



Research Article

Modeling and Simulation of 18-Degree-of-Freedom Flight Dynamics of a Dragonfly-Inspired Micro Aerial Vehicle Considering Quasi-Steady Aerodynamics

Sobhan Toulabi and Afshin Banazadeh*

Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology

* corresponding author: (banazadeh@sharif.edu)

Article Info

Article history:

Received: 25 August 2025

Revised: 4 December 2025

Accepted: 10 December 2025

Keywords:

Dynamic modeling,
 flight simulation,
 quasi-steady aerodynamics,
 flapping wing dynamics,
 dragonfly-like insect.

Abstract

In this study, a comprehensive dynamic and aerodynamic model of a dragonfly-inspired flapping-wing system was developed to analyze the mechanisms of unsteady flight. Using a nonlinear 18-degree-of-freedom formulation based on the Newton–Euler equations, the coupled motion of the body and four independently actuated wings was simulated. Key unsteady aerodynamic effects—delayed stall, rotational lift, and added-mass inertia—were modeled and incorporated into the dynamics, while wake capture was omitted for simplicity. Simulation results showed strong agreement with experimental data, reproducing lift and drag characteristics across diverse flight conditions. The model also demonstrated stable hovering and agile turning maneuvers, confirming its capability to capture essential flight characteristics. Overall, the validated framework provides a reliable basis for future research on stability, control, and performance optimization of bio-inspired flapping-wing micro aerial vehicles.

Introduction

Dragonflies have long inspired the design of flapping-wing micro air vehicles (MAV's) due to their exceptional flight capabilities. Unlike early fixed-wing machines and simpler rotary-wing systems, flapping-wing fliers combine hover and agile maneuvering with high energy efficiency and robustness to disturbances. Dragonflies in particular (see Figure 1) exhibit remarkable omnidirectional flight, sustained hovering, and rapid, highly agile maneuvers largely enabled by their four independently actuated wings.

This same morphological complexity that grants dragonflies superior performance also makes their dynamics exceptionally challenging to model. Dragonfly flight is governed by strongly nonlinear, multi-body, and unsteady aerodynamic phenomena; a faithful representation therefore requires not only exact equations of motion but also models of delayed stall, rotational lift, added-mass effects, and wake-

capture interactions. As flapping-wing robotics matures and finds applications in surveillance, environmental monitoring, and search-and-rescue, fundamental questions arise about stability and controllability: can a bio-inspired flapping vehicle be designed to remain stable across diverse flight regimes, and can it be guided accurately along desired trajectories? Answering these questions demands a comprehensive dynamical model, realistic numerical simulation, and, ultimately, tailored control strategies. In this work we present a detailed multi-body dynamic formulation, coupled with quasi-steady and unsteady aerodynamic representations, to enable rigorous analysis of dragonfly-like flapping flight and to provide a foundation for future control design.

Methodology

In this study, the dynamic behavior of the dragonfly-inspired flapping-wing system is formulated using Newton–Euler

To Cite this article:

Toulabi, S. and Banazadeh, A. 2025. Modeling and simulation of 18-degree-of-freedom flight dynamics of a dragonfly-inspired micro aerial vehicle considering quasi-steady aerodynamics, *Sharif Mechanical Engineering Journal*, 41(2), 107-125. <https://doi.org/10.24200/j40.2025.67607.1750>

equations for both the body and the four wings. Each link in the multi-body structure is modeled with six degrees of freedom, leading to a complete set of nonlinear equations of motion. On the right-hand side of these equations, the external forces and moments appear, including gravitational effects, inter-link interaction torques, and aerodynamic forces and moments generated during flapping. The inter-link torques, which arise from wing actuation mechanisms, are treated as control inputs to the system. After simulating the full nonlinear model, its response was compared with a simplified model in which wing inertias were neglected, indicating that wing inertia has negligible influence under the tested conditions.

Following the dynamic formulation, the aerodynamic modeling of the flapping motion is developed. The aerodynamics governing insect and bird flight are inherently unsteady, and four principal phenomena dominate the lift and thrust generation mechanisms:

- Delayed stall, representing the transient increase in lift due to the leading-edge vortex;
- Rotational lift, produced by rapid wing rotation at stroke reversal;
- Added-mass inertia, accounting for the acceleration of air particles surrounding the moving wing; and
- Wake capture, representing the interaction of a wing with the wake generated in the previous stroke.

Wake capture effect left unmodeled for simplicity. These aerodynamic contributions are then coupled with the previously derived Newton–Euler dynamics, and the resulting model is simulated to evaluate the system’s performance, stability, and overall flapping behavior of the dragonfly-inspired design.

Results and Discussion

In this section, the aerodynamic coefficients and forces obtained from the proposed model are compared with well-established experimental data to validate the model’s accuracy. Figure 13 presents the dimensionless lift and drag

coefficients associated with the delayed-stall phenomenon, calculated from Equation (47) and compared against experimental data [32].

As shown in Figure 13, the model closely matches experimental trends: the lift coefficient rises nearly linearly with angle of attack, peaks around 45° , then declines as flow remains attached longer than in steady conditions. The drag coefficient increases steadily with angle, reflecting greater resistance from flow separation and vortex formation. This strong agreement, especially at mid angles, confirms the model’s ability to capture key unsteady aerodynamic effects.

Figures 14 and 15 further compare modeled lift and drag with experimental data [30], both showing the characteristic double-peaked flapping waveform and strong overall correlation between the dragonfly model and Robofly results. Although the absolute magnitudes differ, the consistent waveform patterns demonstrate that the proposed model accurately captures the key aerodynamic mechanisms of flapping-wing flight. The results show stable hovering behavior (Figures 16 and 17) and accurate turning performance through lift redistribution induced by roll motion (Figures 18 and 19), confirming the model’s capability to represent both hovering and maneuvering dynamics reliably.

Conclusion

This study developed a comprehensive dynamic and aerodynamic model of a dragonfly-inspired flapping-wing system to explore the mechanisms of unsteady flight. Using a nonlinear formulation based on Newton–Euler equations, the motion of the body and independently actuated wings was simulated. Key unsteady aerodynamic effects were modeled and integrated into the dynamics, producing results that closely matched experimental data for lift and drag across various conditions. The model effectively reproduced stable hovering and agile turning, demonstrating its ability to capture essential flight characteristics. Overall, the validated model offers a strong foundation for future research on stability, control, and optimization of bio-inspired flapping-wing micro aerial vehicles.

Funding: This research did not receive any specific grant from funding agencies in the public, commercial, or not-for-profit sectors.

Conflicts of Interest: The authors declare no conflict of interest.

Author Contributions: All authors contributed to the reported work for conceptualization, methodology, validation, writing-review and editing, and supervision.



مدل سازی و شبیه سازی ۱۸ درجه ای آزادی دینامیک پرواز یک شبه حشره ی سنجاقک با در نظر گرفتن آئرو دینامیک شبه پایا

سبحان طولابی و افشین بنزاده*

دانشکده ی مهندسی هوا- فضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران.

*نویسنده مسئول (banazadeh@sharif.edu)

چکیده

در پژوهش حاضر، فرایند مدل سازی یک شبه حشره ی سنجاقک ۱۸ درجه ای آزادی و با در نظر گرفتن آئرو دینامیک شبه پایا ارائه شده است. ابتدا معادله های دینامیکی حرکت با استفاده از روش نیوتن- اوپلر برای بدنه و چهار بال صلب و به صورت کامل استخراج شده اند. سپس پدیده های آئرو دینامیکی ناپایا، شامل واماندگی به تأخیر افتاده، برا چرخشی و اینرسی جرم افزوده در قالب مدل شبه پایا به مدل دینامیکی اضافه شده اند. ساختار نهایی مدل، شامل نیروها و گشتاورهای متقابل بین اجزا، به منظور شبیه سازی غیر خطی دقیق و طراحی کنترل کننده توسعه یافته است. در پایان، با استفاده از مطالعه های تجربی، ضرایب و نیروهای آئرو دینامیکی استخراج و مدل اعتبارسنجی شده و عملکرد پرنده در سناریوی پرواز شناور و دورزدن با دقت بررسی شده است. تلفیق دقیق دینامیک چندجسمی با مدل آئرو دینامیک شبه پایا، وجه تمایز اصلی مطالعه ی پژوهشی حاضر محسوب می شود.

اطلاعات مقاله

تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۰۶/۰۳

تاریخ اصلاحیه: ۱۴۰۴/۰۹/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۹/۱۹

واژگان کلیدی:

مدل سازی دینامیکی،

شبیه سازی پرواز،

آئرو دینامیک شبه پایا،

دینامیک بال زن،

شبه حشره ی سنجاقک.

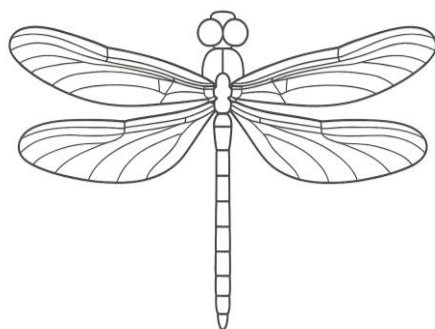


Figure 1. Schematic image of a dragonfly.

شکل ۱. تصویری شماتیک از حشره ی سنجاقک.

با وجود مزایای ذکر شده، همین ساختار پیچیده، مدل سازی آن ها را به یکی از چالش برانگیزترین حوزه ها در طراحی سیستم های پروازی تبدیل کرده است. سنجاقک ها برخلاف بسیاری از پرندگان متعارف، شرایط دینامیکی چندجسمی، نوسانی، و شدیداً غیر خطی دارند، که توصیف دقیق آن ها نیازمند درک عمیق از رفتار دینامیکی و آئرو دینامیک غیر پایاست. در نتیجه، فرایند مدل سازی آن ها

۱. مقدمه

از ساخت اولین وسایل پرنده، حدود یک قرن می گذرد. پرنده های اولیه ای که به دست انسان ساخته شده اند، بال های ثابت داشته و کم کم با گذشت زمان، به پرنده هایی با بال چرخان، مانند بال گرد ها و ریز پرنده ها به دلیل مزایایی مانند پرواز شناور^۱ توجه شده است. جوان ترین عضو خانواده ی وسایل پرنده، بال زن ها هستند، که مزایای هردو گونه ی اشاره شده را دارند. آن ها ویژگی هایی مثل مانور پذیری بالا، پرواز شناور، مصرف انرژی پایین، پایداری در برابر اغتشاش ها، و غیره را به صورت هم زمان دارند.

در میان پرندگان و حشره های بال زن، سنجاقک ها (شکل ۱) به دلیل ویژگی های منحصر به فرد پروازی، توجه ویژه ای را به خود جلب کرده اند. آن ها قادرند با مهارت بالا در همه ی جهت ها پرواز کنند، در فضا معلق بمانند (پرواز شناور)، و مانورهای پیچیده ای نظیر چرخش آبی، تغییر ناگهانی جهت، و پرواز معکوس را به خوبی اجرا کنند. بخش عمده ای از قابلیت های مذکور ناشی از وجود ۴ بال مستقل در ساختار آن هاست، که می توانند در جهت های مختلف حرکت و شرایط آئرو دینامیکی متغیر و کنترل پذیر ایجاد کنند.

¹ Hover

نه فقط شامل استخراج معادله های دقیق حرکت، بلکه شامل بازنمایی صحیح آثار آئرو دینامیکی پیچیده ای، همچون واماندگی تأخیری، نیروی چرخشی، و اثر جرم افزوده است.

در شرایطی که فناوری رباتیک بال زن به سرعت در حال رشد است و کاربردهای متنوعی در حوزه های دیده بانی، پایش محیطی، عملیات نجات، و زیست شناسی دارد، سؤال های مهمی در خصوص پایداری و قابلیت کنترل چنین سیستم هایی مطرح می شود. اینکه آیا می توان یک پرنده ای بال زن رباتیک را به گونه ای طراحی کرد که در شرایط مختلف پروازی پایدار بماند؟ و آیا می توان آن را به دقت بر مسیر دلخواه هدایت کرد؟ پاسخ به پرسش های اخیر مستلزم توسعه ای یک مدل دینامیکی دقیق و قابل اطمینان، شبیه سازی عددی واقع گرایانه، و در مراحل بعدی، طراحی و پیاده سازی کنترل کننده های مناسب خواهد بود. بدیهی است که علی رغم جذابیت عملکردی سنجاقک، ساخت، تحلیل، و کنترل آن نسبت به سایر پرنده ها، پیچیدگی بیشتری دارد و همین موضوع، اهمیت مدل سازی دقیق و چندلایه را دوچندان می سازد.

مطالعات پیشین در حوزه ای مدل سازی و به ویژه طراحی و تحلیل شبه سنجاقک های رباتیک، عمدتاً بر پایه ی پژوهش های تجربی و بررسی فیزیکی سازوکارهای حرکتی و پدیده های آئرو دینامیکی حاکم بر پرواز سنجاقک ها متمرکز بوده اند. مطالعات ذکر شده تلاش کرده اند تا با استفاده از آزمایش های دقیق و مدل های فیزیکی، درک عمیق تری از ویژگی های منحصر به فرد پروازی آن ها، نظیر: مانورپذیری بالا، توانایی پرواز شناور، و پایداری در برابر اغتشاش های محیطی ارائه دهند. با توجه به اهمیت بالای موضوع های مطرح شده در حوزه ی پرنده های میکرو و الهام گرفته از طبیعت، هدف اصلی پژوهش حاضر، ارائه ی یک مدل سازی دینامیکی کامل به منظور تحلیل دقیق رفتار پروازی حشره های بال زن، با تمرکز بر سنجاقک و استفاده از شبیه سازی های عددی مبتنی بر اصول دینامیک و آئرو دینامیک بوده است.

در این راستا، مطالعات صورت گرفته در زمینه ی مدل سازی آئرو دینامیک پرواز بال زن را می توان براساس نوع مدل سازی، به ۳ دسته ی کلی: پایا، شبه پایا، و ناپایا تقسیم کرد.^[۱] مدل های پایا، عمدتاً برای شرایط پروازی ساده و سرعت های بالا مناسب اند و دقت کافی در شرایط ناپایدار ندارند. مدل های شبه پایا، با در نظر گرفتن بخشی از آثار دینامیکی و وابستگی زمانی محدود، دقت بالاتر و کاربرد گسترده تری در شبیه سازی بال زن ها دارند. در مقابل، مدل های ناپایا تلاش می کنند تا تمامی پدیده های آئرو دینامیکی وابسته به زمان، از جمله واماندگی با تأخیر، نیروی چرخشی، جرم افزوده، و اثر جذب جریان را در نظر بگیرند و بنابراین برای بازسازی دقیق رفتار بال زن های طبیعی، مانند سنجاقک مناسب تر هستند. یکی از نخستین پژوهش ها در این زمینه، مطالعه ی آژبورن^۲ (۱۹۵۱) بوده است، که در آن نیروهای برا، پیش ران، و توان مصرفی در پرواز بال زن ها به صورت تحلیلی بررسی شده و نتایج نشان داده است که قوانین حاکم بر پرواز بال زن ها با پرواز هواپیماهای بال ثابت تفاوت های اساسی دارند.^[۲] از آن زمان تاکنون، پژوهش های گسترده ای به مدل سازی و آزمایش های تجربی در حوزه ی اخیر اختصاص یافته است؛ که هدف اصلی آن ها، استخراج نیروهای آئرو دینامیکی ناشی از بال زن بوده است.

در این راستا، مطالعات متعددی انجام شده است: از جمله ارائه ی مدل هایی برای توصیف نیروهای آئرو دینامیکی در پروازهایی با دامنه ی بال زنی بالا،^[۳]

استفاده از مدل شبه پایا برای تخمین نیروهای آئرو دینامیکی حین بال زدن،^[۴] شبیه سازی جریان هوا حول بال های انعطاف پذیر با نوک های خمیده و مستطیلی جهت محاسبه ی نیروهای آئرو دینامیکی،^[۵] استفاده از یک شبکه ی عصبی فازی- عملکردی هیبرید برای یادگیری و پیش بینی نیروهای آئرو دینامیکی پرنده ی بال زن براساس داده های پرواز،^[۶] همچنین، پژوهش هایی مانند مدل سازی و خطی سازی مود طولی برای بال زن شبه سنجاقک با دم صلب فعال،^[۷] تحلیل سینماتیکی سازوکار بال زن با بال های دوتکه براساس آئرو دینامیک غیرخطی شبه پایا،^[۸] بررسی تأثیر شکل بال و سینماتیک بال زنی در نیروهای آئرو دینامیکی و ساختار گردابه ها با اعمال شکل بال های زنبر، پروانه ی شب پره ای، و مرغ مگس در پرواز شناور،^[۹] و نیز ساخت مدل فیزیکی یک پرنده ی بال زن برای بررسی تجربی و مقایسه با نتایج تحلیلی در تونل باد،^[۱۰] نیز در همین راستا انجام شده اند.

