



Experimental study on the flow speed effects on the aerodynamic characteristics of a flexible flapping wing

Mojtaba Ramezani Voloojerdi , Hamzeh Eshraghi , Mahmoud Mani *

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: The current research has experimentally studied the aerodynamic characteristics and production of lift and thrust forces of a flapping flexible wing over a range of flow speeds and frequencies in the sub-sonic wind tunnel. Thus, the flapping wing model was installed on the test section, and by changing the flow components and angles of attack, the horizontal and vertical forces - equivalent to the thrust and lift - were measured and recorded. The experiments were conducted at Reynolds numbers of 42,000 to 170,000, which is the flight range for natural birds with dimensions close to pigeons. The wingbeat frequency has also been set from 0 to 6 Hz to encompass the wingbeat frequency of natural birds. The model consists of two parts of rigid (at the root) and flexible (at the tip) and the oscillation is provided by an electro-mechanical system. The highest thrust was achieved at an angle of attack of 3 degrees. The wing flexibility caused the pressure difference on both sides of the wing to cause unsteady deformations. In this case, as the speed increases, the amount of lift on the wing grows with the square power of the speed, Thus, the wing deforms more at higher speeds and the lift coefficient decreases with increasing speed. The flow structure at an angle of attack of 9 degrees is not capable of producing thrust.

Review History:

Received:
Revised:
Accepted:
Available Online:

Keywords:

Wind Tunnel
Experimental Method
Flow Speed
Flapping Wing
Flexibility

1- Introduction

The dynamics and aerodynamics of flapping wing aircraft have long been of interest to researchers, and numerous numerical and experimental studies have been conducted in this field. In recent years, the trend towards flight using flapping force has increased significantly. Chang et al. (2019) studied the aerodynamic performance of a seagull-inspired flapping bird using a numerical method and solving the flow equations for unsteady viscous flow. The effect of the optimal wing twist on the drag force and power consumption of the aircraft has been reported [1]. Ramezani Voloojerdi and Mani (2019) conducted an experimental study to investigate the effect of the retrograde angle in a flying bird with a rigid wing and investigated the effect of the type and angle of retrograde at different angles of attack as well as the range of Reynolds numbers. The rigid wing has a straight initial section. In the following, two types of simple retro-reflection and retro-reflection inspired by nature are examined. Results show that the stalling in the nature-inspired wing did not stall up to an angle of attack of 24 degrees; Whereas a conventional swept wing stalls before an angle of attack of 24 degrees [2]. Ramezani Voloojerdi and Mani (2021) continued their research by investigating the effect of the flapping of the bird model on the coefficients of lift and thrust forces in the Reynolds range from 42,000 to 170,000 in a subsonic wind tunnel. By changing the flapping frequency and the angle of attack,

they showed that with increasing flapping frequency, the lift force increased by up to 100%, and sometimes the drag force approached zero; and also led to delays and stalling in the wings [3]. Zhao et al. (2021) conducted a numerical study to investigate the effect of wingtip selection on the aerodynamic performance of a flapping bird. In this study, while maintaining the wing chord size, the analysis was performed based on the maximum curvature change equivalent to values of 25%, 21%, 17%, and 12.5%, and the effects of aero-elasticity and the interaction of aerodynamic forces, structural deformation and its role in determining the performance of a flapping wing bird have been investigated [4]. Wang et al. (2022) investigated the aerodynamic performance of a flapping bird with a two-jointed wing in a numerical study by solving the governing equations for incompressible flow transiently [5]. In a review study focusing on aeroelastic issues related to flapping wings, Changchuan et al. (2023) investigated the importance of the leading edge vortex and its effect on the wing structure, kinematics, and wing deformation [6]. Addo-Akoto et al. (2024) have experimentally investigated the aerodynamic effect of wing leading edge curvature in static flight as well as horizontal flight of a flapping bird. Studies based on image flow velocimetry showed that leading edge curvature can lead to stronger aerodynamic circulation in the wingtip region [7]. Bouard et al. (2024) have numerically studied the aerodynamic behavior of both rigid and flexible

*Corresponding author's email: mani@aut.ac.ir



Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>.



Fig. 1. Top view of the flapping wing and the mechanism



Fig. 2. Installed model in the wind tunnel

wings of a flapping bird in stationary flight. The effects of wing deformation on aerodynamic performance have been studied under quasi-steady and unsteady conditions [8]. The main difference between flapping wings and other flying devices is the generation of propulsive force by the wings. In the current study, To better understand the aerodynamic characteristics in the production of lift and propulsion forces of a flapping wing with a flexible wing, the flapping geometry has been experimentally tested at different speeds, different angles of attack, and a range of flapping frequencies, and the results are presented.

2- Methodology

The wing model is made of a rigid section at the root with an S1223 airfoil section with a reference chord length of 150 mm, as well as a flexible section at the end half. The electromechanical mechanism creates a reciprocating motion, and enables flight conditions at different angles of attack and different wing beat frequencies, as shown in Figure 1.

Experiments were conducted in a subsonic, open-loop wind tunnel in the aerodynamic research laboratory at the Amirkabir University of Technology with a rectangular 1m×1m cross-section and a 1.8m length test section. For boundary layer growth along the tunnel walls, the test section is diverged by 1 degree. The minimum and maximum flow speed of the tunnel is 2.5 m/s and 60 m/s respectively that can be achieved via a 100kW alternating current electric motor. To ensure good flow quality in the test section, the tunnel settling chamber contains a 4mm thick honeycomb and three-layer

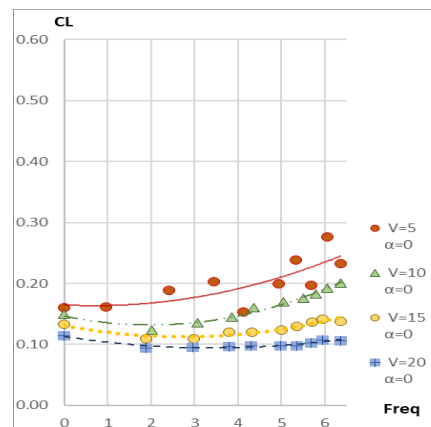
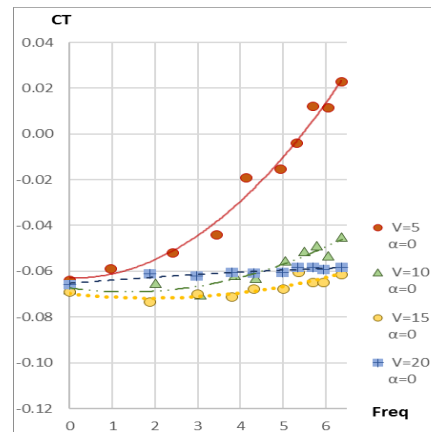


Fig. 3. Comparison of the effect of speed on the lift and thrust coefficients of a wing in terms of frequency $\alpha=0^\circ$

anti-turbulence screens. The maximum turbulence intensity is less than 0.2% measured by hot-wire anemometry. The external force balance was used to detect the aerodynamic lift and drag forces of the wings. The load limits are 240N along the normal axis (lift) and 80N on the horizontal axis (drag). In addition, the minimum resolution along the horizontal axis is 0.001N, and along the normal axis, it is 0.003N. Also, the hysteresis of lift and drag forces are less than 0.1 and 0.15 percent respectively. The model is mounted on the angle of attack setting device and this device is placed on the external force balance as shown in Fig. 2. As illustrated in Fig.1c the analog voltage signals of force balance are transmitted to a personal computer by an amplifier and a data acquisition board. The data was collected at a sample rate of 10 kHz for 7 seconds. A view of the test bed and the model can be seen in Figure 2.

