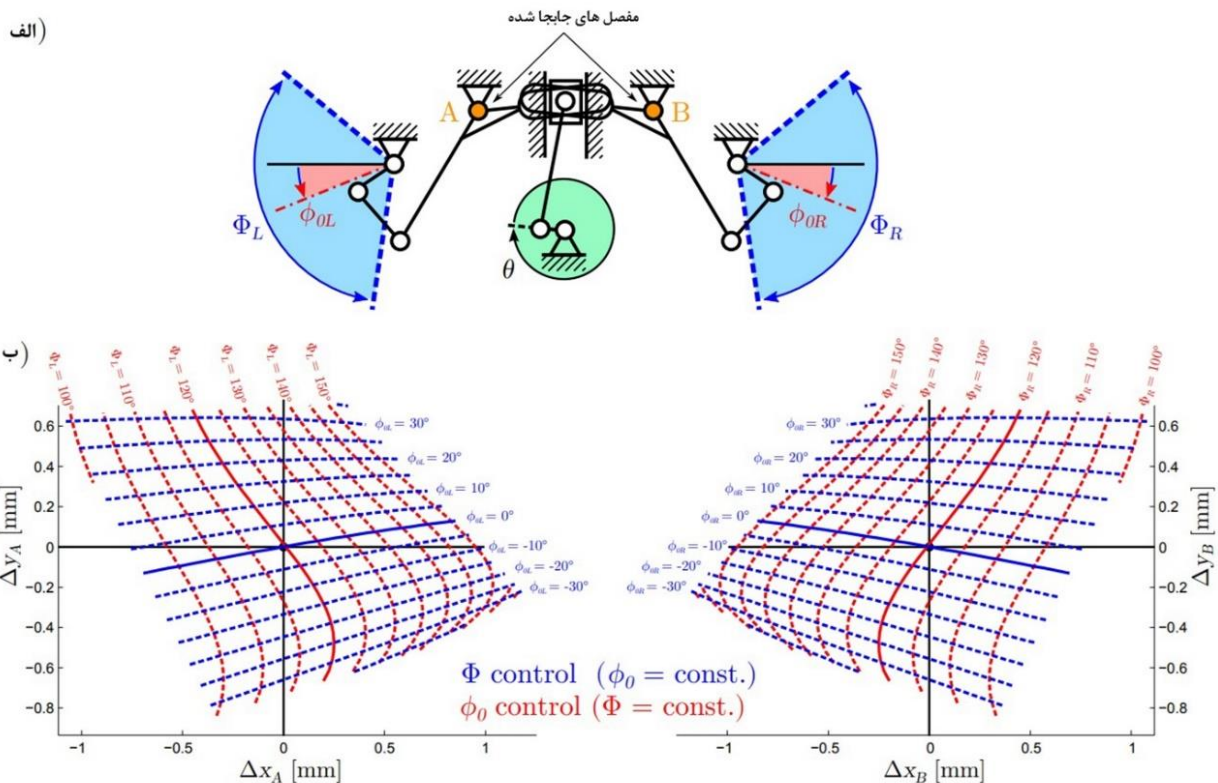
شکل ۱۵: مکانیزم کنترل مبتنی بر SMA: سینماتیک برای افزایش محدوده حرکت (بالا چپ)، نمای پایین مدل مکانیزم (بالا راست) و توزیع تنش در سیم جلو (پایین). دو تکیه‌گاه در نمای پایین روی هم قرار دارند

## ۱۱- تولید گشتاور از طریق مدولاسیون دامنه و آفست

مفهوم، تولید گشتاورهای کنترل را با تغییر دامنه و آفست بال‌زدن (موقعیت متوسط بال) طبق شکل ۱۶ انجام می‌دهد. در مقایسه با مدولاسیون پیچش بال، این استراتژی ساده‌تر است و با هر طراحی بال کار می‌کند. با این حال، این استراتژی نیاز به اصلاح مکانیزم بال زدن دارد. گشتاور رول با افزایش دامنه بال یک بال و کاهش دامنه بال بال دیگر تولید می‌شود که این امر باعث عدم تعادل نیروی لیفت بین دو بال می‌شود. جابجایی موقعیت متوسط بال هر دو بال به جلو یا عقب، به ترتیب منجر به گشتاور پیچ سر بالا یا سر پایین می‌شود، زیرا

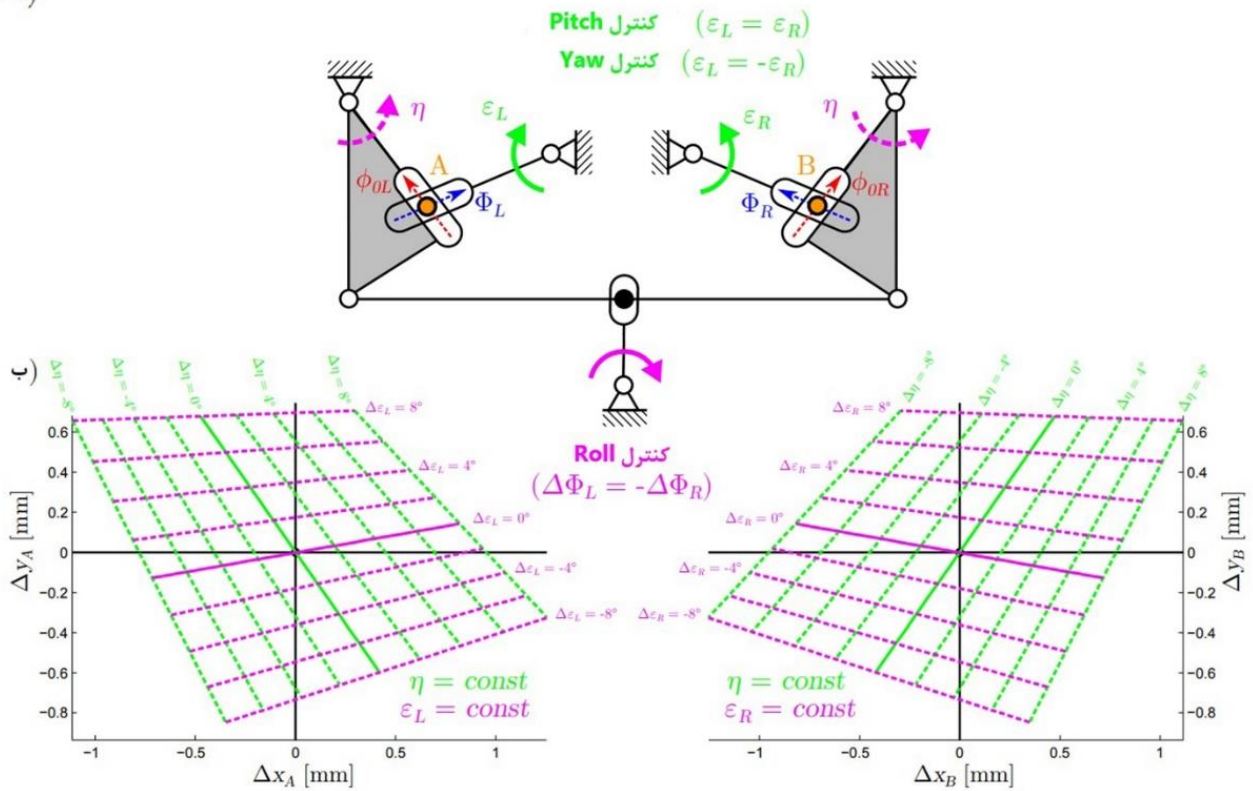
دامنه و آفست را تقریب می‌زنند، همان‌طور که در شکل ۱۸ (ب) نشان داده شده است. کنترل آفست بال چپ و راست باید مستقل باشد و توسط عملگرهای جداگانه انجام شود: یک تغییر آفست متقارن ( $\Delta \varepsilon_L = \Delta \varepsilon_R$ ) گشتاور پیچ را تولید می‌کند در حالی که یک تغییر نامتقارن ( $\Delta \varepsilon_L = -\Delta \varepsilon_R$ ) گشتاور یاو را تولید می‌کند. با این حال، دامنه می‌تواند توسط یک عملگر واحد ( $\eta$ ) کنترل شود زیرا فقط تغییرات نامتقارن دامنه برای رول مورد نیاز است. این را می‌توان با یک موازی بندی که دو بازوی مسئول کنترل دامنه را به هم متصل می‌کند، همان‌طور که در شکل ۱۷ (الف) نشان داده شده است، انجام داد. راه‌حل مکانیکی نهایی مکانیزم جابجایی مفصل در شکل ۱۹ نشان داده شده است. مفاصل جابجا شده از بالا به لنگرهایی متصل شده‌اند که می‌توانند به صورت آزادانه در صفحه افقی قاب بلغزند. جابجایی به منطقه در نظر گرفته شده در شکل ۱۸ (ب) توسط شکل بریدگی قاب محدود می‌شود.