تنوع پژوهش ها در زمینه ی ذکر شده، نشانگر پیچیدگی آئرو دینامیک بال زن ها و تلاش های گسترده برای فهم و مدل سازی دقیق آن هاست.

در کنار مطالعاتی که بر مدل سازی نیروهای آئرو دینامیکی متمرکز بوده اند، دسته ی دیگری از پژوهش ها به بررسی ویژگی های سازه ای مؤثر در پرواز پرنده های بال زن پرداخته اند. آن ها تلاش کرده اند عواملی همچون سفتی بال، شکل های مودال، و سایر ویژگی های مکانیکی سازه را شناسایی کنند و یا رابطه ای میان ویژگی های آن ها و بارگذاری آئرو دینامیکی بر روی بال ها برقرار سازند. در این زمینه، نتایج متنوعی به دست آمده است، که هر یک به جنبه ای از تعامل سازه و آئرو دینامیک در پرواز پرنده های بال زن اشاره داشته اند.

از جمله ی مطالعه های مذکور می توان به بررسی هم زمان تأثیر شکل هندسی و انعطاف پذیری بال در عملکرد آئرو دینامیکی در پرواز شناور،^[۱۱] تحلیل برهم کنش سیال- سازه در بال زن انعطاف پذیر با در نظر گرفتن اثر نیروهای اینرسی،^[۱۲] و طراحی یک شبکه ی عصبی مبتنی بر تصویر جهت تحلیل و پیش بینی ارتعاش های بال های انعطاف پذیر،^[۱۳] اشاره کرد. همچنین توسعه ی یک مدل شبه پایای پیشرفته برای محاسبه ی هم زمان نیروهای آئرو دینامیکی و تغییر شکل های بال با لحاظ کردن پارامترهایی، نظیر: شکل بال، فرکانس ضربه، و خواص ماده،^[۱۴] و نیز تحلیل ارتعاش ها و تأثیر ویژگی های ارتعاشی مانند فرکانس و دامنه در پایداری سامانه های بال زنی با استفاده از شبیه سازی عددی،^[۱۵] از دیگر نتایج مهم در این حوزه به شمار می روند. پژوهش های اخیر، نقش کلیدی در درک بهتر اندرکنش سازه، و آئرو دینامیک و طراحی دقیق تر پرنده های بال زن داشته اند.

در نهایت، هم زمان با پیشرفت در مدل سازی و شناخت دینامیک پرواز پرنده های بال زن، بخشی از پژوهش ها به بررسی مسئله ی پایداری و کنترل سامانه های مذکور در فازهای مختلف پروازی، مانند شناوری، حرکت رو به جلو، و مانورهای پیچیده اختصاص یافته است. در این حوزه، رویکردهای متنوعی از کنترل های خطی تا غیرخطی استفاده شده است. از جمله ی تلاش ها می توان به تنظیم پارامترهای بال زنی نظیر: فرکانس، دامنه، و زاویه ی حمله با استفاده از الگوریتم های پیشرفته، مانند: کنترل بهینه، کنترل فازی، و روش های مبتنی بر یادگیری عمیق با تحلیل داده های حسگرها و وضعیت پرواز اشاره کرد.^[۱۶] همچنین، کنترل ارتفاع به صورت آبشاری برای ربات های بال زن با ساختار دوتکه و مدل آئرو دینامیکی شبه پایا،^[۱۷] و تأمین ثبات و مانورپذیری برای ربات هایی

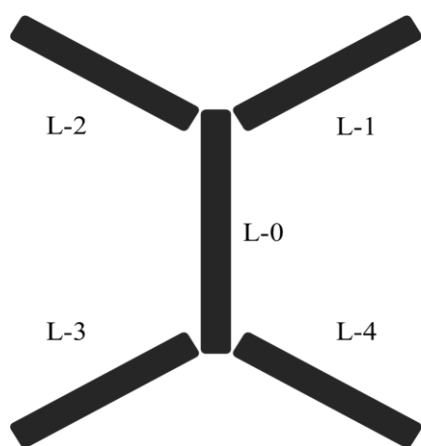


Figure 2. Multi-link model of a dragonfly.

شکل ۲. مدل چندلینکی پرندهی سنجاقک.

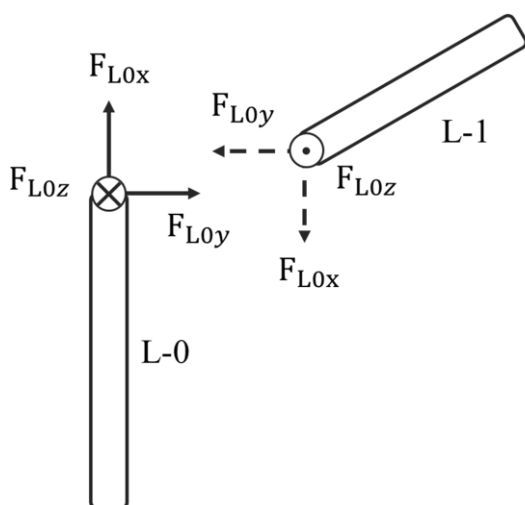


Figure 3. Forces between links L-0 and L-1.

شکل ۳. نیروهای بین دو لینک L-0 و L-1.

کرد. در شکل ۳، نیروهای بین دو لینک بدنه و بال اول، شامل نیروهای اعمالی از طرف بدنه و واکنش نیروهای مذکور مشاهده می‌شود. تصویر گشتاورهای بین دو لینک مذکور نیز مشابه با شکل ۳ (نیروها) است.

در پژوهش حاضر، ابتدا با در نظر گرفتن ساختار چندجسمی پرنده، مدل دینامیکی حرکت برای بدنه و ۴ بال صلب با استفاده از روش نیوتن-اولبر استخراج شده است. سپس با بهره‌گیری از مدل آئرو دینامیکی شبه‌پایا، نیروها و گشتاورهای مؤثر در سیستم، شامل پدیده‌هایی نظیر واماندگی به تأخیر افتاده، برا چرخشی و جرم افزوده، به معادله‌های حرکت اضافه شده‌اند. در ادامه، با استفاده از معادله‌های به دست آمده، حرکت پرنده شبیه‌سازی و ضرایب و نیروهای آئرو دینامیکی اعتبارسنجی شده‌اند. همچنین، به دلیل اهمیت فاز پرواز شناور، رفتار پرنده در این حالت به صورت ویژه بررسی شده است. انتظار می‌رود این مدل‌سازی دقیق، بستری مناسب برای طراحی کنترل‌کننده، تحلیل عملکرد، و توسعه‌ی پرنده‌های بال‌زن الهام‌گرفته از طبیعت فراهم سازد.

۲. مدل‌سازی دینامیکی

معادله‌های حرکت، رفتار یک سیستم را بر حسب زمان بیان می‌کنند. پس با داشتن آن‌ها برای یک سیستم، می‌توان پاسخ سیستم را در زمان دلخواه محاسبه کرد. برای به دست آوردن معادله‌های سیستم با روش نیوتن، قانون دوم نیوتن، و قانون اولبر برای هر کدام از اجزاء نوشته شده‌اند.

با ساختار مشابه پروانه با کمک تنظیم خودکار پارامترهای پروازی بر پایه‌ی حسگرهای وضعیت و الگوریتم‌های فازی،^[۱۸] از دیگر نتایج قابل توجه هستند.

افزون بر این، استفاده از کنترل تطبیقی برای حفظ زاویه‌ی پیچ و ارتفاع در حضور اغتشاش،^[۱۹] بهره‌گیری از یادگیری تقویتی به منظور طراحی سیستم‌های کنترل مبتنی بر کرنش بال جهت تنظیم فرکانس، و دامنه‌ی بال‌زنی،^[۲۰] و توسعه‌ی سامانه‌های کنترلی بازبایی پرواز در شرایط بحرانی برای حفظ ثبات پرواز میکروپرنده‌های بال‌زن،^[۲۱] نیز به طور گسترده بررسی شده‌اند. مسیریابی به کمک کنترل تطبیقی،^[۲۲] کنترل وضعیت و ارتفاع با بهره‌گیری از راهبردهای فازی،^[۲۳] و تحلیل رفتار کنترلی حشره‌ها در شرایط پرواز سریع برای درک بهتر سازوکارهای ثبات و مانورپذیری طبیعی،^[۲۴] نیز نمونه‌هایی از تلاش‌های انجام شده هستند.

مطالعات پیشین نشان می‌دهند که حوزه‌ی پایداری و کنترل، بخش مکمل و حیاتی در توسعه‌ی پرنده‌های بال‌زن هوشمند و الهام‌گرفته از طبیعت محسوب می‌شود. به منظور طراحی مؤثر سیستم‌های کنترلی و پیش‌بینی دقیق عملکرد پرنده، دستیابی به یک مدل دینامیکی دقیق و جامع، اهمیت بسیاری دارد. مدل دینامیکی، رفتار یک سیستم را در طول زمان توصیف می‌کند؛ به گونه‌ای که با در اختیار داشتن مدل مذکور می‌توان پاسخ سیستم را در برابر ورودی‌های مختلف پیش‌بینی و یا ورودی‌هایی را تعیین کرد، که منجر به رفتار مطلوب سیستم شود. لذا، پیش‌نیاز مدل‌سازی دقیق، تعیین مجموعه‌ای از فرضیات پایه است، که مبنای توسعه‌ی مدل دینامیکی در پژوهش حاضر هستند و چارچوب تحلیل را مشخص می‌سازند؛ که در ادامه، به آن‌ها اشاره شده است:

- از در نظر گرفتن سر و دم پرنده به صورت مجزا، به دلیل عدم تأثیر چشمگیر در دینامیک پرنده صرف نظر شده است.

- به دلیل سادگی معادله‌ها از الاستیسیته صرف نظر و بال‌ها و بدنه به صورت صلب در نظر گرفته شده‌اند.

- در پژوهش حاضر از آئرو دینامیک بدنه چشم‌پوشی شده است.

- جرم و ممان اینرسی اجزاء، ثابت فرض شده است.

- توزیع جرم بدنه و بال‌ها یکنواخت و همچنین بال‌ها نیز مشابه فرض شده‌اند.

در پژوهش حاضر، برای مدل‌سازی، ابتدا پرنده به صورت چندلینکی مدل شده است. سپس به دلیل اهمیت نیروها و گشتاورهای بین لینک‌ها از روش نیوتن به منظور استخراج معادله‌های حرکت استفاده شده است. در شکل ۲، نمای بالای پرنده، که به صورت چندلینکی مدل‌سازی شده است، مشاهده می‌شود.

در شکل ۲، لینک مرکزی (L-0) نشانگر بدنه‌ی پرنده و ۴ لینک کنار آن (L-1, L-2, L-3, L-4) نشان‌دهنده‌ی بال‌ها هستند. لینک بدنه (L-0)، در فضا دارای ۶ درجه‌ی آزادی (۳ درجه‌ی انتقالی و ۳ درجه‌ی دورانی) بوده و هر کدام از لینک‌های مربوط به بال‌ها (L-1, L-2, L-3, L-4)، ۳ درجه‌ی آزادی (دورانی) داشته‌اند؛ و در مجموع سیستم، ۱۸ درجه‌ی آزادی مستقل داشته است. به بیان دیگر، می‌توان حالت لینک بدنه را با ۳ مختصه‌ی موقعیت (x_0, y_0, z_0) و ۳ مختصه‌ی وضعیت یا همان زوایای اوایل $(\phi_0, \theta_0, \psi_0)$ توصیف و همچنین وضعیت هر کدام از لینک‌های مربوط به بال‌ها را نیز با ۳ مختصه‌ی وضعیت نسبت به لینک بدنه $(\phi_i, \theta_i, \psi_i, i = 1:4)$ بیان

۱.۲. معادله های حرکت بدنه ی پرنده

قانون دوم نیوتن برای بدنه (L-0) به صورت رابطه ی ۱ است: [۲۵]

$$m^{L0} \left[\frac{d\mathbf{v}_{L0}^I}{dt} \right]^{L0} + m^{L0} [\boldsymbol{\Omega}^{L0I}]^{L0} [\mathbf{v}_{L0}^I]^{L0} = [\mathbf{f}_{L0}]^{L0} \quad (10)$$

نیروهای وارد بر لینک بدنه $([\mathbf{f}_{L0}]^{L0})$ ، سه دسته ی جاذبه $(m_{L0}\mathbf{g})$ ، آئرو دینامیک (F_A) ، و نیروهای بین لینک ها (F_{L0}) در نظر گرفته می شوند (رابطه ی ۱۱):

$$[\mathbf{f}_{L0}]^{L0} = \begin{bmatrix} (m_{L0}\mathbf{g})_x + F_{L0x} + F_{A0x} \\ (m_{L0}\mathbf{g})_y + F_{L0y} + F_{A0y} \\ (m_{L0}\mathbf{g})_z + F_{L0z} + F_{A0z} \end{bmatrix} \quad (11)$$

با قرار دادن رابطه ی اخیر در معادله ی ۱۰، قانون دوم نیوتن برای لینک بدنه به ۳ معادله ی ۱۲ منتهی می شود:

$$\begin{aligned} \dot{u}_{L0} + (q_{L0}w_{L0} - r_{L0}v_{L0}) &= ((m_{L0}\mathbf{g})_x + F_{L0x} + F_{A0x}) / m_{L0} \\ \dot{v}_{L0} + (r_{L0}u_{L0} - p_{L0}w_{L0}) &= ((m_{L0}\mathbf{g})_y + F_{L0y} + F_{A0y}) / m_{L0} \\ \dot{w}_{L0} + (p_{L0}v_{L0} - q_{L0}u_{L0}) &= ((m_{L0}\mathbf{g})_z + F_{L0z} + F_{A0z}) / m_{L0} \end{aligned} \quad (12)$$

سه معادله ی دیفرانسیل مرتبه ی یک اخیر، نتیجه ی قانون دوم نیوتن برای لینک بدنه هستند، که در آن ها، سرعت های زاویه ای (p, q, r) و خطی (u, v, w) در دستگاه بدنی مشاهده می شوند. طرف چپ تساوی معادله های مذکور، در دستگاه بدنی است؛ و با توجه به اینکه بردار جاذبه در راستای محور سوم دستگاه اینرسی است، می توان با ضرب ماتریس تبدیل بین دو دستگاه بدنی و اینرسی $([T]^{L0I})$ در بردار ذکر شده، آن را نیز در دستگاه بدنی مطابق رابطه ی ۱۳ بیان کرد:

$$[T]^{L0I} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta_{L0} \\ g \cos \theta_{L0} \sin \varphi_{L0} \\ g \cos \theta_{L0} \cos \varphi_{L0} \end{bmatrix} \quad (13)$$

در معادله های رابطه ی ۱۲، با توجه فرضیات در نظر گرفته شده، از سهم نیروی آئرو دینامیک ایجاد شده توسط بدنه چشم پوشی و در نهایت نیروهای بین لینکی که از طرف بال ها به بدنه وارد می شوند، مطابق رابطه ی ۱۴ هستند:

$$\begin{bmatrix} F_{L0x} \\ F_{L0y} \\ F_{L0z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{L0x1} + F_{L0x2} + F_{L0x3} + F_{L0x4} \\ F_{L0y1} + F_{L0y2} + F_{L0y3} + F_{L0y4} \\ F_{L0z1} + F_{L0z2} + F_{L0z3} + F_{L0z4} \end{bmatrix} \quad (14)$$

با توجه به معادله ی ۱۴، نیروهای بین لینکی که به لینک بدنه وارد می شوند، از طرف هر لینک بال، ۳ مؤلفه ی نیرو است و در مجموع ۱۲ مؤلفه ی نیروی مجهول در معادله ی ۱۲ وجود خواهد داشت.