3- Results and discussion

The effect of flow speed on the lift and thrust of a flapping wing with a flexible wing is presented. These results were tested at 4 speeds (5m/s, 10m/s, 15m/s, and 20m/s) at 7 flapping frequencies (from 0 to 6 Hz) and 9 angles of attack (from 0 to 24 degrees with a 3-degree increment) - a total of 252 cases - and the results are presented in terms of dimensionless coefficients of lift and thrust forces. Figure 3 shows the lift

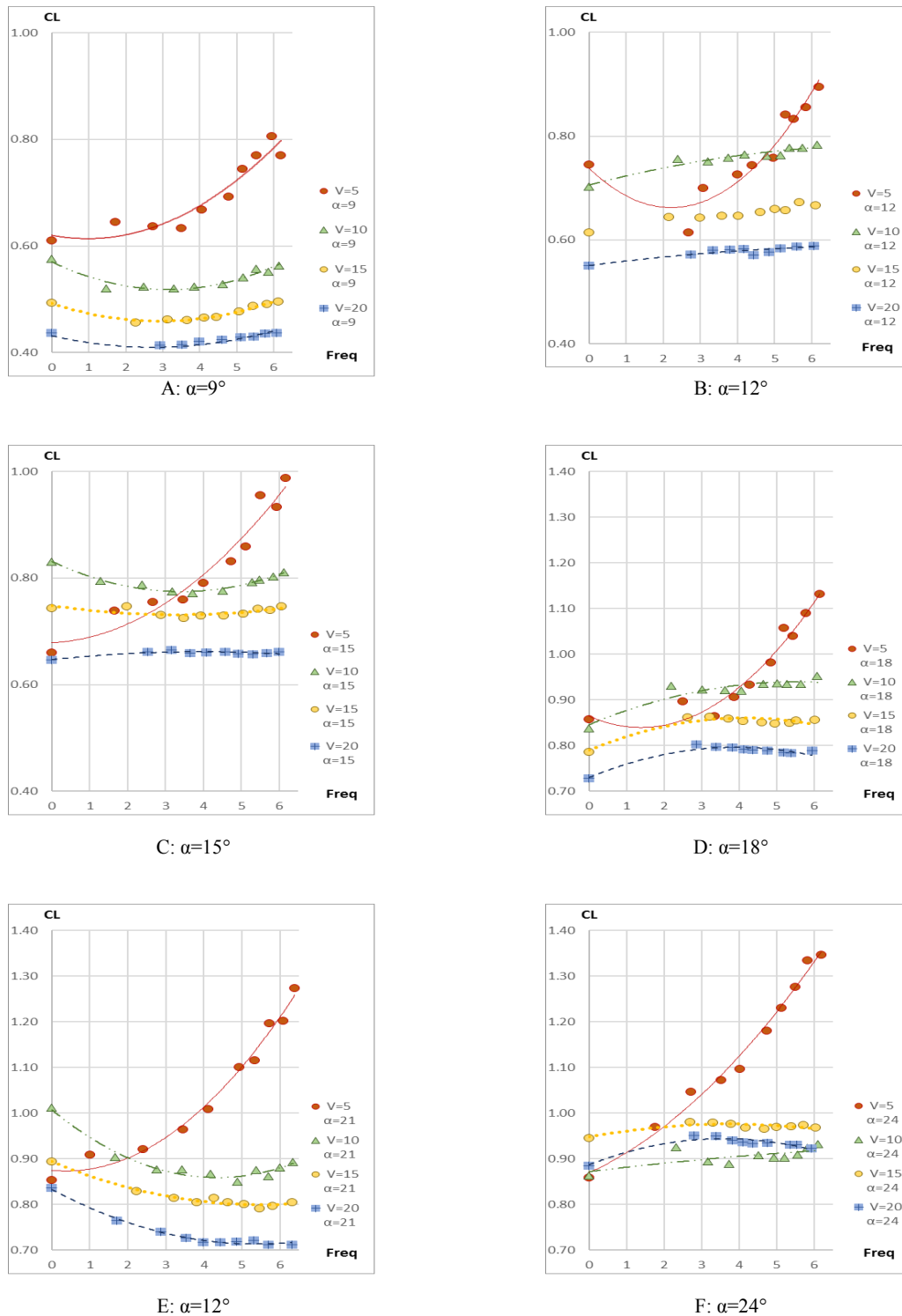


Fig. 4. The Effect of speed on the wing lift (A: $\alpha=9^\circ$, B: $\alpha=12^\circ$, C: $\alpha=15^\circ$, D: $\alpha=18^\circ$, E: $\alpha=21^\circ$, F: $\alpha=24^\circ$)

and thrust coefficients of a flapping wing as a function of frequency at zero degree angle of attack. According to Figure 3, the effect of increasing speed on aerodynamic performance and force coefficients was not uniform. So increasing speed from 5 to 15 m/s caused a decrease in the thrust coefficient, but with increasing speed to 20 m/s, the thrust coefficient increased again.

The effect of wing flexibility on the lift coefficient diagram was clearly evident; so increasing speed at frequencies less than 2, where the effect of flapping on wing deformation is less and most of the deformation is due to the change in wing force due to increasing speed, caused a decrease in wing lift.

Figure 4 shows the effect of speed on wing lift at angles of attack of 9 to 24 degrees. According to Figure 4, the behavior

of lift force with respect to speed changes at speeds greater than 10 m/s at angles of attack from zero to 21 degrees has been the same, so increasing speed in this range has always been accompanied by a decrease in lift coefficient. Flexibility is the main reason for the decrease in lift coefficient with increasing speed in a flexible wing; because this wing factor causes the pressure difference on both sides of the wing to change the shape of the wing in such a way as to reduce the pressure difference on both sides of the wing. In this case, due to the increase in speed, the amount of lift force on the wing due to the pressure difference has grown with the square power of the speed, and as a result, the wing has changed more at higher speeds, and consequently, the lift coefficient of the wing has decreased with increasing speed.

As shown in Figure 4, increasing the speed from 5 to 10 m/s at some angles of attack increases the lift coefficient and at other angles of attack decreases the lift coefficient on the wing. The combination of the flexibility of the wing and the different flow structures at 5 m/s causes the lift coefficient at this speed to be very variable, especially at angles of attack above 9 degrees where the flow structure changes from a propulsive to a drag-producing structure. At some angles of attack, the lift coefficient is greater than the lift coefficient at 10 m/s and at some angles of attack, the lift coefficient is less than 10 m/s.

4- Concluding remarks

A current study has experimentally investigated the aerodynamic characteristics and lift and thrust generation of a flapping flexible wing. To this end, the effects of the flow speed, angle of attack, and flapping frequency on the dimensionless coefficients of lift and thrust have been measured and presented. The results of the study are summarized as follows.

At zero angle of attack, the effect of increasing the speed to 15 m/s causes a decrease in the thrust coefficient, but with an increase in the speed to 20 m/s, the thrust coefficient increases again. In a flexible wing, increasing the speed at frequencies less than 2, where the effect of flapping on the wing deformation is less and most of the deformation is due to a change in the pressure distribution on the wing due to the increase in speed, causes a decrease in the lift force.

Flexibility is the main reason for the decrease in lift coefficient with increasing speed in flexible wings; because this wing factor causes the pressure difference on both sides of the wing to change the shape of the wing in some way and reduce the pressure difference on both sides of the wing. In this case, due to the increase in speed, the amount of lift on the wing due to the pressure difference grows with the square power of the speed and as a result, the wing deforms more at higher speeds, and consequently the lift coefficient of the wing decreases with increasing speed.