این امکان طراحی یک مکانیزم جابجایی مفصل با دو درجه آزادی را فراهم می‌کند که در آن کنترل جداسازی شده است - یک درجه آزادی مستقیماً دامنه را کنترل می‌کند و دیگری آفست را کنترل می‌کند. طرح پیشنهادی برای جابجایی مفصل در شکل ۱۸ (الف) نشان داده شده است. هر مفصل توسط دو بازو با شکاف‌هایی که نسبت به قاب با زاویه‌های  $\theta$  و  $\eta$  می‌چرخند، جابجا می‌شود. موقعیت مفصل توسط تقاطع دو شکاف تعریف می‌شود. لولاهای بازو در امتداد خطوط دامنه اسمی و آفست اسمی به ترتیب قرار دارند. اگر یکی از بازوها مسدود شود و دیگری در حال حرکت باشد، مفصل در امتداد خطی که توسط شکاف بازوی مسدود شده تعریف می‌شود، حرکت می‌کند. اگر لولاها به اندازه کافی دور از وضعیت اولیه مفصل جابجا شده قرار گیرند، این خطوط در منطقه مورد نظر تقریباً موازی به نظر می‌رسند و مسیرهای مفصل تقریباً منحنی‌های ثابت



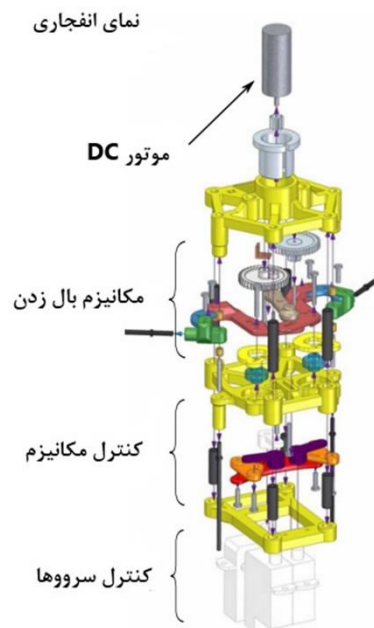
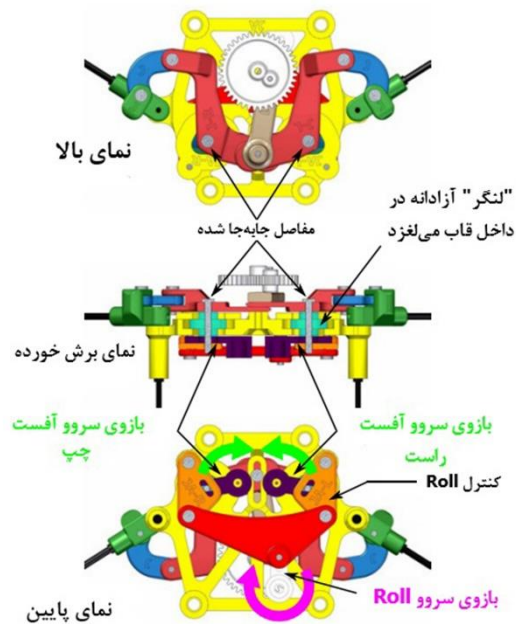
شکل ۱۷: مدولاسیون دامنه و آفست از طریق جابجایی مفصل: الف) مکانیزم بال زدن و مفصل‌های جابجا شده A و B ب) خطوط دامنه ثابت  $\Phi$  و آفست ثابت  $\phi_0$  برای موقعیت‌های مختلف مفصل حرکت مفصل در امتداد خطوط آبی فرمز آفست  $\phi_0$  را کنترل می‌کند، حرکت در امتداد خطوط قرمز آفست  $\Phi$  را کنترل می‌کند.

الف)

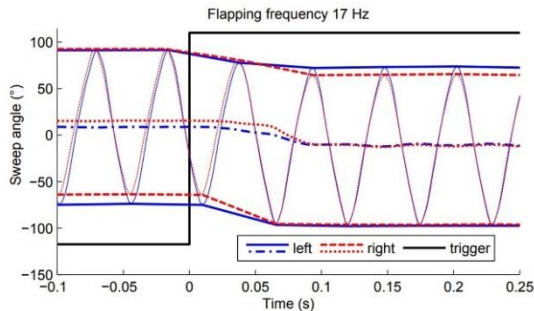


شکل ۱۸: مدولاسیون دامنه و آفست از طریق جابجایی مفصل: مکانیزم کنترل با ۳ درجه آزادی الف) مکانیزم کنترل با ۳ درجه آزادی (ب) خطوط فرمان ثابت  $\eta$  و  $\epsilon$  که تقریب خوبی برای خطوط دامنه ثابت  $\Phi$  و آفست ثابت  $\phi$  در شکل ۱۶ (ب) هستند. حرکت مفصل در امتداد خطوط بنفش گشتاور رول را کنترل می‌کند، حرکت در امتداد خطوط سبز گشتاور پیچ ( $\Delta\epsilon_L = \Delta\epsilon_R$ ) یا گشتاور یاو ( $\Delta\epsilon_L = -\Delta\epsilon_R$ ) را کنترل می‌کند