در ادامه، قانون اوپلر برای لینک بدنه بیان شده است؛ که بیان می کند نرخ تغییرات زمانی اندازه ی حرکت زاویه ای (l) مرکز جرم لینک بدنی، نسبت به قاب اینرسی برابر با مجموع گشتاورهای اعمال شده (M) به این لینک حول مرکز جرم آن است، [۲۵] یا به صورت ریاضی مطابق رابطه ی ۱۵ است:

$$\mathbf{D}^I \mathbf{I}_{L0I}^I = \mathbf{M}_{L0I} \quad (15)$$

از طرفی، اندازه ی حرکت زاویه ای برابر با حاصل ضرب ممان اینرسی (I) در سرعت زاویه ای $(\boldsymbol{\omega})$ مطابق رابطه ی ۱۶ است:

$$\mathbf{I}_{L0I}^I = \mathbf{I}_{L0}^{L0} \boldsymbol{\omega}^{L0I} \quad (16)$$

حال با جای گذاری رابطه ی اخیر در رابطه ی ۱۵، رابطه ی ۱۷ به دست می آید:

$$\mathbf{D}^I \mathbf{p}_{L0}^I = \mathbf{f}_{L0} \quad (1)$$

که مطابق آن، نرخ تغییرات زمانی اندازه ی حرکت خطی (p) مرکز جرم لینک بدنه (L-0)، نسبت به قاب اینرسی I، برابر با مجموع نیروهای (f) وارد بر جسم مذکور است (عملگر $\mathbf{D}^I$ بیانگر مشتق زمانی دورانی نسبت به قاب اینرسی است). همچنین اندازه ی حرکت خطی با حاصل ضرب جرم جسم (m) در سرعت (v) آن برابر است. پس می توان رابطه ی ۲ را نوشت:

$$\mathbf{D}^I \mathbf{p}_{L0}^I = \mathbf{D}^I (m_{L0} \mathbf{D}^I \mathbf{s}_{L0I}) = m_{L0} \mathbf{D}^I \mathbf{D}^I \mathbf{s}_{L0I} + \mathbf{D}^I m_{L0} \mathbf{D}^I \mathbf{s}_{L0I} \quad (2)$$

که در آن، $\mathbf{s}$ بیانگر بردار مکان مرکز جرم لینک است. عبارت دوم در سمت راست تساوی دارای مشتق نسبت به جرم $(\mathbf{D}^I m_{L0})$ است و با توجه به اینکه جرم لینک ها بدون تغییرات فرض شده است، این عبارت برابر صفر است و رابطه ی ۲ به صورت رابطه ی ۳ نوشته می شود.

$$m^{L0} \mathbf{D}^I \mathbf{D}^I \mathbf{s}_{L0I} = \mathbf{f}_{L0} \quad (3)$$

تغییرات موقعیت مرکز جرم نسبت به قاب اینرسی به معنای سرعت مرکز جرم نسبت به قاب اینرسی است، همچنین تغییرات سرعت مرکز جرم نیز نسبت به اینرسی برابر با شتاب $(\mathbf{a})$ خواهد بود (رابطه ی ۴):

$$\begin{aligned} \mathbf{D}^I \mathbf{s}_{L0I} &= \mathbf{v}_{L0}^I \\ \mathbf{D}^I \mathbf{v}_{L0}^I &= \mathbf{a}_{L0}^I \end{aligned} \quad (4)$$

با قرار دادن رابطه ی ۴ در رابطه ی ۳، رابطه ی ۵ به دست می آید:

$$m^{L0} \mathbf{a}_{L0}^I = \mathbf{f}_{L0} \quad (5)$$

که مطابق آن، حاصل ضرب جرم بدنه در شتاب اینرسی مرکز جرم بدنه، برابر با برابند نیروهای وارد بر آن است. تا اینجا قانون دوم نیوتن به شکل نامتغیر تنسوری برای لینک بدنه ارائه شده است، اکنون می توان قانون مذکور را در هر دستگاه دلخواهی بیان کرد. قانون دوم نیوتن در دستگاه بدنی خود لینک بدنه (L-0) به صورت رابطه ی ۶ نوشته می شود:

$$m^{L0} [\mathbf{D}^I \mathbf{v}_{L0}^I]^{L0} = [\mathbf{f}_{L0}]^{L0} \quad (6)$$

همان طور که بیان شد؛ در روابط اخیر، $\mathbf{D}$ مشتق زمانی دورانی است، که برای انتقال آن از قاب اینرسی به قاب بدنی از رابطه ی انتقال اوپلر استفاده می شود؛ که برای دو قاب اختیاری A و B و هر بردار دلخواه X به صورت رابطه ی ۷ است:

$$\mathbf{D}^A \mathbf{x} = \mathbf{D}^B \mathbf{x} + \boldsymbol{\Omega}^{BA} \mathbf{x} \quad (7)$$

که در آن، $\boldsymbol{\Omega}^{BA}$ (ماتریس سرعت زاویه ای بین دو قاب A و B) به صورت رابطه ی ۸ است:

$$\boldsymbol{\Omega}^{BA} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

حال با کمک رابطه ی ۷، رابطه ی ۶ به صورت رابطه ی ۸ بازنویسی شده است:

$$m^{L0} [\mathbf{D}^{L0} \mathbf{v}_{L0}^I]^{L0} + m^{L0} [\boldsymbol{\Omega}^{L0}]^{L0} [\mathbf{v}_{L0}^I]^{L0} = [\mathbf{f}_{L0}]^{L0} \quad (9)$$

مشتق موجود در رابطه ی اخیر $([\mathbf{D}^{L0} \mathbf{v}_{L0}^I]^{L0})$ مطابق رابطه ی ۱۰ به مشتق عادی تبدیل می شود:

با اضافه کردن سه معادله دیفرانسیل دیگر نیز به صورت رابطه ۲۶ می توان موقعیت لینک را در دستگاه اینرسی بیان کرد:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{L0} \\ \dot{y}_{L0} \\ \dot{z}_{L0} \end{bmatrix} = [T]^{ILO} \begin{bmatrix} u_{L0} \\ v_{L0} \\ w_{L0} \end{bmatrix} = [\bar{T}]^{LOI} \begin{bmatrix} u_{L0} \\ v_{L0} \\ w_{L0} \end{bmatrix} \quad (26)$$

در رابطه ی اخیر، ماتریس تبدیل بین دستگاه اینرسی و دستگاه بدنه ($[T]^{LOI}$) مطابق رابطه ی ۲۷ است:

$$[T]^{LOI} = [T(\varphi_{L0})]^{LOY1} [T(\theta_{L0})]^{Y1X1} [T(\psi_{L0})]^{X1I} \quad (27)$$

که در آن، $[T(\psi_{L0})]^{X1I}$ ، $[T(\theta_{L0})]^{Y1X1}$ و $[T(\varphi_{L0})]^{LOY1}$ مطابق رابطه های ۲۸ الی ۳۰ به دست می آیند:

$$[T(\psi_{L0})]^{X1I} = \begin{bmatrix} \cos \psi_{L0} & \sin \psi_{L0} & 0 \\ -\sin \psi_{L0} & \cos \psi_{L0} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$[T(\theta_{L0})]^{Y1X1} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{L0} & 0 & -\sin \theta_{L0} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_{L0} & 0 & \cos \theta_{L0} \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$[T(\varphi_{L0})]^{LOY1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi_{L0} & \sin \varphi_{L0} \\ 0 & -\sin \varphi_{L0} & \cos \varphi_{L0} \end{bmatrix} \quad (30)$$

تاکنون برای لینک بدنه، ۱۲ معادله دیفرانسیل مرتبه ی اول غیر خطی به دست آمده است، که ۹ معادله ی اول درگیر^۳ هستند و لازم است که هم زمان حل شوند. در ادامه، به استخراج معادله های حاکم بر بال ها پرداخته شده است.

۲.۲. معادله های حرکت بال های پرنده

برای به دست آوردن معادله های حرکت بال ها، فرآیندی مشابه با آنچه در قسمت بدنه گفته شده است، طی شده است. رابطه ی ۳، که بیان می کند مشتق دوم بردار مکان در قاب اینرسی با نیروهای وارد بر جسم برابر است، برای بال اول به صورت رابطه ی ۳۱ است:

$$m^{L1} D^I D^I s_{L1I} = f_{L1} \quad (31)$$

بردار مکان (s) مرکز جرم بال اول به کمک بردار مکان بدنه به صورت رابطه ی ۳۲ است:

$$s_{L1I} = s_{L1LO} + s_{LOI} \quad (32)$$

پس قانون دوم نیوتن به صورت رابطه ی ۳۳ بازنویسی می شود:

$$m^{L1} D^I D^I s_{L1LO} + m^{L1} D^I D^I s_{LOI} = f_{L1} \quad (33)$$

در ادامه، باید فرآیندی مشابه با بدنه برای سمت چپ تساوی رابطه ی ۳۳ طی کرد، که به دلیل طولانی شدن روابط از نوشتن آن صرف نظر شده است. سمت راست رابطه ی ۳۳ مطابق رابطه ی ۳۴ است:

$$D^I (I_{L0}^{LO} \omega^{LOI}) = M_{L0} \quad (17)$$

با کمک قانون انتقال اویلر یا همان رابطه ی ۷، می توان مشتق دورانی نسبت به قاب اینرسی را به قاب بدنی مطابق رابطه ی ۱۸ انتقال داد:

$$D^{L0} (I_{L0}^{LO} \omega^{LOI}) + \Omega^{LOI} (I_{L0}^{LO} \omega^{LOI}) = M_{L0} \quad (18)$$

رابطه ی ۱۸، به شکل نامتغیر تنسوری است و می توان آن را در دستگاه دلخواه بیان کرد؛ که در دستگاه بدنی مطابق رابطه ی ۱۹ خواهد بود:

$$D^{B0} \left([I_{B0}^{B0}]^{B0} [\omega^{B0I}]^{B0} \right) + [\Omega^{B0I}]^{B0} [I_{B0}^{B0}]^{B0} [\omega^{B0I}]^{B0} = [M_{B0}]^{B0} \quad (19)$$

با توجه به خارج شدن ماتریس ممان اینرسی ($[I_{B0}^{B0}]^{B0}$) از درون عبارت مشتق به دلیل ثابت بودن آن در دستگاه بدنی، و همچنین بیان مشتق زمانی دورانی (D) در دستگاه مربوط به خودش ($D^{B0} ([I_{B0}^{B0}]^{B0})$)، مشتق مذکور به مشتق زمانی عادی مطابق رابطه ی ۲۰ تبدیل خواهد شد:

$$[I_{L0}^{LO}]^{L0} \left[\frac{d\omega^{LOI}}{dt} \right]^{L0} + [\Omega^{LOI}]^{L0} [I_{L0}^{LO}]^{L0} [\omega^{LOI}]^{L0} = [M_{L0}]^{L0} \quad (20)$$

ماتریس ممان اینرسی در رابطه ی ۲۰، مطابق رابطه ی ۲۱ به دست می آید:

$$[I_{L0}^{LO}]^{L0} = \begin{bmatrix} I_{xxL0} & 0 & -I_{xzL0} \\ 0 & I_{yyL0} & 0 \\ -I_{xzL0} & 0 & I_{zzL0} \end{bmatrix} \quad (21)$$

و همچنین گشتاورهای وارد بر بدنه در سمت راست رابطه ی ۲۰، به صورت رابطه ی ۲۲ در نظر گرفته می شوند.

$$[M_{L0}]^{L0} = \begin{bmatrix} M_{L0x} \\ M_{L0y} \\ M_{L0z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{L0x} + M_{A0x} \\ M_{L0y} + M_{A0y} \\ M_{L0z} + M_{A0z} \end{bmatrix} \quad (22)$$

همان طور که گفته شد، تأثیر آئرو دینامیک در بدنه ناچیز فرض شده است و بنابراین گشتاورهای آئرو دینامیک برابر صفر خواهند بود. در نتیجه رابطه ی ۲۰، به صورت رابطه ی ۲۳ خواهد بود:

$$\begin{aligned} I_{xxL0} \dot{p}_{L0} &= I_{xzL0} \dot{r}_{L0} + I_{yzL0} \dot{q}_{L0} + (I_{yyL0} - I_{zzL0}) r_{L0} q_{L0} + M_{L0x} \\ I_{yyL0} \dot{q}_{L0} &= (I_{zzL0} - I_{xxL0}) p_{L0} r_{L0} + I_{xzL0} (r_{L0}^2 - p_{L0}^2) + M_{L0y} \end{aligned} \quad (23)$$

$I_{zzL0} \dot{r}_{L0} = I_{xzL0} p_{L0} - I_{yzL0} q_{L0} r_{L0} + (I_{xxL0} - I_{yyL0}) q_{L0} r_{L0} + M_{L0z}$
گشتاورهای بین لینکی نیز همانند نیروهای بین لینکی به صورت رابطه ی ۲۴ هستند:

$$\begin{bmatrix} M_{L0x} \\ M_{L0y} \\ M_{L0z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{L0x1} + M_{L0x2} + M_{L0x3} + M_{L0x4} \\ M_{L0y1} + M_{L0y2} + M_{L0y3} + M_{L0y4} \\ M_{L0z1} + M_{L0z2} + M_{L0z3} + M_{L0z4} \end{bmatrix} \quad (24)$$

تا اینجا ۶ معادله (۳ معادله ی نیوتن و ۳ معادله ی اویلر) برای لینک بدنه بیان شده است، به منظور مرتبط کردن سرعت های زاویه ای در دستگاه بدنی با زوایای اویلر از معادله های زاویه ی اویلر به صورت رابطه ی ۲۵ استفاده می شود.

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_{L0} &= p_{L0} + q_{L0} \sin \varphi_{L0} \tan \theta_{L0} + r_{L0} \cos \varphi_{L0} \tan \theta_{L0} \\ \dot{\theta}_{L0} &= q_{L0} \cos \varphi_{L0} - r_{L0} \sin \varphi_{L0} \\ \dot{\psi}_{L0} &= (q_{L0} \sin \varphi_{L0} + r_{L0} \cos \varphi_{L0}) \sec \theta_{L0} \end{aligned} \quad (25)$$

مانند لینک بدنه، برای مرتبط کردن سرعت های زاویه ای در دستگاه بدنی بال با زوایای اوایلر، از معادله های زاویه ای اوایلر (مشابه رابطه ی ۲۵) به صورت رابطه ی ۴۱ استفاده می شود:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi}_{L1} &= p_{L1} + q_{L1} \sin \varphi_{L1} \tan \theta_{L1} + r_{L1} \cos \varphi_{L1} \tan \theta_{L1} \\ \dot{\theta}_{L1} &= q_{L1} \cos \varphi_{L1} - r_{L1} \sin \varphi_{L1}\end{aligned}\quad (41)$$

که در آن، زوایای اوایلر بین دو قاب بدنه و قاب بال تعریف شده اند. همچنین با افزودن ۳ معادله ی دیگر مطابق رابطه ی ۴۲، می توان موقعیت بال را در دستگاه اینرسی بیان کرد:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{L1} \\ \dot{y}_{L1} \\ \dot{z}_{L1} \end{bmatrix} = [T]^{L1L} \begin{bmatrix} u_{L1} \\ v_{L1} \\ w_{L1} \end{bmatrix} = [T]^{L1L0} + [T]^{L0L1} \begin{bmatrix} u_{L1} \\ v_{L1} \\ w_{L1} \end{bmatrix}\quad (42)$$

تاکنون نیز برای بال اول پرنده، ۱۲ معادله و همچنین برای هر کدام از دیگر بال ها نیز با روند مشابه، ۱۲ معادله به دست آمده است.

۳.۲. تحلیل معادله های حرکت

با توسعه ی معادله های حاکم بر سیستم در قسمت های قبل، برای هر کدام از اجزاء پرنده، ۱۲ معادله ی دیفرانسیل مرتبه ی اول به دست آمده است، که در مجموع ۶۰ معادله هستند؛ که معلومات مسئله اند و مجهولات مسئله نیز به شرح روابط ۴۳ الی ۴۵ هستند:

- ۱۲ مجهول برای بدنه (رابطه ی ۴۳):

$$\begin{aligned}x_{L0}, y_{L0}, z_{L0} \\ u_{L0}, v_{L0}, w_{L0} \\ p_{L0}, q_{L0}, r_{L0} \\ \phi_{L0}, \theta_{L0}, \psi_{L0}\end{aligned}\quad (43)$$

- ۳۶ مجهول برای بال ها (رابطه ی ۴۴):

$$x_{Li}, y_{Li}, z_{Li}, p_{Li}, q_{Li}, r_{Li}, \phi_{Li}, \theta_{Li}, \psi_{Li} \quad i=1:4\quad (44)$$

- ۱۲ نیروی مجهول نیز در بین لینک ها (رابطه ی ۴۵):

$$F_{Lix}, F_{Liy}, F_{Liz}, \quad i=1:4\quad (45)$$

که مجموعاً ۶۰ مجهول وجود دارند، که در کنار معادله ها، قابل حل خواهند بود (با فرض معلوم بودن بارگذاری آئرو دینامیک، که در قسمت بعد به آن پرداخته شده است). شایان ذکر است که گشتاورهای بین لینک ها به عنوان ورودی سیستم در نظر گرفته شده اند.