References

- [1] X. Chang, L. Zhang, R. Ma, N. Wang, Numerical investigation on aerodynamic performance of a bionic flapping wing, *Applied Mathematics and Mechanics*, 40(11) (2019) 1625-1646.
- [2] M.R. Volojjerdi, M. Mani, Aerodynamic characteristics of conventional and innovative high lift swept wings, *Journal of Bionic Engineering*, 16 (2019) 432-441.
- [3] M.R. Volojjerdi, M. Mani, Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 53(3 (Special Issue)) (2021) 1697-1708 (In Persian).
- [4] M. Zhao, Y. Zou, Q. Fu, W. He, Effects of airfoil on aerodynamic performance of flapping wing, *Biomimetic Intelligence and Robotics*, 1 (2021) 100004.
- [5] C. Wang, Y. Liu, D. Xu, S. Wang, Aerodynamic performance of a bio-inspired flapping wing with local sweep morphing, *Physics of Fluids*, 34(5) (2022).
- [6] X. Changchuan, G. Nongyue, M. Yang, W. Yue, Y. Chao, A review of bird-like flapping wing with high aspect ratio, *Chinese Journal of Aeronautics*, 36(1) (2023) 22-44.
- [7] R. Addo-Akoto, J.-S. Han, J.-H. Han, Leading-edge curvature effect on aerodynamic performance of flapping wings in hover and forward flight, *Bioinspiration & Biomimetics*, 19(5) (2024) 056007.
- [8] F. Bouard, T. Jardin, L. David, Aerodynamics of flapping wings with passive and active deformation, *Journal of Fluids and Structures*, 128 (2024) 104139.



مطالعه تجربی اثر سرعت جریان بر مشخصه‌های آیرودینامیکی بالزن با بال انعطاف پذیر

مجتبی رضانی ولوجردی^۱، حمزه اشراقی^۱، محمود مانی*

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۳/۰۹/۰۷
بازنگری: ۱۴۰۳/۱۲/۰۲
پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۱۰
ارائه آنلاین: ۱۴۰۳/۱۲/۲۰

کلمات کلیدی:

بالزن
تونل باد
روش تجربی
سرعت جریان
انعطاف پذیری

خلاصه: در این پژوهش اثر سرعت جریان بر مشخصه‌های آیرودینامیکی بالزن با بال انعطاف پذیر در زوایای حمله مختلف با استفاده از آزمون تجربی در تونل باد مادون صوت مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور، مدل بالزن در سکوی آزمون نصب شده و با تغییر مؤلفه‌های جریان و زاویه حمله، نیروهای افقی و عمودی - معادل نیروهای پیشران و برآ- اندازه گیری و ثبت گردیده است. آزمایش‌ها در اعداد رینولدز ۳۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ که محدوده پرواز برای پرندگان طبیعی با ابعاد نزدیک به کبوتر است انجام شده است. فرکانس بالزدن نیز از ۰ تا ۶ هرتز مورد بررسی قرار گرفته است تا فرکانس بالزدن پرندگان طبیعی را در برگیرد. مدل آزمون از دو بخش صلب (در ریشه) و انعطاف پذیر (در نوک) تشکیل شده و حرکت نوسانی بالزدن در آن توسط سامانه الکترومکانیکی تامین شده است. نتایج نشان می‌دهد که بیشینه نیروی پیشران در زاویه حمله ۳ درجه حاصل شده است. همچنین انعطاف پذیری بال سبب شده است تا با افزایش سرعت اختلاف فشار دینامیکی جریان سبب تغییر شکل بال و در نهایت کاهش ضریب برآی بال شود. همچنین ساختار جریان از زاویه حمله ۹ درجه به بعد به گونه‌ای است که توانایی تولید نیروی پیشران نداشته است.

۱- مقدمه

از دیرباز، دینامیک و آیرودینامیک وسایل پرنده بالزن مورد توجه پژوهشگران بوده و مطالعات متعددی در زمینه‌های عددی و تجربی در این زمینه انجام گرفته است. در سال‌های اخیر گرایش بر روی پرواز با استفاده از نیروی بالزدن افزایش چشمگیری داشته است. کدالی و همکاران (۲۰۱۷) با توسعه یک مدل تعاملی دوطرفه سازه-جریان، به تحلیل آیروالاستیک یک بالزن با بال انعطاف پذیر در پرواز افقی پرداختند. ابزار تحلیل جریان در این تحقیق مدل جریان پتانسیل ناپایا بوده است. تحلیل سازه نیز با به کارگیری مدل تیر اوپلر-برنولی انجام شده است. در این مطالعه، تأثیر تغییر ضریب منطری بال بر بسامد طبیعی بررسی شده است؛ همچنین مقدار بهینه انعطاف پذیری در اختلاف زاویه نوک و ریشه بال معادل ۹۰ درجه حاصل شده است [۱]. چانگ و همکاران (۲۰۱۹) به روش عددی و با حل معادلات حاکم بر جریان لزج ناپایا به مطالعه عملکرد آیرودینامیکی پرنده بالزن الهام گرفته از مرغ دریایی پرداختند. تمرکز پژوهش بر مطالعه اثر پیش هندسی

بال‌واره در راستای دهانه بال بر عملکرد پرنده است، تأثیر انتخاب پیش بهینه بال بر نیروی پسا و نیز توان مصرفی پرنده گزارش شده است. بر طبق این پژوهش، با تغییر هندسه بال و اتخاذ پیش مناسب حین حرکت بال زدن، نیروی پسا و توان مصرفی به ترتیب ۲۰٪ و ۶۰٪ کاهش خواهد داشت [۲]. دشپنده و مودنی (۲۰۱۹) به بررسی تجربی اثر ضخامت، کشسانی و چگالی مواد به کاررفته در بال پرنده پرداختند. پژوهش مبتنی بر مطالعه تعامل متقابل سیال و سازه بوده؛ اثر جهت و موقعیت قرارگیری عناصر سازه‌ای بال بر عملکرد پرنده و نیروهای آیرودینامیکی و نیز توان مصرفی پرنده در بسامدهای مختلف اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهند قدرت و اندازه گردابه لبه فرار کاملاً در ارتباط مستقیم با مشخصه‌های سختی سازه‌ای بال بوده؛ این اثر به صورت رابطه تجربی و غیرخطی بین ضریب نیروی پیشران و سختی سازه‌ای بال ارائه شده است [۳]. کیو و همکاران (۲۰۱۹) طی یک مطالعه عددی سه‌بعدی به بررسی عملکرد آیرودینامیکی و فیزیک جریان یک بالزن با هندسه بال تخت نیم-بیضی در رینولدز ۵۰۰۰ پرداختند. موضوع پژوهش بررسی اثرات زمین در تشکیل جریان فواره‌ای در