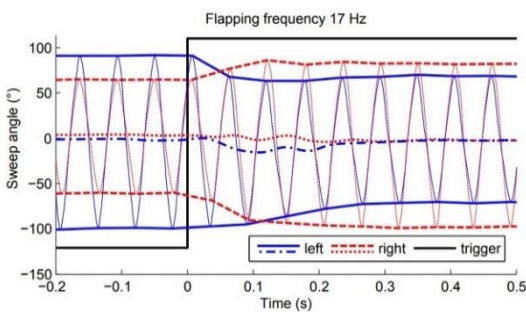
چپ/راست به ترتیب نشان می‌دهند. همان‌طور که در شکل ۲۰ نشان داده شده است، انتقال از حداکثر به حداقل آفست در طول ۲ ضربان بال رخ می‌دهد. تغییر از مقادیر منفی به مثبت در تفاوت دامنه، تقریباً ۴ ضربان بال زمان می‌برد. شکل ۲۱، اما پس از ۲ ضربان بال، علامت مخالف تفاوت نیز ظاهر می‌شود. این الگو برای سیگنال‌های پلکانی در جهت‌های مخالف نیز قابل مشاهده است. سرعت پاسخ‌دهی بالاتر در کنترل پیچ را می‌توان با دو دلیل اصلی توضیح داد. نخست، در کنترل آفست، دو گشتاور مستقل روی هر مفصل اعمال می‌شود، در حالی که در کنترل رول، یک گشتاور واحد هر دو مفصل را حرکت می‌دهد. دوم، نیروی ناشی از حرکت بال‌زدن روی مفصل جابجاشده، دارای یک مؤلفه اصلی هم‌جهت با حرکت مفصل در کنترل آفست است. این امر باعث افزایش سرعت تغییر آفست می‌شود، اما به دلیل ایجاد لرزش مداوم در مفصل، کارایی مکانیزم را کاهش می‌دهد.



شکل ۱۹: مدل CAD نمونه اولیه کنترل مکانیزم جزئیات مکانیزم بال‌زدن با سیستم جابجایی مفصل (بالا) و نمای انفجاری کل نمونه اولیه (پایین)



شکل ۲۰: دینامیک فرمان بالا و پایین پیچ خط کامل/چین‌خورده: خطوطی که موقعیت‌های افراطی (حداکثر و حداقل) را به هم وصل می‌کنند. خط چین‌خورده/نقطه‌چین: خطی که موقعیت میانگین (در طول آخرین ضربان بال) را نشان می‌دهد.



شکل ۲۱: دینامیک فرمان چپ به راست رول خط کامل/چین‌خورده: خطوطی که موقعیت‌های افراطی (حداکثر و حداقل) را به هم وصل می‌کنند. خط چین‌خورده/نقطه‌چین: خطی که موقعیت میانگین (در طول آخرین ضربان بال) را نشان می‌دهد.

### ۱۳- دینامیک مکانیزم کنترل

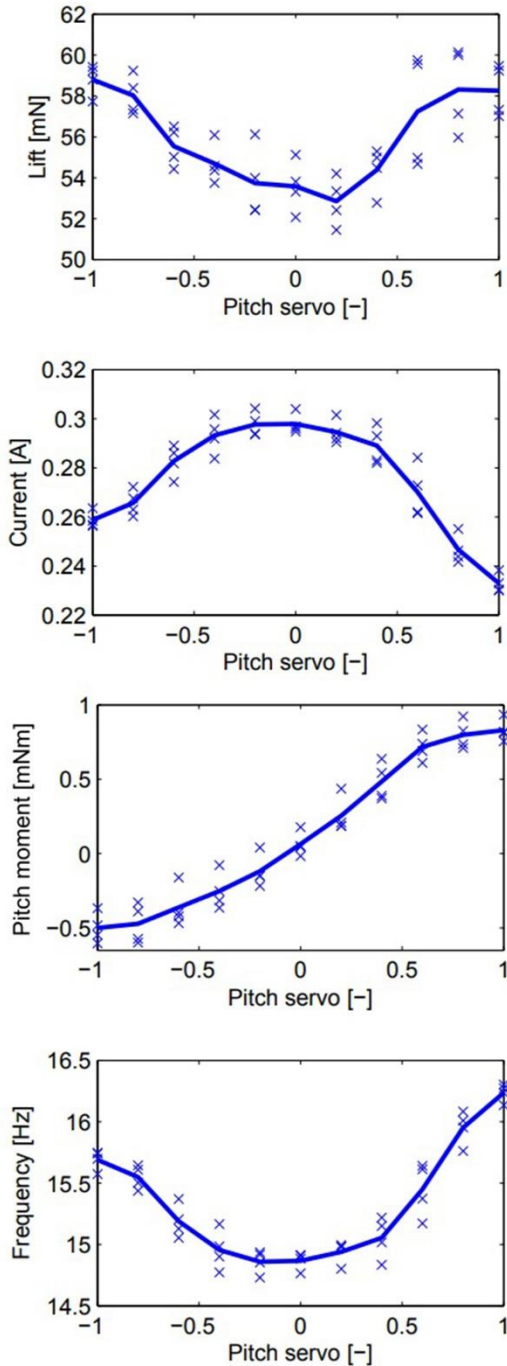
شکل ۲۰ و شکل ۲۱ دینامیک گذار از حداقل به حداکثر فرمان پیچ و رول را به ترتیب نشان می‌دهد. برای این تحلیل، فرکانس بال‌زدن حدود ۱۷ هرتز بود. شکل‌ها زاویه‌های نوک بال، موقعیت‌های افراطی آن‌ها را با یک خط کامل/چین‌خورده و موقعیت متوسط (در طول آخرین ضربان بال) را به‌عنوان خط چین‌خورده/نقطه‌چین برای بال