در مدل حاضر، فرض ۱۸ درجه ای آزادی مستلزم وجود مکانیزم هایی است که هر بال بتواند مستقلاً سه حرکت زاویه ای انجام دهد. در عمل، پیاده سازی چنین سامانه ای نیازمند عملگرهایی است که بتوانند گشتاور و دامنه ی حرکتی لازم را در فرکانس بال زدن تأمین کنند. برای پرنده های بسیار کوچک با وزن کل حدود ۲۰ گرم، استفاده از عملگرهای مرسوم مانند سروو موتور یا موتورهای DC به دلیل وزن و حجم زیاد مناسب نیست؛ در این مقیاس، عملگرهای پیزوالکتریک یا مواد هوشمند گزینه ی بهینه تری هستند، زیرا با اعمال ولتاژی کوچک، تغییر شکل مکانیکی ایجاد می شود و امکان حرکت های زاویه ای بال را

$$[f_{L1}]^{L1} = \begin{bmatrix} (m_{L1}g)_x + F_{L1x} + F_{A1x} \\ (m_{L1}g)_y + F_{L1y} + F_{A1y} \\ (m_{L1}g)_z + F_{L1z} + F_{A1z} \end{bmatrix}\quad (34)$$

نیروهای آئرو دینامیک نیز شامل سه دسته ی جاذبه، بین لینکی، و آئرو دینامیک هستند؛ که در قسمت های بعد بررسی شده اند. نیروهای جاذبه نیز همانند لینک بدنه است، اما نیروهای بین لینکی مطابق رابطه ی ۳۵ هستند:

$$\begin{bmatrix} F_{L1x} \\ F_{L1y} \\ F_{L1z} \end{bmatrix} = [T]^{L1L0} \begin{bmatrix} -F_{L1x} \\ -F_{L1y} \\ -F_{L1z} \end{bmatrix}\quad (35)$$

رابطه ی اخیر، طبق قانون سوم نیوتن بیان می کند نیرویی که از طرف بدنه به بال وارد می شود، معکوس نیرویی است که از طرف بال به بدنه وارد می شود. از طرفی، چون نیروهای هر کدام از اجزا (بال و بدنه) در دستگاه بدنی مرتبط با همان جز بیان می شود، از ماتریس تبدیل برای انتقال به دستگاه دیگر استفاده می شود. به طور مثال، در رابطه ی ۳۵، سمت چپ رابطه، نشانگر نیروهای اعمالی از طرف بال ۱ به بدنه است، که در دستگاه بال بیان شده است و طرف راست رابطه نیز نیروهای اعمالی از طرف لینک بدنه به بال را نشان می دهد، که به کمک ماتریس تبدیل، در دستگاه بال بیان شده اند.

قانون اوایلر برای بال اول (L-1) را با توجه به رابطه ی ۱۷ می توان به صورت رابطه ی ۳۶ نوشت:

$$D^I(I_{L1}^{L1} \omega^{L1I}) = M_{L1}\quad (36)$$

با استفاده از قانون انتقال اوایلر، که در رابطه ی ۷ بیان شده است، می توان مشتق دورانی در قاب اینرسی را به قاب بدنی مطابق رابطه ی ۳۷ انتقال داد:

$$D^{L1}(I_{L1}^{L1} \omega^{L1I}) + \Omega^{L1I}(I_{L1}^{L1} \omega^{L1I}) = M_{L1}\quad (37)$$

همچنین سرعت زاویه ای لینک بال در قاب اینرسی با جمع دو سرعت زاویه ای لینک بال نسبت به لینک بدنه و نیز لینک بدنه نسبت به اینرسی مطابق رابطه ی ۳۸ خواهد بود:

$$\begin{aligned}\Omega^{L1I} &= \Omega^{L1L0} + \Omega^{L0I} \\ \omega^{L1I} &= \omega^{L1L0} + \omega^{L0I}\end{aligned}\quad (38)$$

اکنون برای سمت چپ تساوی رابطه ی اخیر، فرآیندی مشابه با لینک بدنه طی شده است، که به دلیل طولانی شدن از ذکر آن ها خودداری شده است. سمت راست رابطه ی ۳۸، مطابق رابطه ی ۳۹ خواهد بود:

$$[M_{L1}]^{L1} = \begin{bmatrix} M_{L1x} + M_{A1x} \\ M_{L1y} + M_{A1y} \\ M_{L1z} + M_{A1z} \end{bmatrix}\quad (39)$$

که در آن، دو دسته ی گشتاور بین لینکی و آئرو دینامیکی وجود دارد؛ که به گشتاورهای آئرو دینامیکی در قسمت های بعد پرداخته شده است؛ اما گشتاورهای بین لینکی را می توان به صورت رابطه ی ۴۰ نوشت:

$$\begin{bmatrix} M_{L1x} \\ M_{L1y} \\ M_{L1z} \end{bmatrix} = [T]^{L1L0} \begin{bmatrix} -M_{L1x} \\ -M_{L1y} \\ -M_{L1z} \end{bmatrix}\quad (40)$$

رابطه ی اخیر نیز مشابه رابطه ی ۳۵، بیان قانون سوم نیوتن بین بال و بدنه است.

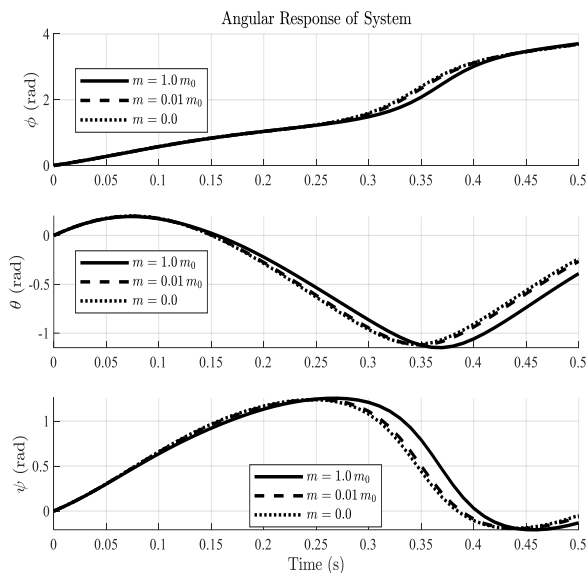


Figure 6. Dynamic behavior of the body in the presence of wings with different masses.

شکل ۶. رفتار دینامیکی بدنه در حضور بال با جرم‌های مختلف.

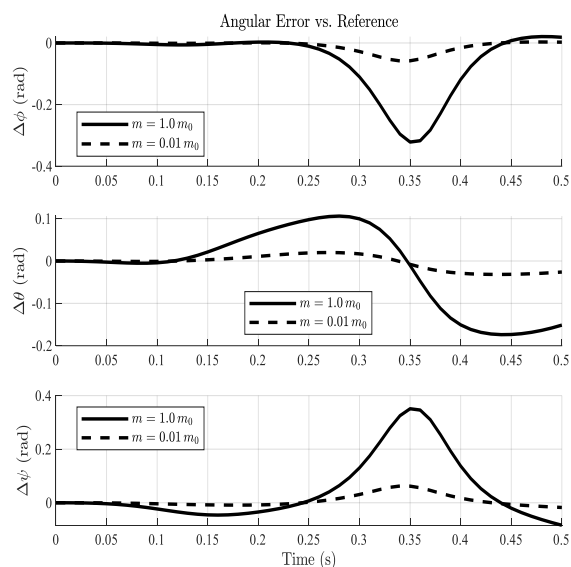


Figure 7. Body dynamic behavior error in the presence of wings with different masses.

شکل ۷. خطای رفتار دینامیکی بدنه در حضور بال با جرم‌های مختلف.

معادله‌های حرکت در حالت بدون ورودی (یعنی بدون اثر گرانش و نیروهای آنرویدینامیکی)، با استفاده از شرایط اولیه تصادفی، انرژی مکانیکی کل در هر سه راستا محاسبه شده است، که نتایج آن در شکل ۴ مشاهده می‌شود؛ که مطابق آن، انرژی مکانیکی کل سامانه در شرایط بدون ورودی و برای چند حالت اولیه تصادفی در طول زمان تقریباً ثابت باقی مانده است. در نمودار اول، تغییرات ناچیز انرژی مکانیکی در سه راستای مختلف نشان می‌دهد که معادله‌های حرکت پیاده‌سازی شده، پایستگی انرژی را با دقت عددی بسیار خوبی حفظ کرده‌اند.

در ادامه، برای بررسی دقیق‌تر پایداری عددی حل، گام زمانی انتگرال‌گیری کاهش داده شده است. در شکل ۵، نتایج حاصل از آزمایش اخیر مشاهده می‌شود؛ که مطابق آن، با کاهش گام زمانی، خطای عددی انرژی مکانیکی به

بدون نیاز به مکانیزم‌های حجیم فراهم می‌کنند. عملگرهای پیژوالکتریک ضمن کاهش وزن و مصرف توان، قابلیت تولید فرکانس‌های بال‌زدن بالا را دارند و در طراحی میکروپرنده‌های الهام‌گرفته از حشره‌ها، به‌ویژه در ابعاد زیر ۱۰ سانتی‌متر استفاده می‌شوند؛^[۲۶ و ۲۷] لذا می‌توان ۱۸ درجه‌ی آزادی مدل را به‌صورت واقع‌گرایانه و قابل‌ساخت با چنین عملگرهای سبک‌وزنی پیاده‌سازی کرد.

۴.۲. راستی‌آزمایی معادله‌های حرکت

در بخش کنونی، دو مدل برای ارزیابی در نظر گرفته شده است. معادله‌های حرکت برای دو مدل ساده و پیچیده (یعنی مدل کامل شامل اینرسی بال‌ها و مدل ساده‌شده، که در آن از اینرسی بال‌ها صرف‌نظر شده است)، راستی‌آزمایی و رفتار دینامیکی آن‌ها با یکدیگر مقایسه شده است. نتایج بررسی اخیر در شکل‌های ۴ الی ۷ و جدول ۱ ارائه شده‌اند. ابتدا، برای ارزیابی درستی

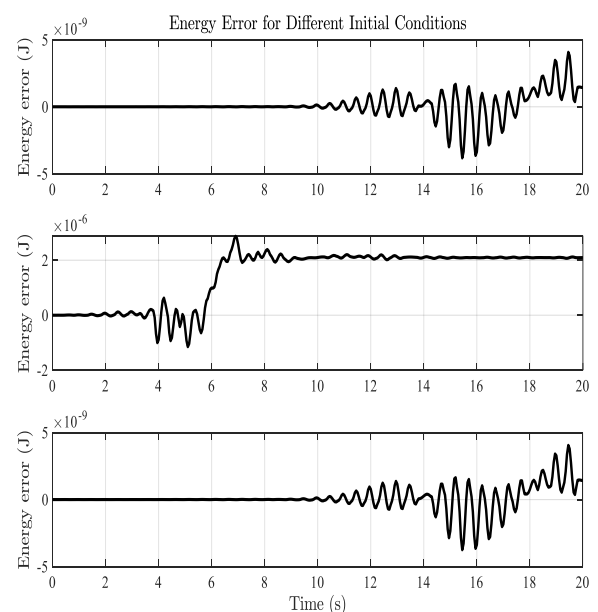


Figure 4. Mechanical energy error in three directions.

شکل ۴. خطای انرژی مکانیکی در سه راستا.

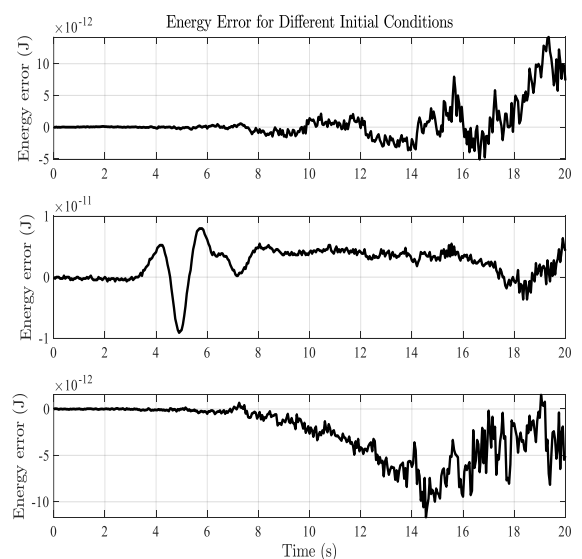


Figure 5. Mechanical energy error in three directions.

شکل ۵. خطای انرژی مکانیکی در سه راستا.

جدول ۱. خطای اندازه ای حرکت خطی و زاویه ای.

Table 1. Linear and Angular Momentum Error.

Second initial condition		First initial condition	
Error	Parameter	Error	Parameter
5.55×10^{-13}	p_x	2.78×10^{-13}	p_x
-1.39×10^{-13}	p_y	-1.39×10^{-13}	p_y
-2.78×10^{-13}	p_z	-2.78×10^{-13}	p_z
1.72×10^{-14}	h_x	2.92×10^{-14}	h_x
-1.66×10^{-13}	h_y	-5.50×10^{-15}	h_y
9.78×10^{-14}	h_z	3.03×10^{-14}	h_z

مشاهده می شود، با کاهش جرم بال، رفتار سینماتیکی سامانه به تدریج به رفتار مربوط به یگانه لینک بدنه نزدیک شده است. به عبارت دیگر، آثار دینامیکی بال ها (هنگامی که جرم شان نسبت به بدنه بسیار کوچک است) کاهش می یابد و حرکت کلی سامانه بیشتر توسط ویژگی های بدنه مشخص می شود. نتایج اخیر نشان می دهند که در بسیاری از کاربردهای زیست الهام شده می توان با تقریب معقولی جرم بال ها را نادیده گرفت و فقط نیروها و گشتاورهای تولید شده توسط آن ها را لحاظ کرد.

در شکل ۷، خطای سینماتیکی زوایای اوپلر برای لینک بدنه در دو حالت مختلف مشاهده می شود: (۱) زمانی که جرم مؤثر بال با جرم بدنه برابر است؛ (۲) زمانی که جرم بال در مقایسه با جرم بدنه ناچیز فرض شده است. محورهای عمودی سه زیردیگرام به ترتیب اختلاف زاویه ای (رول، پیچ، و یاو) را نسبت به حالت لینک خالی در طول زمان نمایش می دهند؛ که مطابق آن ها، در بازه های ابتدایی، تغییر محسوس میانی دو حالت وجود نداشته و اثر جرم بال به صورت افزایش محسوس دامنه ی خطاها ظاهر شده است. این رفتار نشان می دهد که افزایش جرم بال، موجب تقویت آثار اینرسی و تغییر پاسخ زاویه ای لینک بدنه می شود.

به طور کلی، نتایج بیانگر وجود یک مصالحه ی مهندسی میان دقت مدل و سادگی محاسبات است. در صورتی که اثر جرم بال نادیده گرفته شود، معادله های سیستم به مراتب ساده تر و تحلیل و کنترل آن سریع تر انجام می شود، اما دقت مدل در بازه هایی که دینامیک سیستم شدیدتر است، کاهش می یابد. بنابراین انتخاب میان دو رویکرد اخیر وابسته به هدف کاربرد است: در مسائلی که نیاز به دقت بالای سینماتیکی وجود دارد، لحاظ کردن جرم بال ضروری است؛ اما در تحلیل های اولیه یا کاربردهایی با محدودیت محاسباتی، که خطاهای زاویه ای چند صدم رادیان قابل قبول اند، صرف نظر کردن از جرم بال می تواند گزینه ای مناسب و بهینه باشد.

۳. مدل سازی آئرو دینامیکی

در بخش پیشین، پرنده به صورت یک سیستم چندلینکی مدل و معادله های حاکم بر آن استخراج شده است؛ که در سمت راست معادله های مذکور، تأثیر پدیده های آئرو دینامیک ظاهر شده است. لذا، در بخش حاضر، به مدل سازی و شبیه سازی پدیده های آئرو دینامیک پرداخته شده است.

میزان قابل توجهی کاهش یافته است. این کاهش چندمرتبهای در میزان خطا، بیانگر بهبود چشمگیر دقت عددی و تأیید درستی مدل دینامیکی و الگوریتم انتگرال گیری به کار رفته است. به طور کلی، مقایسه ی دو مجموعه ی نمودار نشان می دهد که مدل دینامیکی و حل گر عددی استفاده شده، پایداری و دقت کافی دارند و پایداری انرژی مکانیکی سامانه را در طول شبیه سازی به خوبی تضمین می کنند.

همچنین، به منظور ارزیابی درستی معادله های حرکت در حالت بدون ورودی (بدون اثر گرانش و نیروهای آئرو دینامیکی)، پایداری اندازه ای حرکت خطی ($p = mv$) و زاویه ای ($h = I\omega$) در دو حالت مختلف با شرایط اولیه ی تصادفی شامل سرعت های خطی و زاویه ای بررسی شده است؛ که نتایج آن در جدول ۱ ارائه شده است. شایان ذکر است که واحد مقادیر درج شده در جدول، مطابق با یکاهای استاندارد هر کمیت است.