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mani@aut.ac.ir

پرواز ایستا بوده است. نتایج مطالعه نشان داد، جریان فواره‌ای از گردابه ریشه بال نشأت گرفته؛ همچنین، فرو-وزش^۱ جریان انعکاسی از طرف زمین آن را تشدید می‌نماید [۴]. سونی و تیواری (۲۰۱۹) طی یک پژوهش عددی به بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی چهار پیکره مختلف از بال پرنده در شرایط غیر بال‌زن (ثابت) پرداختند. تأثیر دنباله بال در رینولدز، زاویه حمله و نیز زاویه هفتی^۲ متفاوت مورد مطالعه قرار گرفت. در ادامه بال پرنده‌گانی نظیر جغد، مرغ دریایی، اردک و نیز خفاش به همین شیوه مورد تحلیل عددی قرار گرفته است. با تمرکز بر اثر لایه‌مرزی بر جریان میانه بال، میدان جریان در اعداد رینولدز مختلف برای بال این پرندگان مورد بررسی قرار گرفته است [۵]. رضانی ولوجردی و مانی (۲۰۱۹) طی یک مطالعه تجربی به بررسی اثر زاویه پس‌گرایی در یک پرنده بال‌زن با بال صلب پرداخته‌اند و اثر نوع و زاویه پس‌گرایی را در زوایای مختلف حمله و نیز طیف اعداد رینولدز بررسی نمودند. بال، صلب و دارای بخش اولیه مستقیم بوده، در ادامه دو نوع پس‌گرایی ساده و نیز پس‌گرایی الهام گرفته از طبیعت مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد واماندگی در بال الهام گرفته از طبیعت تا زاویه حمله ۲۴ درجه دچار واماندگی نشده؛ درحالی‌که بال پس‌گرایی معمولی قبل از زاویه حمله ۲۴ درجه دچار واماندگی شده است [۶]. رضانی ولوجردی و مانی (۲۰۲۱) در ادامه پژوهش خود به بررسی اثر بال زدن مدل پرنده بر ضرایب نیروهای برآ و پیشران در محدوده رینولدز از ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ در تونل باد مادون صوت پرداخته‌اند. با تغییر بسامد بال زدن و نیز زاویه حمله، نشان دادند با افزایش بسامد بال زدن؛ نیروی برآ تا ۱۰۰٪ افزایش داشته و بعضاً نیروی پسا به صفر نزدیک شده، همچنین منجر به تأخیر واماندگی در بال شده است. با افزایش عدد رینولدز، جریان در بخش وسیع‌تری از سطح بال از آرام به معشوش تغییر حالت داده، در نتیجه آن بیشینه ضریب نیروی برآ تا ۴۰٪ افزایش را تجربه کرده است [۷]. لی و همکاران (۲۰۲۱) طی یک مطالعه عددی سه‌بعدی ناپایا، به بررسی اثر نزدیکی زمین بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن با بال مستطیل شکل در طیفی از اعداد رینولدز و بسامدهای بی‌بعد پرداخته‌اند. نتایج پژوهش ایشان نشان داده است که افزایش عدد رینولدز منجر به بهبود راندمان پیشرانشی و نیروی پیشران می‌شود و کاهش فاصله با زمین نیز منجر به افزایش قابل توجه ضریب نیروی پیشران می‌گردد. در چنین شرایطی و در بسامدهای بی‌بعد شده کوچک، ضریب نیروی برآ رشد ثابت داشته است. همچنین در بسامدهای بی‌بعد شده بزرگ، با کاهش فاصله از زمین نیروی برآ نخست روند افزایش داشته و با ادامه روند کاهش

1 Down wash

2 Dihedral

فاصله از زمین، روند کاهش را تجربه می‌نماید. در ادامه، فاصله بهینه از زمین (از نظر بیشینه راندمان پیشرانشی) پیشنهاد شده است [۸]. ژائو و همکاران (۲۰۲۱) طی یک پژوهش عددی، به بررسی اثر انتخاب بال‌واره بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن پرداخته‌اند. بدین منظور پارامتر هدف، خمیدگی حداکثر بال‌واره انتخاب شده و تحلیل بر این اساس صورت گرفته است. در این پژوهش ضمن حفظ اندازه وتر بال، تحلیل بر اساس تغییر خمیدگی حداکثر معادل مقادیر ۰.۲۵٪، ۰.۲۱٪، ۰.۱۷٪ و ۰.۱۲/۵٪ انجام شده و اثرات آیرودینامیکی و تأثیرات متقابل نیروهای آیرودینامیکی، تغییر شکل سازه‌ای و نقش آن در تعیین عملکرد پرنده بال‌زن مورد بررسی قرار گرفته است [۹]. عبدی‌زاده و همکاران (۲۰۲۱) با حل معادلات حاکم بر جریان لزج و تراکم ناپذیر ناپایا به مطالعه عددی اثرات نزدیکی زمین، عدد رینولدز و نیز عدد اشتروهال بر عملکرد پرنده بال‌زن پرداختند. مطالعات برای بال‌واره استاندارد ناکا-۴۴۱۲ و نیز بال‌واره الهام گرفته از سنجاقک انجام شده است. نتایج این پژوهش نشان می‌دهد در رینولدز ۵۰,۰۰۰ با تغییر عدد اشتروهال از ۰.۲ تا ۰.۶، کارایی آیرودینامیکی پرنده با بال‌واره استاندارد ناکا از ۱۰/۳۴ به ۲/۱، و نیز کارایی آیرودینامیکی بال‌واره الهام گرفته از سنجاقک از ۳/۲۲ به ۱/۸ کاهش می‌یابد. نتایج مطالعه نشان می‌دهد در رینولدز ۵۰,۰۰۰، بال‌واره الهام گرفته از سنجاقک از عملکرد بال‌واره استاندارد ناکا کارایی آیرودینامیکی بالاتری دارد [۱۰]. وانگ و همکاران (۲۰۲۲) در یک مطالعه عددی و با حل معادلات حاکم بر جریان تراکم ناپذیر به صورت گزرا، به بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک پرنده بال‌زن با بال دو مفصلی پرداختند. پیکره‌بندی ذکر شده با الهام از طبیعت دارای مکانیزم هم‌زمان بال‌زن و تغییر زاویه پس‌گرایی با تغییر شکل پیوسته بوده است که بدین شکل، مطابقت نزدیکی با هندسه بال پرندگان خواهد داشت. این مطالعه نشان داد تغییر شکل پیوسته بال در تنظیم زاویه پس‌گرایی در مقایسه با بال پس‌گرای یک مفصلی منجر به افزایش ۵۰ درصدی ضریب برآ خواهد شد. همچنین تغییر شکل پیوسته در پس‌گرایی منجر به تغییر کنترل شده موقعیت مرکز آیرودینامیکی می‌شود که در نهایت منجر به چابکی، مانورپذیری و پایداری بیشتر پرنده خواهد شد [۱۱]. چانگچوان و همکاران (۲۰۲۳) طی یک مطالعه مروری با تمرکز بر موضوعات آیرودینامیک مرتبط با پرنده‌های بال‌زن به بررسی اهمیت گردابه لبه حمله و القای اثر آن بر پیکره بال، سینماتیک و نیز تغییر شکل بال پرداخته‌اند. نتیجه این مطالعه، اهمیت بالای اثر تغییر شکل‌های غیرخطی بال بر عملکرد آیرودینامیکی بوده است. همچنین به این نتیجه رسیده‌اند که می‌بایست ابتدا اثرات انعطاف‌پذیری سازه مورد تحلیل

همان‌طور که در شکل ۱ الف مشاهده می‌شود، در قسمت‌های نزدیک به ریشه بال در حالتی که زاویه نصب اولیه صفر است برآیند نیروی حاصل از بال در یک نوسان نیروی پیشران اندک و نیروی برآی متوسط است اما در صورتی که مطابق شکل ۱ ب زاویه نصب اولیه بال افزایش یابد، در یک دوره نوسان پیشران تولیدی کاهش و برآی بال افزایش می‌یابد. لازم به ذکر است از آنجاکه در حین بال زدن سرعت نسبی جریان عمودی در طول بال از ریشه به سمت نوک بال افزایش می‌یابد لذا زاویه حمله مؤثر^۱ جریان در راستای دهانه بال متفاوت بوده و نیروهای برآ و پیشران متفاوتی از هر مقطع بال به دست می‌آید. همچنین برای قسمت‌های بیرونی بال که مقدار زاویه حمله مؤثر جریان بزرگ می‌شود، برای جلوگیری از واماندگی بال، مقطع بال می‌تواند حول محور عمودی پیچش کرده و زاویه حمله را به مقدار مطلوب برساند.