#### ۱۴- گشتاور پیچ و تولید نیرو لیفت

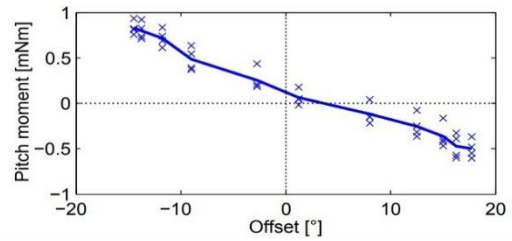
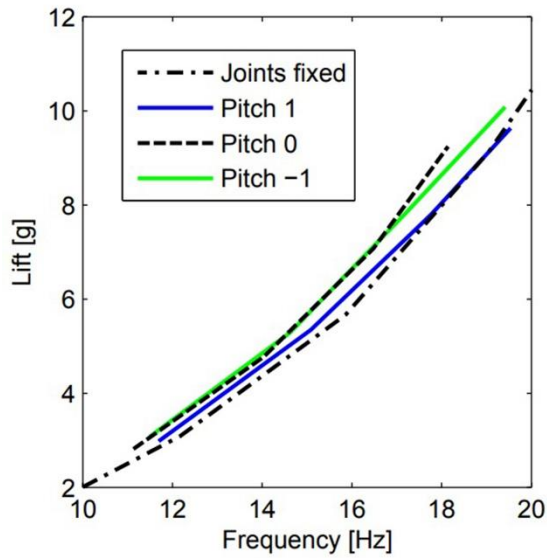
علاوه بر اندازه‌گیری‌های سینماتیک بال، گشتاور پیچ و نیروی لیفت تولیدشده به‌طور مستقیم با استفاده از تعادل نیرو اندازه‌گیری شدند. شکل ۲۲ گشتاور پیچ اندازه‌گیری‌شده را نشان می‌دهد که برای حالت مرجع فرکانس بال‌زدن (تقریباً ۱۵ هرتز) به‌دست آمده است. گشتاور پیچ اندازه‌گیری‌شده در محدوده‌ای بین  $-۵/۰$  تا  $۸/۰$  میلی‌نیوتن‌متر متغیر است. با افزایش نیروی لیفت و فرکانس بال‌زدن، جریان کاهش می‌یابد، به‌ویژه زمانی که گشتاورها به محدودیت‌های خود نزدیک می‌شوند. این موضوع به دلیل لرزش مفاصل جابجاشده ناشی از حرکت بال‌زدن است که بیشتر در موقعیت‌های مرکزی گشتاور رخ می‌دهد. در موقعیت‌های محدود، مفاصل ثبات بهتری پیدا می‌کنند، زیرا گشتاور مفاصل جابجاشده را به دیواره قاب فشار می‌دهد و در نتیجه کارایی افزایش می‌یابد. نیروی لیفت بین  $۵۳$  تا  $۵۹$  میلی‌نیوتن و فرکانس بین  $۹/۱۴$  تا  $۲/۱۶$  هرتز متغیر است.

شکل ۲۳ نتایج اندازه‌گیری گشتاور را با داده‌های سینماتیک بال ترکیب می‌کند. رابطه‌ای تقریباً خطی با شیب  $۰/۴$  میلی‌نیوتن‌متر بر درجه آفست ( $\phi_0$ ) مشاهده می‌شود. گشتاور غیر صفر تولیدشده در آفست صفر را می‌توان با ترکیبی از عوامل زیر توضیح داد: طراحی نامتقارن بال (تقویت‌کننده‌های چسبیده فقط در یک طرف غشا)، پروفایل‌های سرعت متفاوت در ضربه‌های بالا و پایین و تراز نامناسب نمونه اولیه روی تعادل. با این حال، می‌توان این گشتاور را با معرفی یک آفست مرکز جرم از شانه‌ها در جهت طولی به‌راحتی جبران کرد.

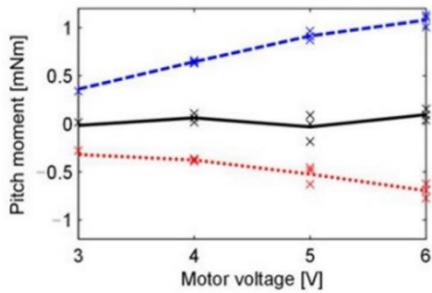
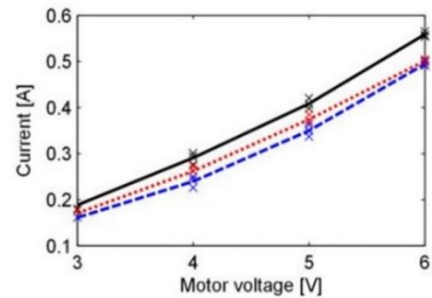
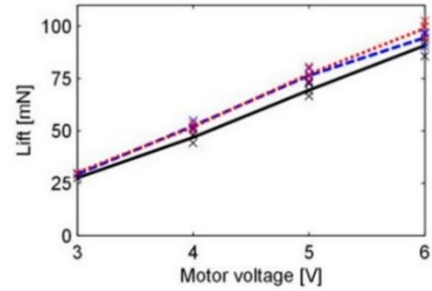
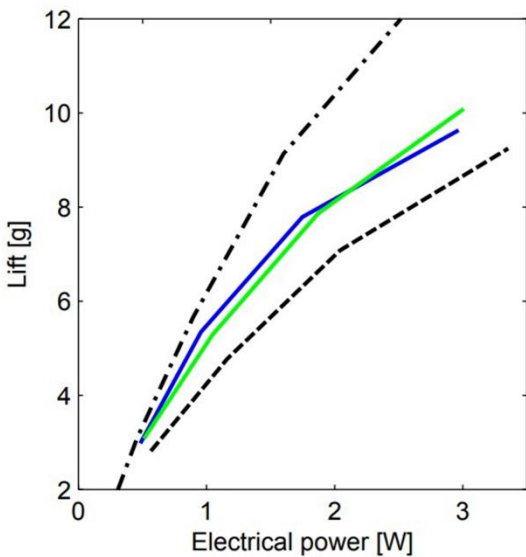
شکل ۲۴ گشتاور پیچ، نیروی لیفت، فرکانس و جریان موتور را برای ولتاژهای موتور تا ۶ ولت نشان می‌دهد. سه منحنی موجود مربوط به اندازه‌گیری‌ها برای موقعیت‌های گشتاور ۱، ۰ و ۱ هستند که به ترتیب نشان‌دهنده محدوده کامل هستند. رفتار مشاهده‌شده مشابه نتایج به‌دست‌آمده در ۱۵ هرتز است. در بالاترین ولتاژ تحلیل‌شده، مکانیزم گشتاور پیچی در محدوده  $۷/۰$  تا  $۱/۱$  میلی‌نیوتن‌متر و نیروی لیفت بین ۹۰ تا ۱۰۰ میلی‌نیوتن تولید می‌کند. مشخصه نیروی لیفت در برابر فرکانس، مشابه نمونه کنترل‌نشده (با اتصالات ثابت) است، همان‌طور که در شکل ۲۵ نشان داده شده است، با تفاوت‌های جزئی ناشی از تغییر دامنه حرکت بال. با این حال، توان الکتریکی نسخه کنترل‌شده تقریباً دو برابر بیشتر است، زیرا لرزش اتصالات باعث تلفات انرژی می‌شود؛ بنابراین، طراحی مکانیکی مکانیزم جابجایی مفصل باید بهبود یابد تا اتصالات بهتر تثبیت شوند و در نتیجه راندمان افزایش یابد.