نتایج به دست آمده از جدول نشان می دهد که هر دو کمیت اندازه ای حرکت خطی و زاویه ای در سه راستای مختصاتی، در حد خطای عددی پایسته باقی مانده اند. این موضوع بیانگر درستی بالای پیاده سازی معادله های حرکت و درستی روش حل عددی استفاده شده است.

با توجه به اطمینان از درستی مدل پایه ی مذکور، در گام بعدی به بررسی تأثیر بال ها در دینامیک سامانه پرداخته شده است. از آنجا که در بسیاری از حشره ها، جرم بال ها در مقایسه با جرم بدنه بسیار ناچیز است، می توان با دقت مناسبی جرم آن ها را نادیده گرفت و فقط اثر نیروها و گشتاورهای ناشی از حرکت بال ها را بر بدنه در نظر گرفت.

در شکل ۸، نتایج شبیه سازی بدنه برای حالت های مختلف مشخصات بال (شامل تغییر در جرم مؤثر یا ابعاد بال ها) و با شرایط اولیه ی تصادفی ارائه شده است. این نتایج به خوبی نشان می دهند که تغییر ویژگی های بال، چگونه می تواند در پاسخ دینامیکی و پایداری حرکتی بدنه تأثیر گذار باشد.

در آزمایش حاضر سه حالت بررسی شده است: (۱) جرم بال برابر جرم بدنه در نظر گرفته شده است؛ (۲) جرم بال برابر ۰/۱ جرم بدنه است (شرایطی که با سنجاقک و بسیاری از حشره های کوچک همخوانی دارد)؛ و (۳) بال بدون جرم (لینک خالی) مدل سازی شده است. همان طور که در نمودارهای زوایای اوپلر

رابطه برای آن، به منظور تحلیل جریان، می توان آن را به صورت شبه پایا فرض کرد. در واقع فرض می شود نیروهای لحظه ای بر روی بال در حال حرکت دوره ای، برابر با حرکت پایا در همان سرعت و زاویه ی حمله ی لحظه ای هستند. رابطه ی شبه پایای حاکم بر پدیده ی واماندگی به تأخیرافتاده را می توان به صورت رابطه ی ۴۷ در نظر گرفت:^[۳۰]

$$C_n = 3.4 \sin \alpha$$

$$C_t = \begin{cases} 0.4 \cos^2(2\alpha) & \alpha < \pi/4 \\ 0 & \alpha > \pi/4 \end{cases} \quad (47)$$

که در آن، C_n ضریب نیروی عمودی، C_t ضریب نیروی مماسی، و α نیز زاویه ی حمله هستند. ضرایب C_L و C_D نیز با کمک رابطه ی ۳۶ به صورت رابطه ی ۴۸ محاسبه می شوند.

$$C_L(\alpha) = C_N(\alpha) \cos \alpha - C_T(\alpha) \sin \alpha$$

$$C_D(\alpha) = C_N(\alpha) \sin \alpha + C_T(\alpha) \cos \alpha \quad (48)$$

۲.۳. برا چرخشی

پدیده ی ذکر شده نشان می دهد نیرویی جانبی و عمود بر مسیر حرکت بر یک توپ یا استوانه ی دوار، که حرکت انتقالی دارد، وارد و باعث می شود که جسم مذکور از مسیر خود منحرف شود. این پدیده همچنین با نام اثر مگنس^{۱۰} نیز شناخته می شود (شکل ۹).

به طور مثال، اگر در شکل ۹ جهت چرخش استوانه، ساعت گرد (عمود بر صفحه) و مرکز جرم استوانه نیز در حال حرکت انتقالی به سمت چپ صفحه باشد (یا جهت جریان به سمت راست صفحه)، نیرویی عمود بر جهت جریان و به سمت بالا به جسم مذکور وارد شود. نیرویی که بر جسم دوار وارد می شود، نیروی کوتا-جوکوفسکی^{۱۱} (دو فردی که در مورد آن تحقیق کرده اند) نام گذاری شده است. برای محاسبه ی اندازه ی نیروی ذکر شده از قضیه ی کوتا-جوکوفسکی استفاده شده است؛ که یک قضیه ی بنیادین آئرو دینامیک است و برای محاسبه ی نیروی برا وارد بر یک هواپر و یا هر بدنه ی دوبعدی مانند استوانه ی دوار، که در مقابل یک جریان یکنواخت قرار گرفته است، تحت شرایطی به کار می رود. قضیه ی کوتا-جوکوفسکی، نیروی وارد بر واحد طول (L') استوانه را با رابطه ی ۴۹ بیان می کند:^[۳۱]

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma_{rot} \quad (49)$$

که در آن، نیرو بر واحد طول با حاصل ضرب چگالی (ρ_{∞}) در سرعت بالادست جریان (V_{∞}) و گردش (Γ) برابر است. به عبارتی، نیروی برا ایجاد شده، حاصل برهم کنش سرعت های چرخشی و انتقالی جسم است. مقدار گردش

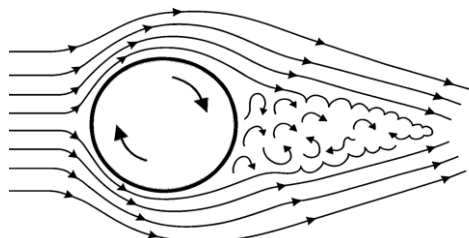


Figure 9. Magnus effect phenomenon.^[31]

شکل ۹. پدیده ی اثر مگنس.^[۳۱]

آئرو دینامیک حاکم بر بال زدن پرندگان و حشره ها از نوع ناپایاست و این چهار پدیده را می توان مهم ترین اجزاء آن دانست:

- واماندگی به تأخیرافتاده^۴ (F_{ds});
- برا چرخشی^۵ (F_{rl});
- اینرسی جرم افزوده^۶ (F_{ami});
- گرفتن دنباله^۷ (F_{wc}).

برایند نیروهای آئرو دینامیکی، که بر یک بال نازک در حال حرکت در میان هوا وارد می شود، را می توان ناشی از چهار پدیده ی اخیر در نظر گرفت (مطابق رابطه ی ۴۶).^[۳۸]

$$F_A = F_{ds} + F_{rl} + F_{ami} + F_{wc} \quad (46)$$

در پژوهش حاضر از مدل سازی پدیده ی گرفتن دنباله به دلیل پیچیدگی صرف نظر شده است.

۱.۳. واماندگی به تأخیرافتاده

پدیده ی واماندگی به تأخیرافتاده را، که با عنوان گردابه های لبه ی حمله نیز شناخته می شود، با توجه به شکل ۸ می توان به این صورت توضیح داد:

هنگامی که یک بال نازک در زاویه ی حمله ی بالا، در حال بال زدن^۸ است، جریان هوا از لبه ی حمله جدا می شود و مجدداً قبل از لبه ی فرار به بال می چسبد و منجر به ایجاد گردابه های لبه ی حمله می شود. وجود چنین گردابه هایی منجر به افزایش گردش^۹ و در نتیجه ایجاد نیروی برا بزرگی می شوند. این در حالی است که اگر یک بال نازک، حرکت خالص دوبعدی انتقالی داشته باشد، با افزایش زاویه ی حمله، گردابه های لبه ی حمله با گذشت زمان بزرگ تر می شوند و پس از یک زاویه ی حمله ی خاص، دیگر عمل چسبیدن گردابه انجام نمی شود و گردابه ها به داخل دنباله ریزش می کنند. پس از جداسدن گردابه های لبه ی حمله، میزان نیروی برا ایجاد شده به شدت افت می کند و بال دچار واماندگی می شود.

هر چند جریان حول بال در هنگام بال زدن از نوع ناپایاست، ولی با توجه به پیچیدگی تحلیل ناپایای جریان حول بال پرندگان بال زن و همچنین نبود

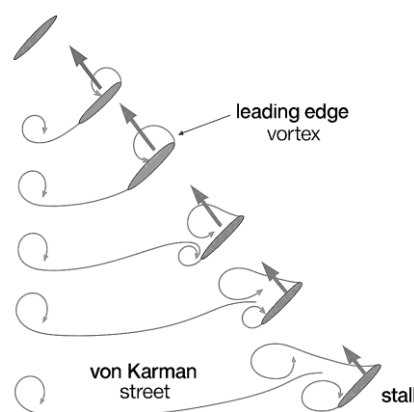


Figure 8. Delayed stall phenomenon.^[29]

شکل ۸. پدیده ی واماندگی به تأخیرافتاده.^[۲۹]

⁸ Flapping

⁹ Circulation

¹⁰ Magnus effect

¹¹ Kutta-Joukowski theorem

⁴ Delayed stall

⁵ Rotational lift

⁶ Added mass inertia

⁷ Wake capture

$$\hat{r} = \frac{r}{R} \quad (56)$$

در پژوهش حاضر از رابطه ی ۵۵ برای شبیه سازی پدیده ی جرم افزوده استفاده شده است.

۴. شبیه سازی آئرو دینامیکی

در فرایند شبیه سازی، ابتدا بخش دینامیک چندجسمی مدل بررسی شده است. برای این منظور، معادله های استخراج شده در بخش پیشین در محیط متلب و به صورت هم زمان با استفاده از حل گر ODE45 حل شده اند. پس از اجرای آزمون های اولیه (مانند: شبیه سازی سقوط آزاد، اعمال ورودی های کنترلی مشخص، و بررسی رفتار انرژی سیستم در حالت بدون ورودی (که باید پایا و ثابت باقی بماند)) از درستی پیاده سازی دینامیک اطمینان حاصل شده است. در گام بعد، بخش آئرو دینامیکی مدل شبیه سازی شده است. در این مرحله، نیروهای آئرو دینامیکی به عنوان ورودی به بال ها اعمال و تأثیر آن ها بر بدنه نادیده گرفته شده است، تا تمرکز بر روی تحلیل رفتار بال ها باشد. با حل معادله های دینامیک در حضور ورودی های اخیر، سینماتیک پرنده به دست آمده است. ورودی های آئرو دینامیکی در این مدل از طریق دامنه و فرکانس بال زدن قابل تنظیم اند؛ به عبارتی، دو پارامتر ذکر شده، نقش ورودی های کنترلی سیستم را ایفا می کنند. در ادامه، با بهره گیری از روابط ارائه شده در بخش پیشین و استفاده از جدول ۲، شبیه سازی سامانه انجام شده است.

۱.۴. شبیه سازی پدیده های آئرو دینامیک

به منظور مقایسه ی پدیده های آئرو دینامیکی ذکر شده، زاویه ی حمله و سرعت بال، نوسانی در نظر گرفته شده است. در شکل ۱۰، زاویه ی حمله و سرعت مرکز جرم بال مشاهده می شوند.

در شکل ۱۰، تغییرات زمانی زاویه ی حرکت رفت و برگشتی بال و زاویه ی حمله در نمودار بالا و همچنین سرعت مرکز فشار بال در نمودار پایین نمایش داده شده اند. هر دو زاویه به صورت نوسانی و با اختلاف فاز نسبت به یکدیگر تغییر می کنند، که این رفتار ناشی از ماهیت چرخه ای بال زدن در پرواز حشره هاست. زاویه ی حمله با اندکی تأخیر نسبت به زاویه ی نوسان به اوج یا حضیض خود می رسد، که نشانگر هماهنگی غیرهم فاز بین دینامیک حرکتی و آئرو دینامیک بال است.

جدول ۲. مشخصات مورد استفاده در شبیه سازی.

Table 2. Specifications Used in the UAV Simulation.

Value	Parameter	Value	Parameter
9.81 m/s ²	g	1.225 kg/m ³	Density
1 cm ²	Wing area	12.71 g	Link mass
0.25	Rotation axis	1 cm ²	Wing chord
40 Hz	Flapping frequency	4 × 1 × 1 cm	Link dimension

در رابطه ی ۴۹ را می توان با سرعت زاویه ای جسم (ω) و نیز توان دوم وتر (C) متناسب دانست و به صورت رابطه ی ۵۰ محاسبه کرد.

$$\Gamma_{rot} = C_{rot} \omega c^2 \quad (50)$$

که ضریب گردش بی بُعد (C_{rot}) موجود در رابطه ی ۵۰، مطابق رابطه ی ۵۱ محاسبه می شود:

$$C_{rot} = \pi(0.75 - \hat{x}_0) \quad (51)$$

که در آن، محور چرخش بی بُعد ($\hat{x}_0$) از تقسیم محور چرخش (X_0) بر وتر طبق رابطه ی ۵۲ به دست می آید.

$$\hat{x}_0 = \frac{X_0}{c} \quad (52)$$

با توجه به رابطه ی اخیر، اگر ضریب گردش بی بُعد برابر ۰/۷۵ باشد، هیچ نیروی برا چرخشی ایجاد نمی شود و با رسیدن به مقدار اخیر، ضریب برا چرخشی تغییر علامت می دهد. بنابراین، به ضریب گردش بی بُعد برابر ۰/۷۵، محور بحرانی چرخش گفته می شود.

۳.۳. اینرسی جرم افزوده

مطابق قانون دوم نیوتن با اعمال یک نیروی خاص به جسم، جسم مذکور شتاب می گیرد، که با اندازه ی نیروی اعمالی رابطه ی مستقیم و با جرم جسم، رابطه ی معکوس دارد. یعنی جسمی با جرم مشخص m ، که نیروی F به آن وارد می شود، شتاب a خواهد داشت:

$$F = ma \quad (53)$$

حال فرض می شود جسم درون یک سیال باشد (نه در خلأ)؛ که در این حالت برای اینکه جسم با همان شتاب حرکت کند، به نیروی بیشتری نیاز است که علت آن هم مقاومت سیال در برابر حرکت جسم مذکور است. به عبارتی دیگر، می توان گفت که گویی جرم جسم درون سیال اضافه شده است و بنابراین نیروی سابق نمی تواند شتاب مدنظر را تأمین کند و نیروی بیشتری نیاز است. رابطه ی جدید را می توان به صورت رابطه ی ۵۴ نوشت:

$$F = (m + m_i) a \quad (54)$$

که در آن، (m_i) را جرم افزوده یا جرم مجازی^{۱۲} می گویند. پدیده ی ذکر شده در کشتی ها، زیر دریایی ها، و اجسامی که با سیال های با چگالی بالا در ارتباط هستند، اهمیت زیادی دارد. در هواپیما، به دلیل پایین بودن چگالی هوا، مقدار جرم افزوده ناچیز است و از آن صرف نظر می شود. در حشره ها نیز به دلیل فرکانس بالای بال زدن، تأثیر پدیده ی جرم افزوده مجدداً اهمیت می یابد. سین و دیکینسون (۲۰۰۱) با انجام آزمایش بر روی یک مدل بال، که محور چرخش آن در فاصله ی ۰/۲۵ وتر بوده است، رابطه ای برای محاسبه ی نیروی ناشی از جرم افزوده ($F_{a,N}$) به صورت رابطه ی ۵۵ ارائه کرده اند:^[۲۸]

$$F_{a,N} = \rho \frac{\pi}{4} R^2 c^2 (\dot{\phi} \sin \alpha + \dot{\phi} \dot{\alpha} \cos \alpha) \int_0^1 \hat{r} \hat{c}^2(\hat{r}) d\hat{r} - \quad (55)$$

$$\dot{\alpha} \rho \frac{\pi}{16} \hat{c}^3 R \int_0^1 \hat{c}^2(\hat{r}) d\hat{r}$$

که در آن، $\dot{\phi}$ سرعت زاویه ای بال، R طول بال، و $\hat{r}$ طول بی بُعد شده ی بال است، که به صورت رابطه ی ۵۶ محاسبه می شود.

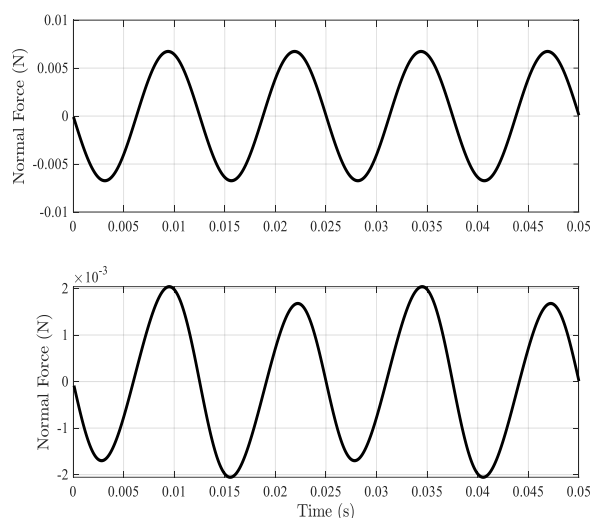


Figure 12. Rotational lift force and added-mass drag force.

شکل ۱۲. نیروی برا چرخشی و نیروی پسای ناشی از جرم افزوده.