همان‌طور که در شکل ۱ و ۲ مشاهده می‌شود با تنظیم مقدار پیچش مقطع بال در حرکت نوسانی بال انتخاب بین به دست آوردن برای بیشتر و پیشران کمتر یا برآی کمتر و پیشران بیشتر صورت می‌گیرد. معمولاً در پرنده‌ها توزیع زاویه پیچش مقطع بال به‌گونه‌ای است که قسمت داخلی بال برای مثبت و پیشران منفی یا به‌عبارت‌دیگر نیروی پسا تولید و قسمت خارجی بال برای منفی و پیشران مثبت تولید می‌کند. اطلاق عنوان تولید نیرو بر مبنای برآی بال در این پژوهش به این شکل از تولید نیرو، از آنجایی است که در این نوع از تولید نیرو، نیروی عمودی مقطع بال از جریان مؤثری که مقطع مشاهده می‌کند، به‌دست‌آمده است، و مؤلفه‌های این نیرو که در حقیقت برآی بال‌واره دوبعدی است، نیروی برآ و پیشران را در بال سه‌بعدی تولید می‌نماید.

در پژوهش جاری و به‌منظور درک بهتر مشخصه‌های آیرودینامیکی در تولید نیروهای برآ و پیشران بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر، هندسه بال‌زن در سرعت‌های مختلف، زوایای حمله مختلف و نیز گستره‌ای از بسامدهای بال زدن مورد آزمون تجربی قرار گرفته و نتایج آن ارائه شده است.

۲- سامانه‌های آزمایشگاهی و مدل بال‌زن

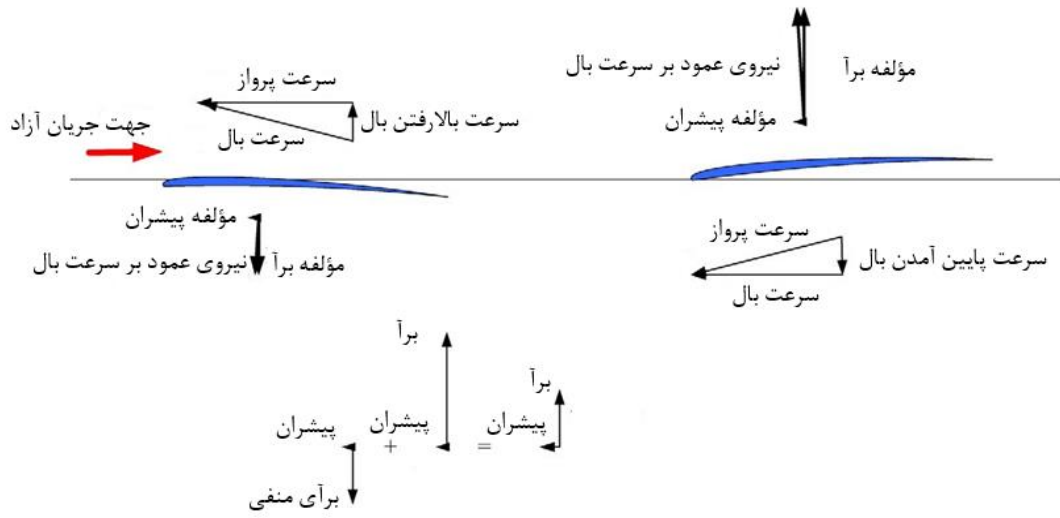
۲-۱- مدل آزمون

مدل آزمون از دو قسمت اصلی تشکیل شده است، قسمت اول از یک مکانیزم الکترومکانیکی جهت مدل‌سازی حرکت نوسانی بال‌زن تشکیل شده است. مکانیزم مذکور با قرار گرفتن در جریان هوا و ایجاد حرکت رفت و برگشتی، شرایط پروازی را در زوایای حمله مختلف و نیز بسامدهای بال

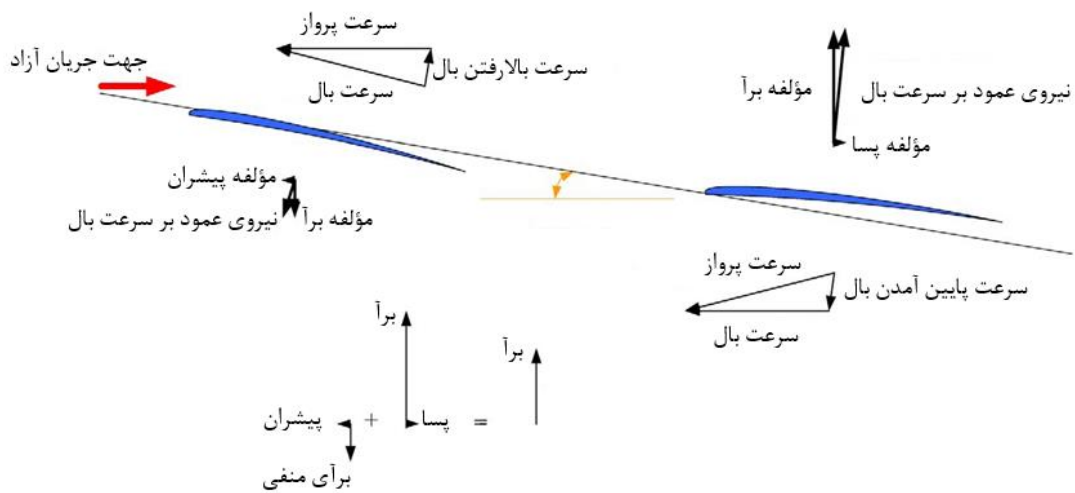
قرار گرفته و سپس ضرایب نیرویی بر اساس تأثیرات متقابل آیرودینامیک و سازه استخراج شود [۱۲]. آکوتو و همکاران (۲۰۲۴) به بررسی تجربی تأثیر آیرودینامیکی انحناى لبه حمله بال در پرواز ایستا و همچنین پرواز افقی پرنده بال‌زن پرداخته‌اند. مطالعات بر اساس سرعت‌سنجی تصویری جریان نشان داد انحناى لبه حمله می‌تواند به گردش آیرودینامیکی قوی‌تر در ناحیه نوک بال منجر شود و موجب تقویت چرخش در گردابه لبه فرار شده و در نهایت موجب کاهش نوسانات جریان در میدان دوردست خواهد شد [۱۳]. بورد و همکاران (۲۰۲۴) به مطالعه عددی رفتار آیرودینامیکی بال صلب و نیز انعطاف‌پذیر پرنده بال‌زن در پرواز ایستا پرداخته‌اند. مطالعه به روش شبیه‌سازی عددی مستقیم انجام شده و اثرات متقابل تغییر شکل (خمش-پیچش) بال بر نیروهای آیرودینامیکی موردبررسی قرار گرفته است. تأثیرات تغییر شکل بال بر عملکرد آیرودینامیکی به‌صورت شبه پایا و ناپایا مطالعه شده و مشخصه‌های سازه‌ای بهینه جهت ارتقاء عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن پیشنهاد گردیده است [۱۴].