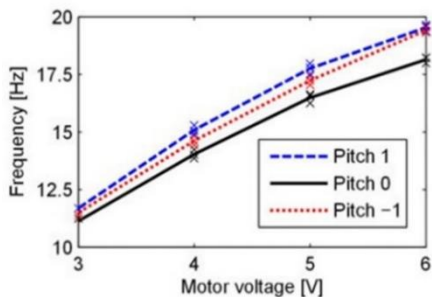
شکل ۲۲: نیرو لیفت، گشتاور پیچ، جریان موتور و فرکانس حرکت بال در برابر موقعیت گشتاورهای پیچ. اندازه‌گیری در  $۴/۲$  ولت انجام شده که منجر به ۱۵ هرتز در وضعیت اولیه می‌شود. اندازه‌گیری‌های فردی به‌صورت ضربدر نمایش داده می‌شوند، خط جامد نشان‌دهنده میانگین چهار اندازه‌گیری است.



شکل ۲۳: گشتاور پیچ در برابر جابجایی بال ۴۰



شکل ۲۵: گشتاور pitch در برابر جابجایی بال



شکل ۲۴: نیرو لیفت، گشتاور پیچ، جریان موتور و فرکانس حرکت بال اندازه‌گیری شده برای افزایش ولتاژ موتور. خطوط سیاه نشان‌دهنده موقعیت صفر گشتاور پیچ، خطوط قرمز و آبی نشان‌دهنده حداقل و حداکثر فرمان پیچ هستند. ضربدرها نشان‌دهنده اندازه‌گیری‌های فردی هستند.

### ۱۵- دستورات ترکیبی

دستورات ترکیبی پیچ و رول برای بررسی و تحلیل میزان کوپلینگ متقابل بین این دو پارامتر مورد مطالعه قرار گرفتند. تمامی اندازه‌گیری‌ها با ولتاژ ثابت موتور (۴/۲ ولت) انجام شدند که فرکانس حرکت بال را در حدود ۱۵ هرتز در حالت اولیه گشتاورها تنظیم می‌کند. اندازه‌گیری‌ها در موقعیت‌های گشتاور ۰/۸، -۰/۴، ۰، ۰/۴ و ۰/۸ از محدوده کامل برای هر دو گشتاور پیچ و رول انجام شدند که در مجموع ۲۵ اندازه‌گیری را شامل می‌شوند.

شکل ۲۶ کانتورهای دامنه و آفست بال چپ و راست را در سرعت بالا نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهند که اگرچه همیشه کوپلینگ متقابل کوچکی وجود دارد، گشتاور رول تأثیر غالب بر دامنه و گشتاور

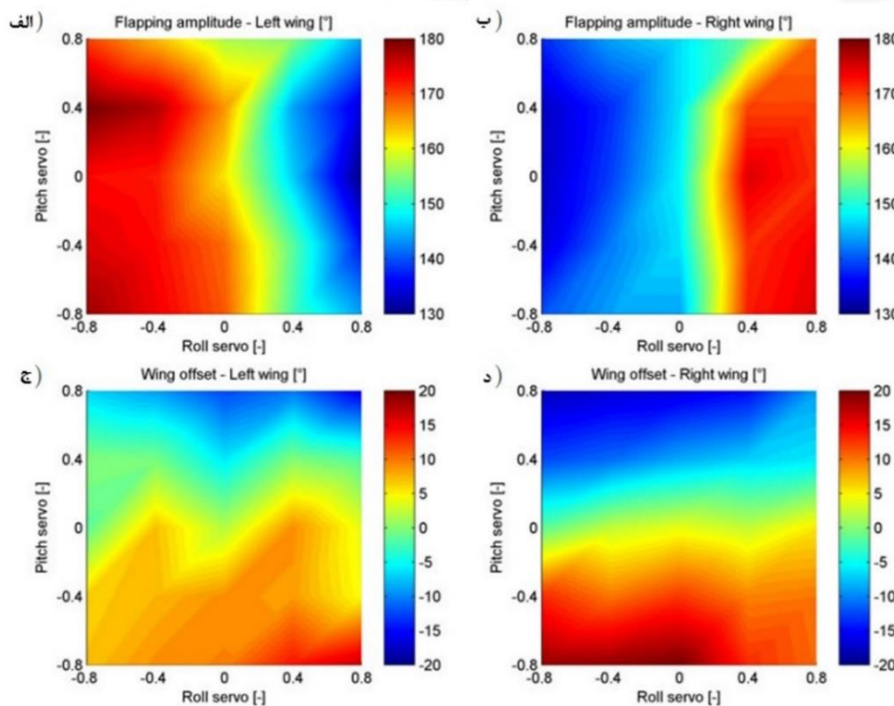
نادرست مفصل در موقعیت‌های مرکزی گشتاور پیچ توضیح داد. همچنین افزایش جزئی‌ای در جهت رول مثبت مشاهده می‌شود که احتمالاً ناشی از نقص‌های نمونه اولیه است. حداقل و حداکثر نیروی لیفت به ترتیب ۴۸ و ۵۹ میلی‌نیوتن اندازه‌گیری شدند.

تغییرات نیروی لیفت متناسب با مربع فرکانس ضربدر دامنه است که در شکل ۲۸ (ج) نشان داده شده و با رابطه (۷) مطابقت دارد. گشتاور پیچ عمدتاً به موقعیت‌های گشتاور پیچ وابسته است، در حالی که تغییر موقعیت گشتاور رول تنها تفاوت‌های جزئی ایجاد می‌کند؛ بنابراین، مقادیر حداقل و حداکثر گشتاور پیچ در همان سطح فرمان پیچ خالص، به ترتیب  $0.4-$  میلی‌نیوتن‌متر و  $0.8+$  میلی‌نیوتن‌متر باقی می‌مانند. گشتاور پیچ با آفست میانگین نشان داده شده در شکل ۲۷ (الف) مطابقت نزدیکی دارد. گشتاور رول به‌طور مستقیم اندازه‌گیری نشد، اما انتظار می‌رود با اختلاف دامنه نشان داده شده در شکل ۲۷ (ج) مرتبط باشد.

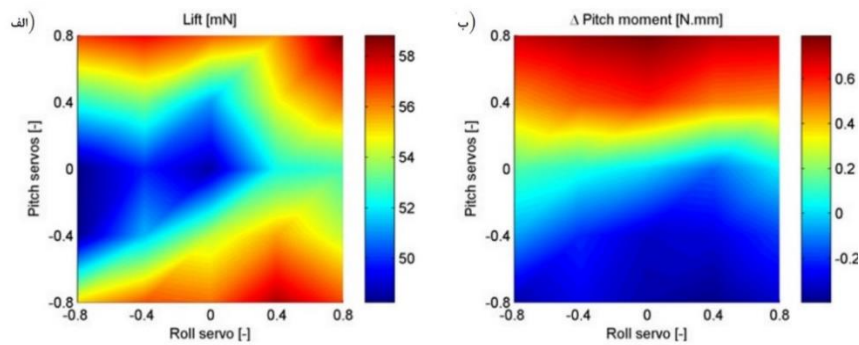
پیچ تأثیر غالب بر آفست دارد. علاوه بر این، رابطه بین دامنه/آفست و موقعیت‌های گشتاور رول یا پیچ تقریباً خطی است.