سرعت نوسانی بال است. در مقابل، نیروی مماسی که در راستای سطح بال عمل می‌کند، دامنه‌ای بسیار کوچک‌تر و رفتاری تقریباً پایدار و نزدیک به صفر دارد. همچنین، نیروی مماسی در مقایسه با نیروی عمود، اثرگذاری کمتری در تولید نیروهای کلی دارد.

رفتار نوسانی نیروها بازتابی از تأثیر مستقیم پدیده‌ی واماندگی به تأخیرافتاده است؛ که در آن، در اثر حرکت نوسانی بال و تغییرات مداوم زاویه‌ی حمله، جریان هوا به‌طور گذرا به سطح بال می‌چسبد و نیروی بالابر به‌صورت ناپایدار تولید می‌شود. دامنه‌ی بزرگ‌تر و نوسان‌های منظم‌تر نیروی عمود نسبت به نیروی مماسی، نشانگر نقش کلیدی آن در تولید مؤثر نیروی برا در طی چرخه‌های رفت‌و برگشتی بال است.

همچنین در شکل ۱۲، نمودار نیروی برا ایجادشده توسط پدیده‌ی برا چرخشی و همچنین نیروی پسای ایجادشده ناشی از جرم افزوده مشاهده می‌شود.

در شکل ۱۲، اثر دو پدیده‌ی آئرو دینامیکی مهم در پرواز حشره‌ها نمایش داده شده است؛ که در آن، نیروهای عمودی ناشی از برا چرخشی و جرم افزوده هستند. همان‌طور که در نمودار بالایی مشاهده می‌شود، نیروی برا چرخشی، نوسان‌های منظم و تقریباً سینوسی دارد و بیانگر آن است که پدیده‌ی مذکور به شکلی پایدار در طول سیکل‌های بال‌زدن فعال هستند و سهم مهمی در تولید نیروی عمودی و پایداری پرواز ایفا می‌کنند.

در مقابل، نمودار پایینی که مربوط به نیروی عمودی جرم افزوده است، نوسان‌هایی با دامنه‌ی کوچک‌تر ولی همچنان منظم نشان می‌دهد. هر چند نیروی عمودی تغییر علامت دارد و به‌صورت متناوب مثبت و منفی می‌شود، ولی دامنه‌ی آن نسبت به نیروی برا چرخشی بسیار کمتر است. این رفتار نشان می‌دهد که جرم افزوده به تغییرات سریع در شتاب و مسیر حرکت بال حساس است و در مقیاس کوچک‌تری در نیروی عمودی کلی تأثیر می‌گذارد.

به‌طور کلی، نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهند که در کنار پدیده‌هایی مانند واماندگی به تأخیرافتاده، آثار برا چرخشی و جرم افزوده نیز نقش قابل‌توجهی در شکل‌گیری الگوی نهایی نیروهای آئرو دینامیکی سنجاقک دارند.

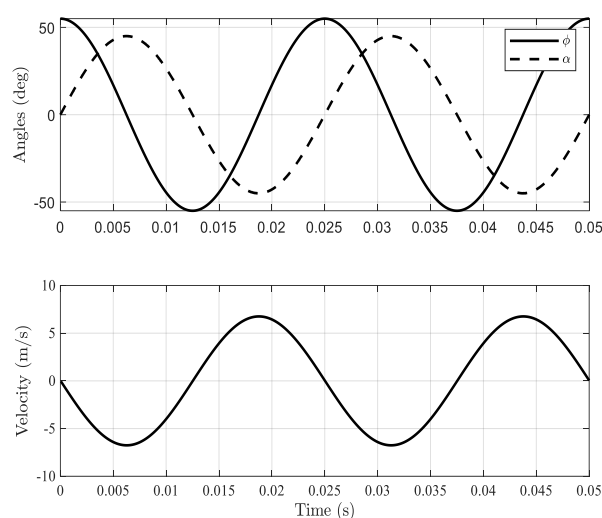


Figure 10: Angle of attack, stroke, and velocity of the wing's center of pressure.

شکل ۱۰. زاویه‌ی حمله و ضربه و سرعت مرکز فشار بال.

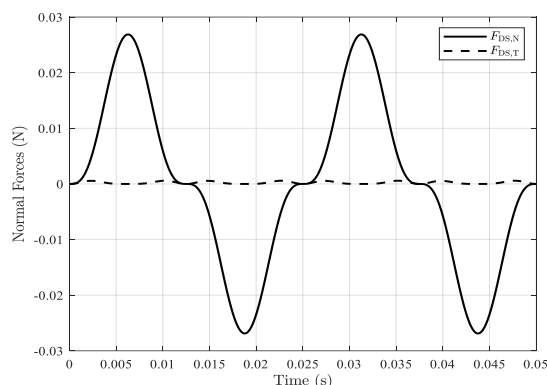


Figure 11. Vertical and tangential forces generated by delayed stall phenomenon.

شکل ۱۱. نیروی عمودی و مماسی ایجادشده توسط پدیده‌ی واماندگی به تأخیرافتاده.

در نمودار پایینی، سرعت مرکز فشار نیز به‌صورت نوسانی ظاهر شده و مقادیر مثبت و منفی داشته است، به این معنا که در مدل مذکور، سرعت به‌صورت برداری (با در نظر گرفتن جهت) نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در لحظاتی که سرعت از صفر عبور کرده است (یعنی تغییر جهت داده است)، زاویه‌ی حمله معمولاً در نزدیکی بیشینه یا کمینه‌ی خود قرار داشته است. این نقاط معمولاً با تغییر جهت بال هم‌زمان هستند و نقش کلیدی در تولید نیروهای آئرو دینامیکی دارند.

با حرکت بال پرنده به‌صورتی که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، نیروهای برا و پسای ناشی از پدیده‌ی واماندگی به تأخیرافتاده به‌صورت نوسانی بر روی بال ایجاد شده‌اند (شکل ۱۱).

مطابق شکل ۱۱، که نیروهای آئرو دینامیکی ناشی از پدیده‌ی واماندگی به تأخیرافتاده را نشان می‌دهد، نیروی عمود و نیروی مماسی در طول یک بازه‌ی زمانی ۵۰ میلی‌ثانیه بررسی شده‌اند. نیروی عمود که در امتداد عمود بر صفحه‌ی بال عمل می‌کند، رفتار نوسانی مشخص و نسبتاً منظم دارد و در هر سیکل رفت‌و برگشت، به‌وضوح افزایش و کاهش می‌یابد. نیروی عمود، بیشترین سهم را در تولید نیروی برا دارد و شدت آن تحت تأثیر تغییرات زاویه‌ی حمله و

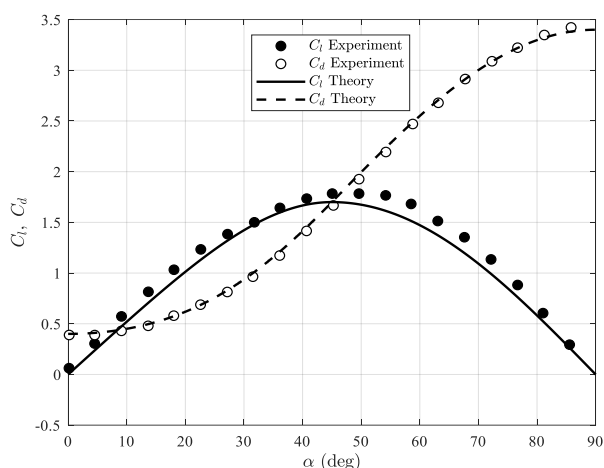


Figure 13. Delayed stall lift and drag coefficients versus angle of attack.^[32]

شکل ۱۳. ضرایب برا و پسای واماندگی به تأخیر افتاده بر حسب زاویه‌ی حمله.^[۳۲]

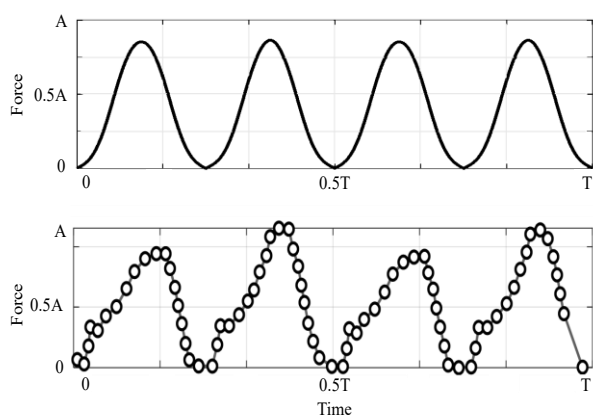


Figure 14. Lift of delayed stall and rotational lift for simulated (top) and experimental (bottom).^[30]

شکل ۱۴. نیروهای برا واماندگی به تأخیر افتاده و چرخشی شبیه‌سازی (نمودار بالا) و تجربی (نمودار پایین).^[۳۰]

سوی دیگر، ضریب پسا با افزایش زاویه‌ی حمله، روندی تقریباً یکنواخت و صعودی دارد، که بیانگر افزایش مقاومت آئرو دینامیکی ناشی از جدایش جریان و تشکیل گردابه‌هاست.

تطابق نزدیک بین داده‌های تجربی و پیش‌بینی مدل، به‌ویژه در بازه‌ی میانی زوایای حمله نشان می‌دهد که مدل مذکور قادر است ویژگی‌های آئرو دینامیکی ناشی از سازوکارهای غیرپایا را به‌خوبی شبیه‌سازی کند. هر چند در زوایای بسیار بالا و پایین، انحراف‌های اندکی میان مقادیر تئوری و آزمایش مشاهده می‌شود، که می‌تواند ناشی از محدودیت‌های فرضیات مدل یا خطای اندازه‌گیری باشد، اما روند کلی و مقادیر به‌دست‌آمده، دقت و قابلیت اطمینان مدل را در بازتولید رفتار آئرو دینامیکی تأیید می‌کند. در ادامه‌ی بخش حاضر و در شکل ۱۴، نمودار مجموع نیروهای برا هر دو پدیده‌ی واماندگی به تأخیر افتاده و نیروی چرخشی، و نیز مقادیر نتایج تجربی پرنده‌ی روبوفلای،^[۳۰] ارائه شده است. البته شایان ذکر است که با توجه به تفاوت در فرکانس‌های بال‌زدن سنجاقک و روبوفلای، و همچنین اختلاف در مقیاس نیروهای تولیدی آن‌ها، نمودارهای ارائه‌شده در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ به‌صورت بی‌بعد رسم شده‌اند، تا امکان مقایسه‌ی کیفی بین دو سامانه فراهم شود.

مقایسه‌ی شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نشان می‌دهد که هر یک از پدیده‌های آئرو دینامیکی نقشی متفاوت و مکمل در تولید نیرو دارند. در شکل ۱۱، که فقط اثر واماندگی به تأخیر افتاده لحاظ شده است؛ نیروی عمود، نوسان‌های منظم و دامنه‌ای قابل توجه دارد؛ در حالی که نیروی مماسی، بسیار کوچک‌تر و تقریباً حول صفر تغییر کرده است. الگوی اخیر بیانگر سهم اصلی پدیده‌ی مذکور در ایجاد نیروی برا (از مؤلفه‌ی عمود)، نه نیروی پساست. در شکل ۱۲، نیروی برا ناشی از چرخش بال، الگویی پایدار و تقریباً سینوسی داشته است، در حالی که نیروی پسای حاصل از جرم افزوده، نوسان‌های نامنظم و تغییر علامت‌های متوالی از خود نشان داده است.

از نظر بزرگی اثر، نیروهای ایجادشده توسط واماندگی به تأخیر افتاده تقریباً دو برابر نیروهای ناشی از دو پدیده‌ی چرخشی و جرم افزوده هستند، که نشان می‌دهد پدیده‌ی اخیر سهم اصلی را در تولید نیروهای آئرو دینامیکی سنجاقک ایفا می‌کند. مقایسه‌ی اخیر نشان می‌دهد که شبیه‌سازی دقیق پرواز سنجاقک نیازمند در نظر گرفتن هم‌زمان تمامی آثار ذکرشده با لحاظ وزن نسبی هر یک در شکل‌دهی به پاسخ دینامیکی سیستم است.

۲.۴. راستی‌آزمایی شبیه‌سازی

در بخش حاضر، ابتدا به بررسی ضرایب بدون‌بعد نیروی ناشی از پدیده‌ی واماندگی به تأخیر افتاده پرداخته و سپس آن‌ها با داده‌های تجربی معتبر مقایسه شده‌اند؛ که هدف از آن، ارزیابی دقت روابط تجربی استفاده‌شده در مدل و راستی‌آزمایی ضرایب به‌کاررفته در بازنمایی رفتار آئرو دینامیکی بال در شرایط ناپایاست. در ادامه، مجموع دو نیروی ناشی از پدیده‌های چرخشی و واماندگی به تأخیر افتاده محاسبه و با نتایج تجربی مرتبط مقایسه شده است، تا ارزیابی دقیق‌تری از میزان انطباق مدل‌سازی با واقعیت فیزیکی به‌دست آید.

با توجه به اینکه داده‌های تجربی موجود معمولاً در شرایط خاصی مانند زاویه‌ی حمله، فرکانس نوسان، جهت بال‌زنی، و ویژگی‌های هندسی دستگاه آزمایش‌کننده به‌دست آمده‌اند، در تحلیل حاضر تلاش شده است تا با تنظیم مناسب پارامترهای شبیه‌سازی، شرایط حاکم بر مدل تا حد امکان با شرایط آزمایشگاهی تطابق داشته باشد. هم‌راستاسازی برای فراهم‌کردن امکان مقایسه‌ی معنادار و معتبر میان نتایج عددی و تجربی انجام شده و نقش مهمی در فرآیند اعتبارسنجی ضرایب و نیروهای مدل ایفا کرده است.

در شکل ۱۳، نمودارهای ضرایب برا و پسای واماندگی به تأخیر افتاده (رابطه‌ی ۴۷) و نیز داده‌های تجربی ضرایب مذکور بر حسب زاویه‌ی حمله مطابق پژوهش دیکنسون (۱۹۹۹)،^[۳۱] رسم شده‌اند. نتایج به‌دست‌آمده از نمودارهای اخیر با ضرایب برا و پسای گزارش‌شده در تطابق مناسبی هستند. این انطباق نشان می‌دهد که مدل استفاده‌شده در پژوهش حاضر قادر است رفتار آئرو دینامیکی پدیده‌ی ذکرشده در محدوده‌های مختلف زاویه‌ی حمله را با دقت قابل قبولی بازتولید کند.

با توجه به شکل ۱۳ مشاهده می‌شود که ضرایب برا و پسای حاصل از مدل تئوری (رابطه‌ی ۴۷)، روند کلی داده‌های تجربی دیکنسون را به‌خوبی دنبال می‌کنند. ضریب برا، ابتدا با افزایش زاویه‌ی حمله به‌صورت تقریباً خطی رشد کرده و در حدود ۴۵ درجه به بیشینه‌ی خود رسیده است؛ سپس با افزایش بیشتر زاویه، به تدریج کاهش یافته است. رفتار اخیر به‌خوبی بازتاب‌دهنده‌ی پدیده‌ی واماندگی به تأخیر افتاده است، که در آن جریان تا زوایای بالاتری نسبت به حالت پایا به سطح بال متصل می‌ماند و نیروی برا بیشتری ایجاد می‌شود. از

در نمودار بالایی (نتایج مدل برای سنجاقک)، تغییرات نیروی پسا، رفتار تناوبی منظم با دو قله مثبت و دو قله منفی در هر چرخه دارد، که به تناوب مراحل افزایش و کاهش مقاومت آئروپدینامیکی در طول ضربه‌ی رو به پایین و رو به بالای بال‌ها مربوط می‌شود. قله‌های مثبت، معمولاً با فازهایی هم‌زمان هستند که در آن‌ها، جریان به‌طور مؤثر با سطح بال برخورد می‌کند و نیروی پسا افزایش می‌یابد؛ در حالی که قله‌های منفی می‌توانند به فازهایی مربوط باشند که نیروی رو به جلو ایجاد شده یا نیروی پسا به‌واسطه‌ی تغییر جهت جریان کاهش می‌یابد. دامنه‌ی نیرو در مدل سنجاقک نسبتاً بالاست، که می‌تواند ناشی از ابعاد بزرگ‌تر بال، زاویه‌های حمله‌ی بالاتر، و تولید گردابه‌های قوی‌تر باشد.

در نمودار پایینی (نتایج روبوفلای)، اگرچه دامنه‌ی تغییرات نیرو به‌طور محسوسی کمتر است، اما توالی و شکل کلی موج‌ها همچنان با مدل سنجاقک مشابهت دارد. وجود قله‌های مثبت و منفی در همان بازه‌های زمانی نشان می‌دهد که چرخه‌ی تولید پسا در روبوفلای نیز تحت تأثیر مراحل مشابهی از حرکت بال قرار دارد. تفاوت دامنه و جزئیات موج، علاوه بر اختلاف‌های مورفولوژیکی و آئروپدینامیکی، می‌تواند از تفاوت در محدوده‌ی عدد رینولدز، نسبت ابعاد بال، و سفتی ساختاری بال‌ها نیز ناشی شود.