پیش از پرداختن به شرح فعالیت‌ها و نتایج این پژوهش در مقدمه‌ای کوتاه به فیزیک جریان و نحوه تولید نیروی برآ و پیشران حول بال‌زن پرداخته می‌شود. تفاوت اصلی پرنده‌های بال‌زن با سایر وسایل پرنده، تولید نیروی پیشران توسط بال است. تولید نیروی پیشران توسط بال به دو روش تحقق می‌یابد. در روش اول، نیروی پیشران حاصل از دنباله‌های نوسانی تولیدشده توسط بال بوده؛ دنباله‌های تشکیل شده از نوسان بال، توزیع فشار بر روی بال را به‌گونه‌ای تغییر می‌دهد که برآیند توزیع فشار بر روی بال سبب تولید نیروی پیشران برای وسیله پرنده می‌شود. به علت وجود تاریخچه زمانی جریان ناشی از دنباله‌های ناشی از بال زدن و تأثیر زیاد این دنباله‌ها بر جریان حول وسیله پرنده تنها معادلات آیرودینامیک جریان ناپایا قادر به محاسبه نیرو و گشتاورهای آیرودینامیکی این نوع از وسایل پرنده است. اما در روش دوم که بر مبنای برآ است مؤلفه‌ای از نیروی برآی بال در حالت نوسان که در راستای محور طولی بدنه قرار می‌گیرد سبب تولید نیروی پیشران برای بال می‌گردد. برای توصیف بهتر تولید نیروی برآ و پیشران در این شیوه در پرنده بال‌زن، بال زدن به دو مرحله بالا رفتن و پایین آمدن بال تقسیم می‌شود. بررسی در دو قسمت نزدیک به ریشه و نزدیک به نوک بال صورت گرفته است. در شکل ۱ نیروهای آیرودینامیکی بال در نزدیکی ریشه بال در دو حالت زاویه نصب بال برابر با صفر (شکل ۱ الف) و زاویه نصب بال بزرگ‌تر از صفر (شکل ۱ ب) نشان داده شده است.

1 Effective angle of attack



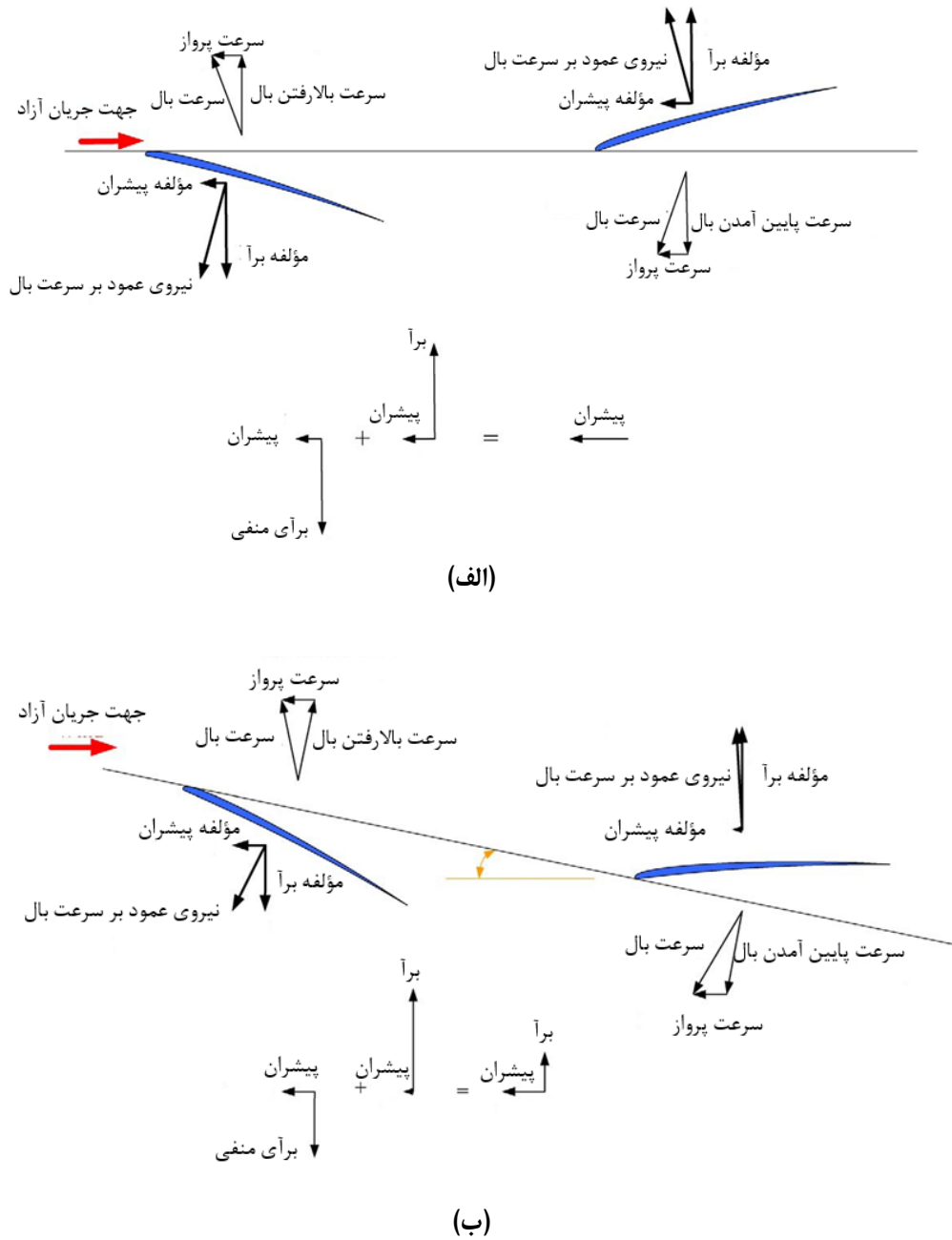
(الف)



(ب)

شکل ۱. نیروهای آیرودینامیکی در نزدیکی ریشه بال (الف: زاویه نصب صفر، ب: زاویه نصب بزرگتر از صفر)

Fig. 1. Aerodynamic forces near the wing root (a: zero mounting angle, b: mounting angle greater than zero)



شکل ۲. نیروهای آیرودینامیکی در نزدیکی نوک بال (الف: زاویه نصب صفر، ب: زاویه نصب بزرگ‌تر از صفر)

Fig. 2. Aerodynamic forces near the wingtip (a: zero mounting angle, b: mounting angle greater than zero)



شکل ۳. مکانیزم بال‌زن

Fig. 3. The flapping wing mechanism



شکل ۴. نمای بالا از دو بخش بال

Fig. 4. Top view of two wing sections

مقطع آزمون این تونل 1×1 مترمربع و طول مقطع آزمون آن $1/8$ متر است. بیشینه سرعت در مقطع آزمون این تونل 60 متر بر ثانیه بوده و با بهره‌گیری از موتور 100 کیلوواتی راه‌اندازی می‌گردد. برای رسیدن به جریان با کیفیت مطلوب در محفظه آرامش تونل، از یک لانه‌زنبوری با ضخامت 4 میلی‌متر و سه ردیف توری در ورودی آن استفاده شده؛ شدت اغتشاشات در خط مرکزی تونل به کمتر از $1/10\%$ رسیده است. برای اندازه‌گیری نیروهای وارد بر مدل، از نیروسنج با محدوده کارکرد 240 نیوتن در راستای محور عمود بر جریان و 80 نیوتن در راستای جریان استفاده شده است. کمینه اندازه‌گیری نیرو در این نیروسنج معادل 0.08 نیوتن برای محور عمود بر جریان و نیز 0.04 نیوتن در محور راستای جریان است. سامانه داده‌برداری قابلیت قرائت و ثبت داده‌ها با بسامد 10 کیلوهرتز را دارد. مجموعه داده‌برداری نیرو از حسگر نیروسنج، برد تقویت‌کننده جهت افزایش سطح ولتاژ سیگنال ورودی، سامانه تبدیل سیگنال آنالوگ به دیجیتال و درنهایت رایانه - برای ثبت داده‌ها - تشکیل شده است.