شکل ۲۷ نشان می‌دهد که گشتاورهای پیچ و رول به‌طور خطی با موقعیت‌های گشتاور مربوطه تغییر می‌کنند. با این حال، همان‌طور که در شکل ۲۸ مشاهده می‌شود، جریان موتور به‌طور غیرخطی با موقعیت گشتاور پیچ تغییر می‌کند. این رفتار ناشی از تغییرات در هندسه مکانیکی و دینامیک پرواز است؛ بنابراین، یک کنترلر بازخورد باید قادر به جبران اثرات کوپلینگ و تفاوت‌های کوچک بین رفتار بال چپ و راست (ناشی از نقص‌های مکانیزم) باشد.

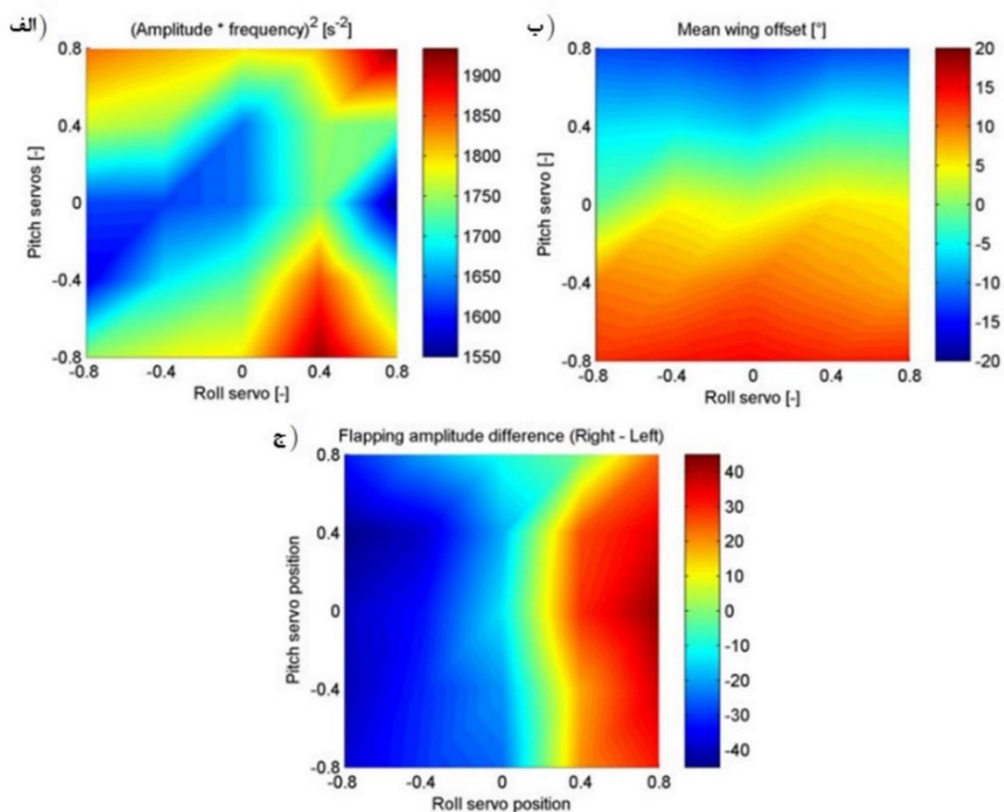
تحلیل‌ها با استفاده از تعادل نیرو تکرار شدند و نتایج در شکل ۲۷ ارائه شده‌اند. کانتورهای گشتاور پیچ و نیروی لیفت برای ترکیبات انتخاب شده از ورودی‌های گشتاور ترسیم شده‌اند. کانتور نیروی لیفت در جهت گشتاور پیچ، شکل دره‌مانندی را حفظ می‌کند که مشابه رفتار مشاهده شده در فرمان پیچ خالص است. این پدیده را می‌توان با تثبیت



شکل ۲۶: نتایج شبیه‌سازی: سینماتیک برای دستورات ترکیبی گشتاور پیچ و رول. (الف) دامنه چپ، (ب) دامنه راست، (ج) آفست چپ



شکل ۲۷: نتایج شبیه‌سازی: اندازه‌گیری‌های تعادل نیرو برای دستورات ترکیبی گشتاور پیچ و رول. الف) نیرو لیفت، ب) گشتاور پیچ. لیفت به مربع میانگین دامنه ضربدر فرکانس در شکل ۲۸ الف) گره‌خورده است، گشتاور پیچ به آفست میانگین در شکل ۲۸ ب)



شکل ۲۸: نتایج شبیه‌سازی: سینماتیک برای دستورات ترکیبی گشتاور پیچ و رول. الف) مربع میانگین دامنه ضربدر فرکانس، ب) آفست میانگین بال، ج) اختلاف دامنه حرکت بال

در دامنه و زاویه متوسط حرکت بال‌ها نیاز است که با جابجایی‌های بسیار کوچک اتصالات (کمتر از  $\pm 1$  میلی‌متر) قابل‌دستیابی هستند. پاسخ سیستم به فرمان‌های کنترلی بسیار سریع است؛ به طوری که تغییرات زاویه پیچ در کمتر از دو ضربان بال و تغییرات زاویه رول در حدود چهار ضربان بال اعمال می‌شوند. همچنین، این مکانیزم تقریباً هیچ تداخلی بین فرمان‌های مختلف ایجاد نمی‌کند. مدل تحلیل‌شده در نرم‌افزارهای CFD توانسته است گشتاور پیچی در محدوده  $70\%$  تا  $1/1$  میلی‌نیوتن متر را با فرکانس حرکت بال ۱۸ هرتز تولید کند و

#### ۱۶- نتیجه‌گیری در مورد مدولاسیون دامنه و آفست

مکانیزم کنترلی دوم پیشنهادی، گشتاورهای مورد نیاز برای کنترل را از طریق تغییر دامنه و زاویه متوسط (آفست) حرکت بال‌ها تولید می‌کند. این تغییرات با جابجایی‌های کوچک در اتصالات مکانیزم حرکت بال ایجاد می‌شوند. بر اساس محاسبات نظری، برای کنترل دقیق زاویه‌های پیچ و رول، تنها به تغییرات محدود (حدود  $\pm 15$  درجه)