به‌طور کلی، مقایسه‌ی شکل ۱۵ تأیید می‌کند که مدل توانسته است نه فقط الگوی تغییرات نیروی برا، بلکه الگوی تولید و تغییرات نیروی پسا را نیز به‌طور کیفی و کمی بازتولید کند. این دقت در شبیه‌سازی نشان می‌دهد که حتی با وجود تفاوت‌های گونه‌ای و ابعادی، اصول بنیادی حاکم بر تولید نیروی پسا در پرندگان بال‌زن کوچک، مشابه است و می‌توان از یک مدل مشترک برای توصیف رفتار آئروپدینامیکی آن‌ها استفاده کرد، در حالی که تفاوت در دامنه‌ها، عمدتاً بازتابی از ویژگی‌های خاص هر گونه و شرایط پروازی آن است.

در مجموع، نتایج راستی‌آزمایی مدل نشان می‌دهد که پیش‌بینی‌های تئوری برای ضرایب برا و پسا در گستره‌ی وسیعی از زوایای حمله، و همچنین تغییرات زمانی نیروهای ذکر شده در طول چرخه‌ی بال‌زدن، همخوانی قابل‌توجهی با داده‌های تجربی گزارش شده در پژوهش‌های پیشین دارند. الگوهای کلی، موقعیت و تعداد قله‌ها، و روند تغییرات نیرو در مدل، چه برای سنجاقک و چه در مقایسه با داده‌های روبوفلای، مشابهت‌های بارزی را نشان می‌دهند، که بیانگر توانایی مدل در بازتولید سازوکارهای اصلی آئروپدینامیکی مانند واماندگی به‌تأخیرافتاده و نیروی برا چرخشی است. هر چند دامنه‌های نیرو به‌دلیل تفاوت‌های گونه‌ای، ابعادی، و شرایط پرواز متفاوت است؛ اما تطابق رفتار کلی نیروها تأیید می‌کند که مدل توسعه‌یافته، دقت و قابلیت اعتماد بالایی در شبیه‌سازی رفتار آئروپدینامیکی پرندگان بال‌زن دارد.

۳.۴. پرواز شناور

در بخش کنونی، به‌دلیل اهمیت درک سازوکارهای آئروپدینامیکی در پرواز شناور سنجاقک، شبیه‌سازی و تحلیل نیروها و شتاب‌های ایجاد شده توسط بال‌ها انجام شده است. پرواز شناور به‌عنوان یکی از حالت‌های کلیدی پرواز حشره‌ها، نقش مهمی در پایداری، مانورپذیری، و کنترل موقعیت در هوا دارد. این تحلیل به شناسایی سهم پدیده‌های آئروپدینامیکی اصلی، مانند واماندگی به‌تأخیرافتاده و نیروی ناشی از چرخش در تولید نیروی بال‌برنده کمک می‌کند و می‌تواند مبنایی برای طراحی سامانه‌های پرنده‌ی بال‌زن قرار گیرد.

در شکل ۱۶، نمودار بالایی تغییرات مجموع نیروی عمودی بر حسب زمان را

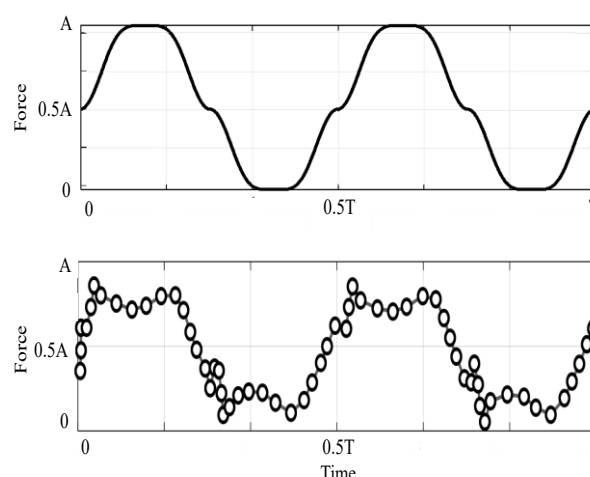


Figure 15. Drag of delayed stall and rotational lift for simulated (top) and experimental (bottom).^[30]

شکل ۱۵. نیروی پسای واماندگی به تأخیرافتاده و برا چرخشی شبیه‌سازی (بالا) و تجربی (پایین).^[۳۰]

در شکل اخیر، نمودار بالایی، تغییرات نیروی برا حاصل از مجموع دو پدیده‌ی واماندگی به‌تأخیرافتاده و نیروی برا چرخشی را در طول چرخه‌های بال‌زدن نشان می‌دهد. الگوی مشاهده‌شده، رفتار تناوبی منظم دارد، به‌گونه‌ای که در هر چرخه، دو قله‌ی اصلی دیده می‌شود، که با مراحل مؤثر تولید نیرو در سیکل حرکت بال‌ها مطابقت دارد. دامنه‌ی نیرو در این حالت نسبتاً بالاست، که بیانگر سهم قابل‌توجه هر دو سازوکار در افزایش نیروی برا در طول چرخه است. در نمودار پایینی، که داده‌های تجربی پرنده‌ی روبوفلای نشان داده شده است، اگرچه دامنه‌ی نیرو به‌طور قابل‌ملاحظه‌ای کمتر از نتایج مدل برای سنجاقک است، اما به روند کلی تغییرات شباهت زیادی دارد. هر دو نمودار، شکل موجی مشابه با دو قله در هر چرخه را نشان می‌دهند، که بیانگر شباهت سازوکارهای آئروپدینامیکی حاکم بر هر دو سامانه است. تفاوت دامنه‌ی نیرو قابل‌انتظار است، زیرا تفاوت در گونه‌ی پرنده (سنجاقک در پژوهش حاضر و روبوفلای در داده‌های تجربی) و تفاوت در ابعاد، جرم، ساختار بال‌ها، و فرکانس بال‌زدن، همگی در مقادیر مطلق نیرو تأثیر مستقیم دارند.

مقایسه‌ی اخیر نشان می‌دهد که مدل ارائه‌شده توانسته است الگوی کلی رفتار نیروی برا را با داده‌های تجربی موجود بازتولید کند، حتی اگر مقادیر مطلق نیرو به‌دلیل تفاوت‌های زیست‌ساختی و دینامیکی متفاوت باشند. این موضوع تأیید می‌کند که سازوکارهای اصلی تولید نیرو، صرف‌نظر از گونه‌ی پرنده، اشتراک‌های بنیادی دارند و مدل قادر به شبیه‌سازی اصول کلی ذکر شده است، در حالی که تفاوت‌های عددی، بیشتر به ویژگی‌های خاص مورفولوژی و شرایط پرواز هر گونه مربوط می‌شوند.

در ادامه‌ی مقایسه‌ی نتایج شکل‌های ۱۴ و ۱۵، تغییرات نیروی پسا برای مجموع سازوکارهای واماندگی به‌تأخیرافتاده و برا چرخشی در سنجاقک، در کنار داده‌های تجربی مربوط به پرنده‌ی روبوفلای نشان داده شده است. همانند نیروی برا، روند کلی تغییرات نیروی پسا نیز بین دو گونه‌ی پرنده، شباهت‌های آشکاری دارد، اگرچه دامنه‌ی نیروها و جزئیات موج به‌دلیل تفاوت‌های ساختاری و دینامیکی متفاوت است. این شباهت‌ها بیانگر آن است که سازوکارهای اصلی ایجاد پسا نیز از اصول آئروپدینامیکی مشترکی پیروی می‌کنند و مدل قادر است الگوی کلی آن‌ها را بازنمایی کند.

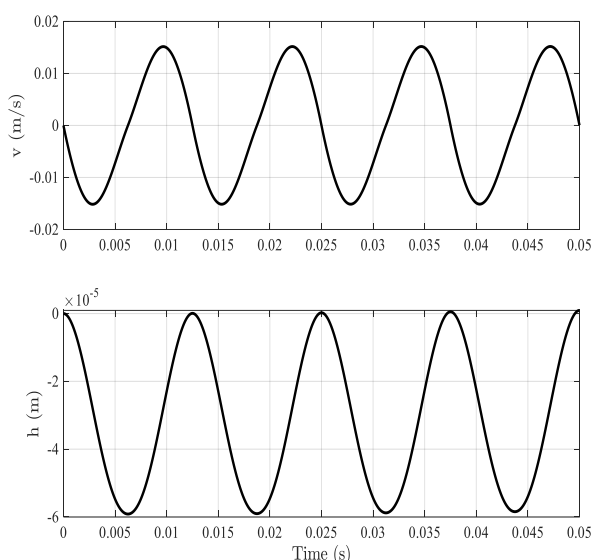


Figure 17. Vertical velocity and displacement of the dragonfly.

شکل ۱۷. سرعت و جابجایی عمودی پرنده.

به طور کلی، نتایج بخش کنونی نشان می‌دهد که با بهره‌گیری از مدل آئرو دینامیکی، شامل آثار واماندگی به تأخیر افتاده و برا چرخشی، و با انتخاب مناسب فرکانس ضربه‌ی بال‌ها، می‌توان پرواز شناور سنجاقک را با دقت قابل قبولی شبیه‌سازی کرد، به گونه‌ای که نوسان‌های سرعت و جابجایی عمودی در محدوده‌ای بسیار کوچک حفظ شوند.

۴.۴. دورزدن با شعاع مشخص

مانور دورزدن از حرکت‌های کلیدی در پرواز پرنده‌گان و ریزپرنده‌های بال‌زن است، زیرا امکان تغییر مسیر سریع و کنترل دقیق موقعیت را فراهم می‌کند. به طور کلی، دو شیوه‌ی اصلی برای اجرای مانور دورزدن وجود دارد: (۱) پرنده حول محور طولی خود می‌گردد و با استفاده از مؤلفه‌ی نیروی برا، مسیر منحنی را طی می‌کند. (۲)، پرنده بدون تغییر وضعیت افقی خود و فقط با ایجاد عدم تقارن در نیروی پسای تولید شده توسط بال‌ها، مسیر را تغییر می‌دهد. با توجه به ماهیت پرواز سنجاقک و توانایی بالای آن در کنترل غلت، در پژوهش حاضر، روش نخست به عنوان راهبرد دورزدن انتخاب شده است.

در شکل ۱۸، مسیر واقعی پرنده و مسیر مطلوب در مانور دورزدن مشاهده می‌شود. در نمودار بالایی، انطباق بالای مسیر واقعی و مسیر مطلوب دیده می‌شود. برای وضوح بیشتر، نمودار پایینی خطای موقعیت را نمایش می‌دهد، که نوسان‌های موجود در آن ناشی از چرخه‌های بال‌زدن پرنده است. این رفتار نوسانی به دلیل تغییرات دوره‌ای نیروهای آئرو دینامیکی در هر سیکل بال‌زدن رخ می‌دهد و دامنه‌ی آن در محدوده‌ی بسیار کوچک و قابل قبول باقی مانده است.

در مانور دورزدن، پرنده موفق شده است طی مدت زمان حدود ۰/۷ ثانیه، مسیر دایره‌ای را کامل کند. زاویه‌ی غلت تنظیم شده در این آزمایش برابر ۲۰ درجه بوده و شعاع دوران حدود ۴ سانتی‌متر به دست آمده است، که تقریباً برابر با طول بال خود پرنده است. این نتایج نشان می‌دهد که مدل و دینامیک پرنده قادر به اجرای دورزدن دقیق و سریع در مقیاس فیزیکی کوچک است، بدون اینکه خطای مسیر از حد مجاز فراتر رود.

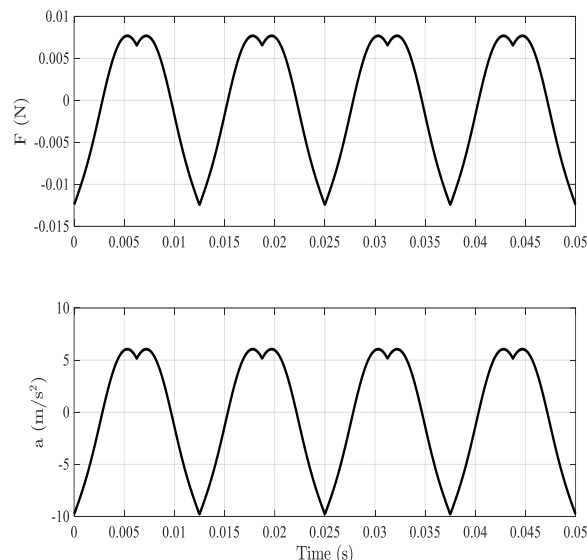


Figure 16. Total vertical force (lift and weight) and vertical acceleration of the dragonfly.

شکل ۱۶. مجموع نیروی عمودی (برا و وزن) و شتاب عمودی پرنده.

نشان می‌دهد، که حاصل ترکیب دو پدیده‌ی واماندگی به تأخیر افتاده و برا چرخشی و نیز وزن پرنده است. مشاهده می‌شود که نیروی عمودی، نوسان‌های منظمی در طول سیکل ضربه‌زدن بال‌ها دارد و مقدار مثبت آن در بخش عمده‌ای از چرخه حفظ شده است، که بیانگر تولید پیوسته‌ی نیروی رو به بالا برای حفظ شناوری است. همچنین به دلیل فرض حرکت متقارن بال‌ها (دو بال جلویی و عقبی به صورت هماهنگ)، مؤلفه‌ی نیروی پسا در این حالت صفر بوده است، که باعث شده است انرژی بال‌ها کاملاً صرف تولید نیروی بالابرنده و غلبه بر وزن شود.

در نمودار پایینی شکل ۱۶، شتاب عمودی بر حسب زمان مشاهده می‌شود. رفتار شتاب، مشابه الگوی نیروی بالابرنده بوده و هم‌فاز با آن تغییر کرده است، به طوری که در نقاط اوج نیرو، بیشترین شتاب رو به بالا حاصل شده است. دامنه‌ی تغییرات شتاب، نشان‌دهنده‌ی اثر قابل توجه هر سیکل ضربه‌ی بال در وضعیت حرکتی سنجاقک در راستای عمودی است. این تحلیل نشان می‌دهد که پدیده‌های آئرو دینامیکی مطرح شده، علاوه بر ایجاد نیروی کافی برای شناوری، قادر به ایجاد تغییرات محسوس در شتاب عمودی نیز هستند، که می‌تواند در مانورهای سریع و کنترل موقعیت دقیق در پرواز شناور حیاتی باشد.

در شکل ۱۷، نمودار بالایی تغییرات سرعت عمودی پرنده را بر حسب زمان نشان می‌دهد. الگوی سینوسی سرعت بیانگر آن است که پرنده در طول هر سیکل بال‌زدن، به طور متناوب شتاب‌گیری و کاهش سرعت را تجربه کرده است، که این تغییرات ناشی از نیروی بالابرنده‌ی متناوب تولید شده توسط بال‌هاست. دامنه‌ی نسبتاً کوچک سرعت نشان می‌دهد که نوسان‌های عمودی پرنده در حالت پرواز شناور محدود بوده و وضعیت کلی آن تقریباً پایدار باقی مانده است.

در نمودار پایینی، جابجایی عمودی پرنده بر حسب زمان مشاهده می‌شود. تغییرات جابجایی نیز ماهیت تناوبی دارد و دامنه‌ی بسیار کوچک آن (در حد چند ده میکرومتر) نشان می‌دهد که پرنده در حالت پرواز شناور، تغییرات مکان عمودی ناچیزی را تجربه کرده است. این موضوع بیانگر موفقیت شبیه‌سازی در بازتولید حالت شناوری با استفاده از تنظیم مناسب فرکانس بال‌زدن در شرایط حلقه‌ی باز است.

پایینی نیز تغییرات زوایای پرند را نمایش می‌دهد. همان‌طور که انتظار می‌رفت، فقط زاویه غلت، مقدار قابل‌توجهی (حدود ۲۰ درجه) داشته و دو زاویه دیگر تقریباً بدون تغییر مانده‌اند. این وضعیت نشان می‌دهد که پرند ضمن حفظ مسیر طولی، فقط برای ایجاد گردش از تغییر زاویه غلت استفاده کرده است.