زدن متفاوت را ممکن می‌سازد. نمای از مکانیزم مورد استفاده در شکل ۳ ارائه شده است. این مکانیزم به گونه‌ای طراحی شده که دامنه بال‌زدن آن 30 درجه است.

قسمت دوم و یا بال مورد آزمون، از بخش صلب در ریشه با مقطع بال‌واره S1223 با طول وتر مرجع معادل 150 میلی‌متر، و نیز بخش انعطاف‌پذیر در نیمه انتهایی ساخته شده است. نمای بالا از دو بخش بال در شکل ۴ نمایش داده شده است.

در جدول ۱ مشخصات هندسی و سینماتیک مدل آزمون با کبوتر که در مرجع [۱۵] به آن اشاره شده است مورد مقایسه قرار گرفته است.

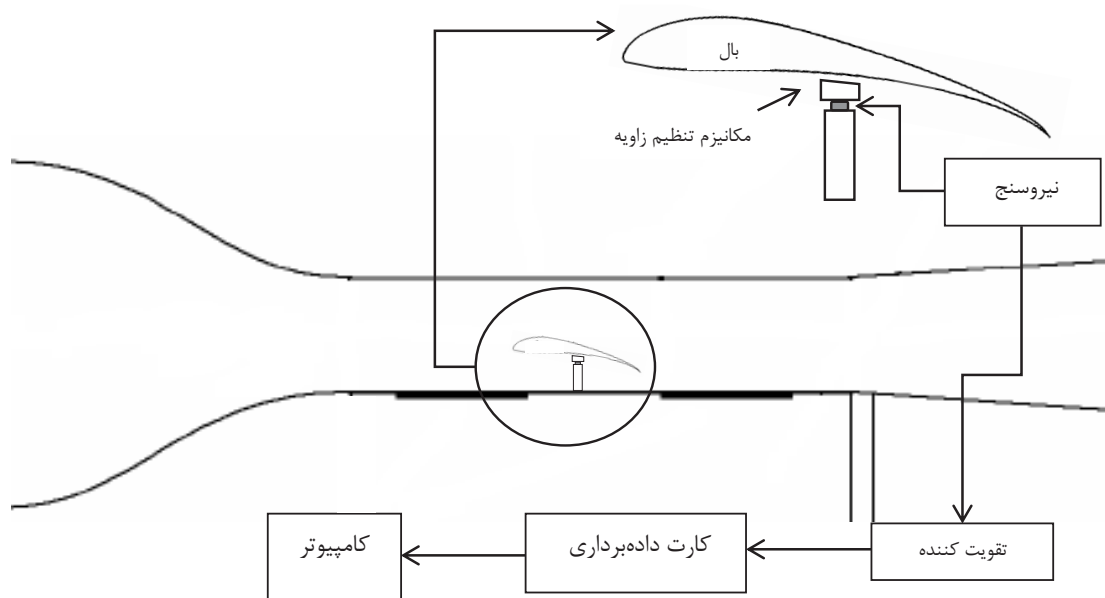
۲-۲- تجهیزات آزمایش

آزمایش‌ها در تونل باد زیر صوت آزمایشگاه تحقیقاتی دانا، واقع در دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شده است. ابعاد

جدول ۱. مشخصات هندسی و سینماتیک کبوتر [۱۵] و مدل آزمون

Table 1. Geometric and kinematic characteristics of the pigeon [15] and the test model

کبوتر	مدل	متغیر
۰/۱۱ m	۰/۱۵ m	وتر بال
۰/۶۶ m	۰/۸ m	دهانه بال
۰/۰۶۲ m ²	۰/۰۷ m ²	مساحت بال
۷/۲	۴/۱	نسبت منظری
۱۱ m/s	۲۰-۵ m/s	سرعت
۸ Hz	۵-۰ Hz	بسامد بال زدن
۰ - ۹۰°	۰-۳۰°	دامنه بال زدن



شکل ۵. شماتیک مدل و تجهیزات آزمایش

Fig. 5. Schematic of the model and the test equipment

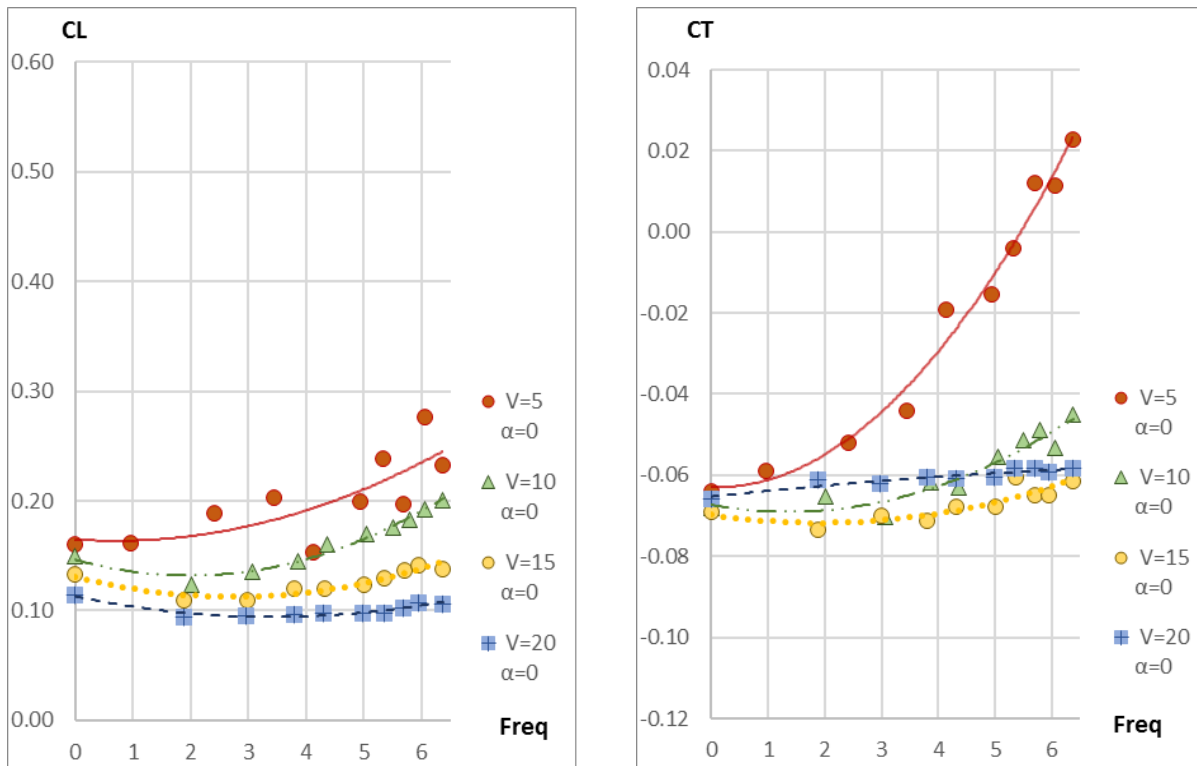
حالت- مورد آزمون قرار گرفته و نتایج برحسب ضرایب بی بعد شده نیروهای برآ و پیشران ارائه شده است. محدوده سرعت ذکر شده به ترتیب معادل رینولدزهای ۴۰,۰۰۰، ۸۰,۰۰۰، ۱۲۰,۰۰۰ و ۱۶۰,۰۰۰ بوده و در گستره رینولدز پرواز پرندگان هم رده (از لحاظ ابعادی) در طبیعت است [۷]. در شکل ۷ ضرایب نیروی برآ و پیشران بال زن برحسب بسامد در زاویه حمله صفر درجه نمایش داده شده است.