خطی با تغییر شکل میله ریشه تغییر کند. این امر مستلزم آن است که بال در وضعیت اولیه میله، زیر حداکثر لیفت خود عمل کند. راه حل دوم، گشتاورهای مورد نیاز را از تغییر دامنه و آفست حرکت بال با جابجایی اتصالات مکانیزم تولید می‌کند. این مکانیزم با هر طراحی بالی سازگار است و جابجایی یکی از اتصالات در مکانیزم حرکت بال، به عنوان عامل کلیدی در بهینه‌سازی عملکرد سیستم عمل می‌کند. این تغییر هندسی در مکانیزم، امکان طراحی عملگرهای جمع‌وجورتر را فراهم کرده و آن‌ها را در مجاورت مستقیم با مکانیزم بال‌زدن قرار می‌دهد. این امر منجر به افزایش چگالی توان، بهبود پاسخگویی سیستم و کاهش وزن کلی ریزپرنده می‌شود. با این حال، هر تغییر در طراحی مکانیزم حرکت بال، نیازمند بازطراحی سیستم جابجایی مفصل است. یکی دیگر از معایب این راه حل، نیاز به تحمل نیروهای واکنشی از اتصالات جابجاشده است که به‌ویژه در جهت کنترل پیچ بسیار قابل توجه هستند. این موضوع باعث ایجاد لرزش در اتصالات و کاهش راندمان سیستم می‌شود.

مناسب‌ترین عملگرهای موجود در بازار برای این کاربرد، کوچک‌ترین میکروگشتاورها هستند که قدرت قابل قبولی دارند، اما همچنان نسبتاً بزرگ و سنگین محسوب می‌شوند. اگرچه این عملگرها دینامیک کافی را در سیستم جابجایی مفصل نشان دادند، اما نتوانستند اتصالات را به‌طور کامل تثبیت کنند. با این حال، یک راه حل مکانیکی اصلاح شده ممکن است در کاهش لرزش مفاصل موفق باشد. به عنوان یک جایگزین، از یک عملگر آلیاژ حافظه‌دار (SMA) در سیستم مدولاسیون پیچش بال استفاده شد. این عملگر بسیار سبک است و در تحلیل‌های استاتیکی، جابجایی رضایت‌بخشی را فراهم می‌کند، اما عملکرد آن در تحلیل‌های دینامیکی به‌طور قابل توجهی کاهش می‌یابد و بنابراین گزینه مناسبی برای عملگر کنترل نیست.

هر دو سیستم کنترلی ارائه شده در تولید گشتاور موفق عمل کردند، اما نیاز به توسعه و تحلیل بیشتر دارند، به‌ویژه در زمینه بهبود راندمان و کاهش وزن. در آینده، ممکن است ترکیبی از هر دو سیستم برای حل مسئله کوپلینگ متقابل بالقوه بین سه گشتاور کنترلی تولیدشده در نظر گرفته شود.

## ۱۸- منابع

[1] D. Lentink and M. H. Dickinson, "Rotational lift: one of the four aerodynamic forces that make insect flight possible," *J. Exp. Biol.*, vol. 212, no. 16, pp. 2711–2724, 2009. doi: [10.1242/jeb.022269](https://doi.org/10.1242/jeb.022269).

نیروی لیفت حداقل ۹۰ میلی‌نیوتن را ایجاد نماید. با وجود موفقیت این مکانیزم در کنترل حرکت بال‌ها و تولید گشتاورهای مورد نیاز، راندمان کلی سیستم در مقایسه با سیستم بدون کنترل به‌طور قابل توجهی کاهش یافته است. دلیل اصلی این کاهش راندمان، نیروهای واکنش نوسانی بزرگی است که به دلیل حرکت بال‌ها به اتصالات وارد می‌شوند. این نیروها باعث ایجاد لرزش در اتصالات و در نتیجه کاهش عمر مفید و عملکرد کلی سیستم می‌شوند. علاوه بر این، مصرف انرژی موتور محرک این مکانیزم تقریباً دو برابر سیستم بدون کنترل است؛ بنابراین، برای بهبود عملکرد این سیستم، نیاز به توسعه راهکارهای مکانیکی جدیدی است که تأثیر نیروهای واکنش نوسانی بر اتصالات را کاهش دهند.

نمودارهای ارائه شده به‌وضوح نشان می‌دهند:

- افزایش آفست بال‌ها موجب جابجایی مرکز لیفت و در نتیجه افزایش گشتاور پیچ می‌شود. در بازه  $\pm 15^\circ$  درجه، رابطه‌ای تقریباً خطی بین آفست و گشتاور پیچ مشاهده شده و این پارامتر نقش کلیدی در کنترل پرنده در راستای پیچ دارد.
- افزایش دامنه زاویه‌ای بال‌زدن باعث افزایش اختلاف لیفت بین دو بال شده و مستقیماً گشتاور رول را افزایش می‌دهد. در دامنه‌های بزرگ‌تر از  $120^\circ$  درجه، افزایش حدود  $20\%$  در گشتاور مشاهده شد که برای مانورپذیری در پرواز مفید است.
- این تحلیل‌ها نشان می‌دهد که ترکیب کنترل دامنه و آفست در این طراحی، قابلیت پیاده‌سازی کنترل سه‌محوره (۳-DOF) با دقت بالا و زمان پاسخ سریع را برای ریزپرنده فراهم کرده است.

## ۱۷- نتیجه‌گیری

دو مکانیزم کنترلی که قادر به تولید گشتاور حول سه محور بدنه (رول، پیچ و یاو) هستند، توسعه و تحلیل شدند. اولین راه حل، مبتنی بر مدولاسیون پیچش بال، از مکانیزم کنترلی پیشنهادی کنون و همکاران [۱] الهام گرفته شده است. این مکانیزم کاملاً مستقل از مکانیزم حرکت بال عمل می‌کند و در انتهای میله‌های ریشه بال قرار دارد، جایی که نیروهای واکنشی نسبتاً کوچک هستند. این ویژگی امکان استفاده از عملگرهای کوچک‌تر و سبک‌تر را فراهم می‌کند. همچنین، استفاده از میله‌های ریشه انعطاف‌پذیر به جای اتصالات صلب، پیچیدگی مکانیزم را به‌طور قابل توجهی کاهش می‌دهد. با این حال، این مفهوم نیازمند طراحی خاصی برای بال است، به‌طوری‌که نیروی لیفت آن تقریباً به‌طور

*Comput. Math. Appl.*, vol. 80, no. 12, pp. 2707–2737, 2020.

[12] H. Truong, T. Engels, D. Kolomenskiy, and K. Schneider, "Fluid–structure interaction using volume penalization and mass-spring models with application to flapping bumblebee flight," in *Cartesian CFD Methods for Complex Applications*. Springer, 2020, pp. 19–35.

[13] T. Q. Truong, H. C. Park, and D. Byun, "Pitching moment generation in an insect-mimicking flapping-wing system," *J. Bionic Eng.*, vol. 11, no. 4, pp. 564–575, 2014. doi: [10.1016/S1672-6529\(14\)60018-4](https://doi.org/10.1016/S1672-6529(14)60018-4).