۵. نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، ابتدا مزایا و قابلیت‌های منحصر به فرد پرندهای بال‌زن در مقایسه با سایر سامانه‌های پروازی بررسی شده است. در ادامه، به‌طور خاص بر حشره سنجاق تمرکز شده است؛ حشره‌ای که به‌واسطه‌ی توانایی بالای مانورپذیری، پرواز پایدار در شرایط پیچیده و وجود دو جفت بال مجزا، یکی از الگوهای ایده‌آل برای الگوبرداری در طراحی پرندهای بال‌زن محسوب می‌شود. پس از معرفی ویژگی‌های دینامیکی سنجاق، مدلی غیرخطی با ۱۸ درجه‌ی آزادی توسعه داده شده است، که قادر است حرکت‌های پیچیده‌ی بدنه و بال‌های شبه‌سنجاق را دقیقاً شبیه‌سازی کند. در ادامه، نتایج مدل کامل مذکور با مدلی که در آن اثر اینرسی بال‌ها حذف شده بود، مقایسه و مشخص شد که اختلاف حاصل ناچیز است؛ لذا می‌توان از اینرسی بال‌ها در شرایطی صرف‌نظر کرد.

در ادامه‌ی پژوهش، پدیده‌های آئرو‌دینامیکی کلیدی که در پرواز حشره‌ها نقش دارند (از جمله واماندگی به‌تأخیرافتاده، برا چرخشی، و جرم افزوده) تحلیل شده‌اند؛ که برای هر یک از آن‌ها، روابط نیمه‌تحلیلی و با تقریب شبه‌پایا استخراج و در شبیه‌سازی مدل اعمال شده‌اند. سپس نتایج حاصل از شبیه‌سازی بررسی و تحلیل و رفتار نیروهای برا و پسا در شرایط مختلف استخراج شده‌اند. در گام نهایی، برای بررسی دقت و اعتبار مدل، خروجی‌های شبیه‌سازی با داده‌های تجربی مربوط به پرواز پرندهای بال‌زن مقایسه و نشان داده شده است که مدل مذکور تطابق خوبی با واقعیت دارد. همچنین در بخش شبیه‌سازی پرواز شناور سنجاق، نتایج نشان داده است که با در نظر گرفتن آثار واماندگی به‌تأخیرافتاده، نیروی چرخشی، و انتخاب مناسب فرکانس بال‌زدن، می‌توان حالت شناوری را به گونه‌ای بازتولید کرد که نوسان‌های سرعت و جابجایی عمودی در محدوده‌ای بسیار کوچک باقی بمانند، که بیانگر توانایی مدل در بازنمایی دقیق دینامیک پرواز شناور است. علاوه بر این، در شبیه‌سازی مانور دورزدن در شعاع محدود نیز مشاهده شده است که با ایجاد زاویه‌ی غلت مناسب، مؤلفه‌ی مرکزگرایی نیروی برا افزایش یافته و پرند قادر به تغییر مسیر در شعاع کوچک‌تری شده است، در حالی که ارتفاع و پایداری طولی آن تقریباً بدون تغییر حفظ شده است.

با توجه به دقت بالای مدل‌سازی دینامیکی و همچنین راستی‌آزمایی موفق آن از طریق داده‌های تجربی، می‌توان نتیجه گرفت که شبیه‌سازی انجام‌شده، پایه‌ای محکم برای مراحل پیشرفته‌تر پژوهش فراهم می‌کند. به‌ویژه، این بستر می‌تواند به‌عنوان پایه‌ای مناسب برای تحلیل پایداری سامانه و طراحی الگوریتم‌های کنترلی دقیق در آینده استفاده شود. در ادامه‌ی این مسیر، بهبود مدل با در نظر گرفتن تغییر شکل بال و آثار انعطاف‌پذیری، همچنین لحاظ کردن آثار آئرو‌دینامیکی بخش‌های بدنه از جمله دم و سر، می‌تواند دقت شبیه‌سازی را افزایش دهد. علاوه بر این، توسعه‌ی مدل آئرو‌دینامیکی با بهره‌گیری از شبیه‌سازی دینامیک سیال‌های محاسباتی و افزودن پدیده‌های ناپایای پیچیده‌تر، مانند گرفتن دنباله، گامی مهم در افزایش توان پیش‌بینی مدل

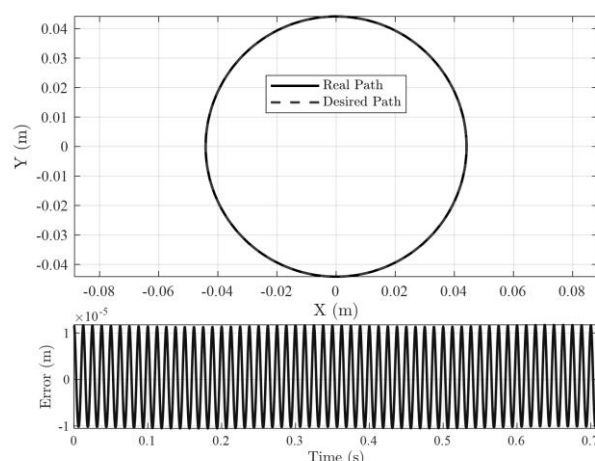


Figure 18. Trajectory and tracking error of the desired path.

شکل ۱۸. مسیر حرکت و خطای دنبال کردن مسیر مطلوب.

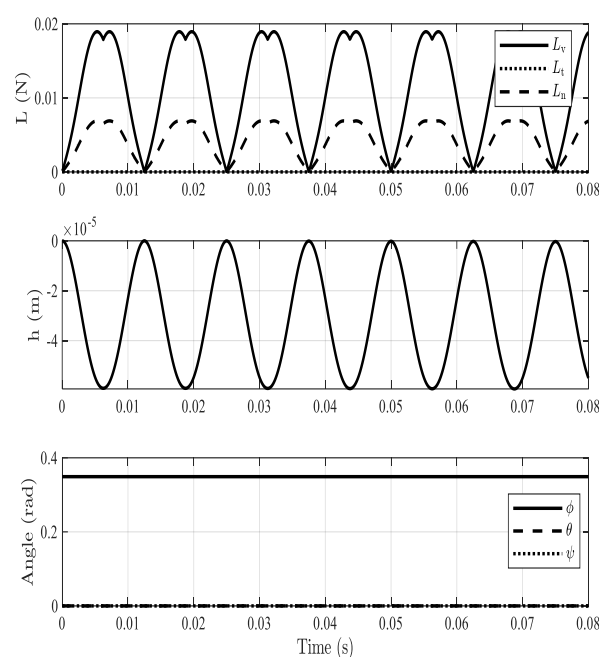


Figure 19. Lift force components, altitude, and dragonfly angles during turning.

شکل ۱۹. مؤلفه‌های نیروی برا، ارتفاع، و زوایای پرند در حین دورزدن.

در شکل ۱۹، نمودار بالایی سه مؤلفه‌ی نیروی برا، شامل: مؤلفه‌ی قائم، مرکزگرا، و مماسی بر مسیر حرکت پرند را نشان می‌دهد؛ که مطابق آن بیشترین مقدار مربوط به مؤلفه‌ی قائم است، که عمدتاً صرف غلبه بر وزن پرند و حفظ ارتفاع می‌شود. مؤلفه‌ی دوم، یعنی نیروی مرکزگرا، با زاویه‌ی غلت پرند مرتبط است و هر چه زاویه‌ی بیشتر باشد، شعاع گردش پرند کمتر خواهد بود. مؤلفه‌ی سوم، در این حالت صفر است، زیرا زاویه‌ی پیچ وجود ندارد و پرند مسیر خود را با همان سرعت اولیه ادامه می‌دهد. برای وضوح بیشتر، نمودارهای اخیر در بازه‌ی زمانی کوتاه‌تری ترسیم شده‌اند، تا تغییرات نیروها به شکل دقیق‌تری قابل مشاهده باشند.

نمودار میانی، تغییرات ارتفاع پرند را در طول حرکت نشان می‌دهد، که با وجود نوسان‌های کوچک ناشی از چرخه‌ی بال‌زدن، مقدار میانگین آن ثابت باقی مانده و با عملکرد مؤلفه‌ی قائم نیروی برا هماهنگ بوده است. نمودار

نمونه‌های آزمایشگاهی نیز می‌تواند زمینه‌ساز توسعه‌ی سامانه‌های پرنده‌ی هوشمند الهام‌گرفته از طبیعت باشد.

خواهد بود. به کارگیری مدل توسعه‌یافته‌ی اخیر در طراحی و آزمون کنترل‌کننده‌های پیشرفته و ارزیابی عملکرد آن‌ها بر روی سامانه‌های واقعی یا

References - منابع

1. Xuan, H., Hu, J., Yu, Y. and Zhang, J., 2020. Recent progress in aerodynamic modeling methods for flapping flight. *AIP Advances*, 10, 2, pp.1-20. <https://doi.org/10.1063/1.5130900>
2. Osborne, M.F.M., 1951. Aerodynamics of flapping flight with application to insects. *Journal of Experimental Biology*, 28, 2, pp.221-245. <https://doi.org/10.1242/jeb.28.2.221>
3. Ruiz, C., Acosta, J.Á. and Ollero, A., 2022. Aerodynamic reduced-order Volterra model of an ornithopter under high-amplitude flapping. *Aerospace Science and Technology*, 121, pp.107331. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107331>
4. Singh, B., Ahmad, K.A., Murugaiah, M., Yidris, N., Basri, A.A. and Pai, R., 2024. Quasi-steady aerodynamic modeling and dynamic stability of mosquito-inspired flapping wing pico aerial vehicle. *Frontiers In Robotics and AI*, 11, pp.1362206. <https://doi.org/10.3389/frobt.2024.1362206>
5. Ryu, Y. and Chang, J.W., 2025. Effect of wingtip-curve on aerodynamic performance in flapping flexible wings: rectangular versus hawkmoth-like. *Journal of Visualization*, 28, 1, pp.39-57. <https://doi.org/10.1007/s12650-024-01026-5>
6. Zhao, Z., Jiang, Z., Zhang, C. and Song, G., 2025. Modeling of flapping wing aerial vehicle using hybrid phase-functioned neural network based on flight data. *Journal of Bionic Engineering*, 22, 3, pp.1126-1142. <https://doi.org/10.1007/s42235-025-00692-x>
7. Lashgari, M. and Naghash, A., 2021. Modeling and linearization of longitudinal dynamics for a flapping wing micro aerial vehicle dragonfly-like with active rigid tail. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 53, 6, pp.3445-3464. [In Persian]. <https://doi.org/10.22060/mej.2020.18389.6808>
8. Shams, S., Mirzavand Boroujeni, B., Mansoori, S.M. and Kazemi, M.R., 2018. Kinematic analysis of articulated flapping wings mechanisms considering nonlinear quasi-steady aerodynamic. *Modares Mechanical Engineering*, 17, 12, pp.87-97. [In Persian]. <http://dorl.net/dor/20.1001.1.10275940.1396.17.12.17.9>
9. Kwon, H.K. and Chang, J.W., 2025. Effects of shapes and kinematics of hovering flapping wings on aerodynamic forces and vortex structures. *Scientific Reports*, 15, 1, pp.5098. <https://doi.org/10.1038/s41598-025-86113-9>
10. Martín-Alcántara, A., Grau, P., Fernandez-Feria, R. and Ollero, A., 2019. A simple model for gliding and low-amplitude flapping flight of a bio-inspired UAV. In *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp.729-737. IEEE. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2019.8798233>
11. Wang, Siqi, Song, Bifeng, Chen, Ang, Fu, Qiang and Cui, Jin, 2022. Modeling and flapping vibration suppression of a novel tailless flapping wing micro air vehicle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35, 3, pp.309-328. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.08.030>
12. Kawakami, K., Kaneko, S., Hong, G., Miyamoto, H. and Yoshimura, S., 2022. Fluid-structure interaction analysis of flexible flapping wing in the Martian environment. *Acta Astronautica*, 193, pp.138-151. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.01.001>
13. Gao, H., Zhu, J., Sun, C., Li, Z.A. and Peng, Q., 2025. Visualized neural network-based vibration control for pigeon-like flexible flapping wings. *ISA Transactions*, 158, pp.374-383. <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2024.12.038>
14. Mao, T., Guo, C. and Duan, B., 2025. An improved quasi-steady model capable of calculating flexible deformation for bird-sized flapping wings. *Nonlinear Dynamics*, 113, 6, pp.5591-5610. <https://doi.org/10.1007/s11071-024-10570-6>
15. Judi, A., Banazadeh, A. and Asghari, A., 2024. Activation of vibrational stabilization in insect-like flapping systems. *International Journal of Modeling And Optimization*, 14, 4, pp.142-148. <https://doi.org/10.7763/IJMO.2024.V14.863>
16. Zhong, S., Wang, S., Xu, W., Liu, J. and Pan, E., 2023. Autonomous flight control with different strategies applied during the complete flight cycle for flapping-wing flying robots. *Science China Technological Sciences*, 66, 11, pp.3343-3354. <https://doi.org/10.1007/s11431-022-2452-6>

17. Poshtan, J. and Leyci, -, 2021. Altitude cascade control of an avian-like flapping robot considering articulated wings and quasi-steady. *Amirkabir Journal Of Mechanical Engineering*, 53, 4, pp.2137-2154. [In Persian].
<https://doi.org/10.22060/mej.2020.17937.6691>
18. Huang, H., Chen, Z., He, W., Li, Q. and Niu, T., 2024. Aerodynamic analysis and flight control of a butterfly-inspired flapping-wing robot. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 9, 11, pp.9677-9684. <https://doi.org/10.1109/LRA.2024.3458591>
19. Banazadeh, A. and Taymourtash, N., 2016. Adaptive attitude and position control of an insect-like flapping wing air vehicle. *Nonlinear Dynamics*, 85, 1, pp.47-66. <https://doi.org/10.1007/s11071-016-2666-8>
20. Kim, T., Hong, I., Im, S., Rho, S., Kim, M., Roh, Y., Kim, C., Park, J., Lim, D., Lee, D. and Lee, S., 2024. Wing-strain-based flight control of flapping-wing drones through reinforcement learning. *Nature Machine Intelligence*, 6, 9, pp.992-1005. <https://doi.org/10.1038/s42256-024-00893-9>
21. Yu, Y., Lu, Q. and Zhang, B., 2025. Reinforcement learning based recovery flight control for flapping-wing micro-aerial vehicles under extreme attitudes. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 22, 1, pp.17298806241303290. <https://doi.org/10.1177/17298806241303290>
22. He, W., Mu, X., Zhang, L. and Zou, Y., 2020. Modeling and trajectory tracking control for flapping-wing micro aerial vehicles. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 8, 1, pp.148-156. <https://doi.org/10.1109/JAS.2020.1003417>
23. Wenfu, X.U., Erzhen, P.A.N., Juntao, L.I.U., Yihong, L.I. and Han, Y.U.A.N., 2022. Flight control of a large-scale flapping-wing flying robotic bird: System development and flight experiment. *Chinese Journal of Aeronautics*, 35, 2, pp.235-249. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.03.009>
24. Cai, X. and Liu, H., 2025. The fast flight stabilization strategy in flying insects. *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, 5, pp.100599. <https://doi.org/10.1016/j.taml.2025.100599>
25. Zipfel, P.H., 2000. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics. *AIAA*, pp.1-1.
26. Durán, J.C., Escareño, J.A., Etcheverry, G. and Rakotondrabe, M., 2016. Getting started with PEAs-based flapping-wing mechanisms for micro aerial systems. *Actuators*, 5(2), p.14. <https://doi.org/10.3390/act5020014>
27. Liang, W., Song, B., Sun, Z. and Yang, X., 2023. Review on ultra-lightweight flapping-wing nano air vehicles: Artificial muscles, flight control mechanism, and biomimetic wings. *Chinese Journal of Aeronautics*, 36(6), pp.63-91. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2023.03.031>
28. Sane, S.P. and Dickinson, M.H., 2002. The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight. *Journal of Experimental Biology*, 205, 8, pp.1087-1096. <https://doi.org/10.1242/jeb.205.8.1087>
29. Pines, D.J. and Bohorquez, F., 2006. Challenges facing future micro-air-vehicle development. *Journal of Aircraft*, 43, 2, pp.290-305. <https://doi.org/10.2514/1.4922>
30. Deng, X., Schenato, L., Wu, W.C. and Sastry, S.S., 2006. Flapping flight for biomimetic robotic insects: part I-system modeling. *IEEE Transactions on Robotics*, 22, 4, pp.776-788. <https://doi.org/10.1109/TRO.2006.875480>
31. Angelini, G., Muggiasca, S. and Belloli, M., 2023. A techno-economic analysis of a cargo ship using flettner rotors. *Journal of Marine Science and Engineering*, 11, 1, pp.229. <https://doi.org/10.3390/jmse11010229>
32. Dickinson, M.H., Lehmann, F.O. and Sane, S.P., 1999. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*, 284(5422), pp.1954-1960. <https://doi.org/10.1126/science.284.5422.1954>

این صفحه عمل خالی گذاشته شده است.