[14] T. N. Pornsin-Sirirak, Y. C. Tai, C. M. Ho, and M. Keennon, "MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter," in *Proc. 13th Int. Conf. Micro Electro Mech. Syst. (MEMS)*, 2001. doi: [10.1109/MEMSYS.2001.906536](https://doi.org/10.1109/MEMSYS.2001.906536).

[15] J. Yan, M. Wang, and W. Wu, "Piezoelectric actuator design and implementation in a flapping wing MAV," *Smart Mater. Struct.*, vol. 22, no. 9, p. 094007, 2013. doi: [10.1088/0964-1726/22/9/094007](https://doi.org/10.1088/0964-1726/22/9/094007).

[16] M. G. Mohamed and A. H. El-Bayoumy, "Thermal and mechanical analysis of SMA actuators for MAVs," *Smart Struct. Syst.*, vol. 19, no. 4, pp. 405–416, 2017. doi: [10.12989/sss.2017.19.4.405](https://doi.org/10.12989/sss.2017.19.4.405).

[17] H. Asanuma, T. Satoh, and H. Haga, "Development of magnetically driven flapping actuator," *Sens. Actuators A Phys.*, vol. 144, no. 2, pp. 323–329, 2008. doi: [10.1016/j.sna.2007.12.004](https://doi.org/10.1016/j.sna.2007.12.004).

[18] R. D. Michelson and S. Reece, "Update on flapping wing micro air vehicle research," in *Proc. SPIE*, vol. 3990, pp. 5–13, 2000. doi: [10.1117/12.388743](https://doi.org/10.1117/12.388743).

[19] K. Issac and C. Jebakumar, "Development of flapping wing micro aerial vehicles – A review," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 76, pp. 495–510, 2018. doi: [10.1016/j.ast.2018.02.036](https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.02.036).

[20] D. L. Hu, B. Chan, and J. W. M. Bush, "The mechanics of slapping wings," *J. Fluid Mech.*, vol. 644, pp. 301–331, 2010. doi: [10.1017/S0022112009992481](https://doi.org/10.1017/S0022112009992481).

[2] W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Viieru, and H. Liu, *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*. Cambridge University Press, 2008.

[3] K. Y. Ma, P. Chirarattananon, S. B. Fuller, and R. J. Wood, "Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot," *Science*, vol. 340, no. 6132, pp. 603–607, 2013. doi: [10.1126/science.1231806](https://doi.org/10.1126/science.1231806).

[4] G. C. H. E. de Croon, K. M. De Clercq, R. Ruijsink, B. Remes, and A. H. van Zuijlen, "Design, aerodynamics, and autonomy of the DeFly," *Int. J. Micro Air Vehicles*, vol. 1, no. 2, pp. 71–97, 2009. doi: [10.1260/175682909788057646](https://doi.org/10.1260/175682909788057646).

[5] Y. Zhang, Z. Yang, and W. Xie, "Bio-inspired flapping wing MAV with enhanced control capability," *Sensors*, vol. 22, no. 9, p. 3450, 2022. doi: [10.3390/s22093450](https://doi.org/10.3390/s22093450).

[6] Q. V. Nguyen, H. C. Park, and D. Byun, "Design and performance evaluation of a bio-inspired flapping wing mechanism with torsional spring," *J. Bionic Eng.*, vol. 17, no. 2, pp. 321–332, 2020. doi: [10.1007/s42235-020-0032-7](https://doi.org/10.1007/s42235-020-0032-7).

[7] H. Liu and M. Sun, "Dynamic modeling of flapping wing micro air vehicles," *Acta Mech. Sin.*, vol. 34, no. 4, pp. 535–545, 2018. doi: [10.1007/s10409-018-0733-2](https://doi.org/10.1007/s10409-018-0733-2).

[8] H. Tanaka, J. P. Whitney, and R. J. Wood, "Effect of flexural and torsional wing flexibility on lift generation in hover," *Bioinspir. Biomim.*, vol. 6, no. 4, p. 046007, 2011. doi: [10.1088/1748-3182/6/4/046007](https://doi.org/10.1088/1748-3182/6/4/046007).

[9] M. Taha, S. Hokelek, and I. S. Akmandor, "Recent advances in flapping wing MAVs: Aerodynamics, modeling, and control," *Aerospace*, vol. 10, no. 3, p. 284, 2023. doi: [10.3390/aerospace10030284](https://doi.org/10.3390/aerospace10030284).

[10] M. Keennon, K. Klingebiel, and H. Won, "Development of the Nano Hummingbird: A tailless flapping wing micro air vehicle," in *AIAA Aerosp. Sci. Meeting*, 2012. doi: [10.2514/6.2012-588](https://doi.org/10.2514/6.2012-588).

[11] V. Joshi, R. K. Jaiman, and C. Ollivier-Gooch, "A variational flexible multibody formulation for partitioned fluid–structure interaction: Application to bat-inspired drones and unmanned air-vehicles,"

- [24] Y. Chen et al., "A biologically inspired, flapping-wing, hybrid aerial-aquatic microrobot," *Sci. Robot.*, vol. 2, no. 11, p. eaao5619, 2017.
- [25] D. C. Lagoudas, *Shape Memory Alloys*. Springer Science & Business Media, 2008. doi: [10.1007/978-0-387-47685-8](https://doi.org/10.1007/978-0-387-47685-8).
- [26] J. M. Jani, M. Leary, A. Subic, and M. A. Gibson, "A review of shape memory alloy research, applications and opportunities," *Mater. Des.*, vol. 56, pp. 1078–1113, 2014. doi: [10.1016/j.matdes.2013.11.084](https://doi.org/10.1016/j.matdes.2013.11.084).
- [27] L. Ristroph and S. Childress, "Stable hovering of a jellyfish-like flying machine," *J. R. Soc. Interface*, vol. 11, no. 92, p. 20130992, 2014. doi: [10.1098/rsif.2013.0992](https://doi.org/10.1098/rsif.2013.0992)
- [21] J. A. Wikelski, M. Hau, and M. J. van Gils, "Flexible mechanisms in bird flapping flight," *Nat. Commun.*, vol. 11, no. 1, p. 5105, 2020. doi: [10.1038/s41467-020-18946-6](https://doi.org/10.1038/s41467-020-18946-6).
- [22] C. Badrya, B. Govindarajan, J. D. Baeder, A. Harrington, and C. M. Kroninger, "Computational and experimental investigation of a flapping-wing micro air vehicle in hover," *J. Aircraft*, vol. 56, no. 4, pp. 1610–1625, 2019.
- [23] R. J. Wood et al., "Progress on "pico" air vehicles," in *Robotics Research: The 15th International Symposium ISRR*. Springer, 2017, pp. 3–19.