مطابق شکل ۷ اثر افزایش سرعت بر عملکرد آیرودینامیکی و ضرایب نیرویی یکنواخت نبوده است. به طوری که افزایش سرعت از ۵ تا ۱۵ متر بر

در شکل ۵ شماتیک مدل و تجهیزات آزمایش و در شکل ۶ مدل آزمون و نحوه قرائگیری آن در تونل باد نشان داده شده است.

۳- نتایج و بحث

در این بخش اثر سرعت جریان بر نیروی برآ و پیشران بال زن با بال انعطاف پذیر ارائه می گردد. این نتایج در ۴ سرعت (۵ m/s ، ۱۰ m/s ، ۱۵ m/s و ۲۰ m/s) در ۷ بسامد بال زدن (از بسامد صفر تا ۶ هرتز) و نیز ۹ زاویه حمله (از صفر تا ۲۴ درجه با گام افزایشی ۳ درجه) -درمجموع ۲۵۲



شکل ۷. مقایسه اثر سرعت بر ضرایب برآ و پیشران بال برحسب بسامد $\alpha=0^\circ$

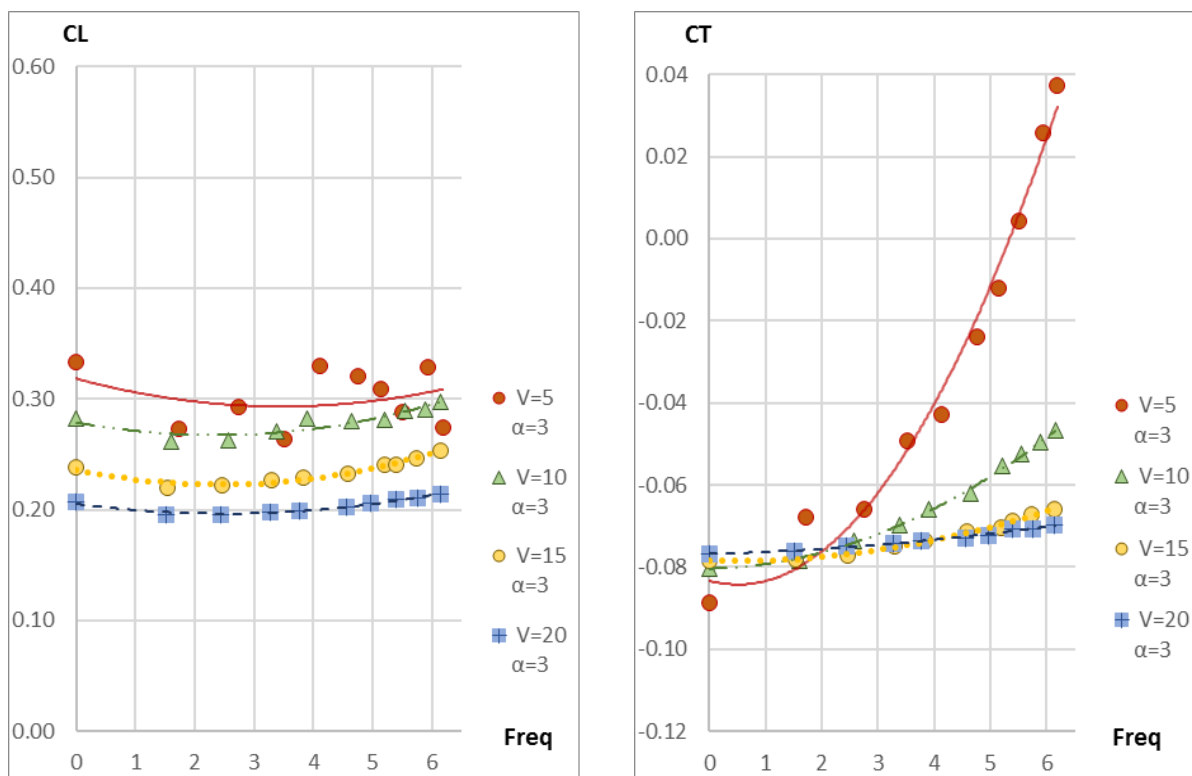
Fig. 7. Comparison of the effect of speed on the lift and thrust coefficients of a wing in the terms of frequency $\alpha=0^\circ$

نیروی پیشران تغییری ایجاد نشده است. همچنین افزایش سرعت مشابه زاویه حمله صفر درجه سبب کاهش ضریب برآی بال شده است. در ادامه و در شکل ۹ ضرایب نیرویی بال در زاویه حمله ۶ درجه نمایش داده شده است.

مطابق شکل ۹ نتایج این زاویه حمله مشابه با نتایج زاویه حمله صفر درجه است با این تفاوت که افزایش سرعت از ۵ به ۱۰ متر بر ثانیه سبب کاهش ضریب نیروی پیشران شده است. پس از آن تغییر سرعت از ۱۰ به ۱۵ متر بر ثانیه تغییری در نیروی ضریب پیشران ایجاد نکرده اما با افزایش سرعت به ۲۰ متر بر ثانیه مجدداً ضریب نیروی پیشران را افزایش داده است. و به عبارت دیگر جابجایی تنهایی برای ضریب پیشران در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه اتفاق افتاده است. نمودار ضریب نیروی برآ نیز رفتاری مشابه زاویه حمله صفر درجه داشته است و تنها ضریب برآی بال در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه نسبت به سایر سرعتها افزایش یافته است.

ثانیه سبب کاهش ضریب نیروی پیشران شده اما با افزایش سرعت به ۲۰ متر بر ثانیه مجدداً ضریب نیروی پیشران افزایش یافته است. اثر انعطاف پذیری بال بر نمودار ضریب برآ کاملاً مشهود بوده؛ به طوری که افزایش سرعت در بسامدهای کم تر از ۲ که تأثیر بال زدن در تغییر شکل بال کمتر و اغلب تغییر شکل به واسطه تغییر نیروی بال بر اثر افزایش سرعت است، سبب کاهش نیروی برآی بال شده است. در ادامه و در شکل ۸ ضرایب نیرویی بال در زاویه حمله ۳ درجه نشان داده شده است.

مطابق شکل ۸ در زاویه حمله ۳ درجه، ضریب پیشران بال با افزایش بسامد افزایش یافته اما ساختار جریان و گردابه‌های پس از بال به گونه‌ای است که برخلاف زوایای حمله دیگر ضریب نیروی برآی بال با افزایش بسامد تغییر چندانی نداشته است. تأثیر سرعت جریان بر نیروی پیشران بال مشابه زاویه حمله صفر درجه است و تنها از سرعت ۱۵ به ۲۰ متر بر ثانیه در ضریب



شکل ۸. مقایسه اثر سرعت بر ضرایب برآ و پیشران بال برحسب بسامد $\alpha=3^\circ$

Fig. 8. Comparison of the effect of speed on the lift and thrust coefficients of a wing in the terms of frequency $\alpha=3^\circ$

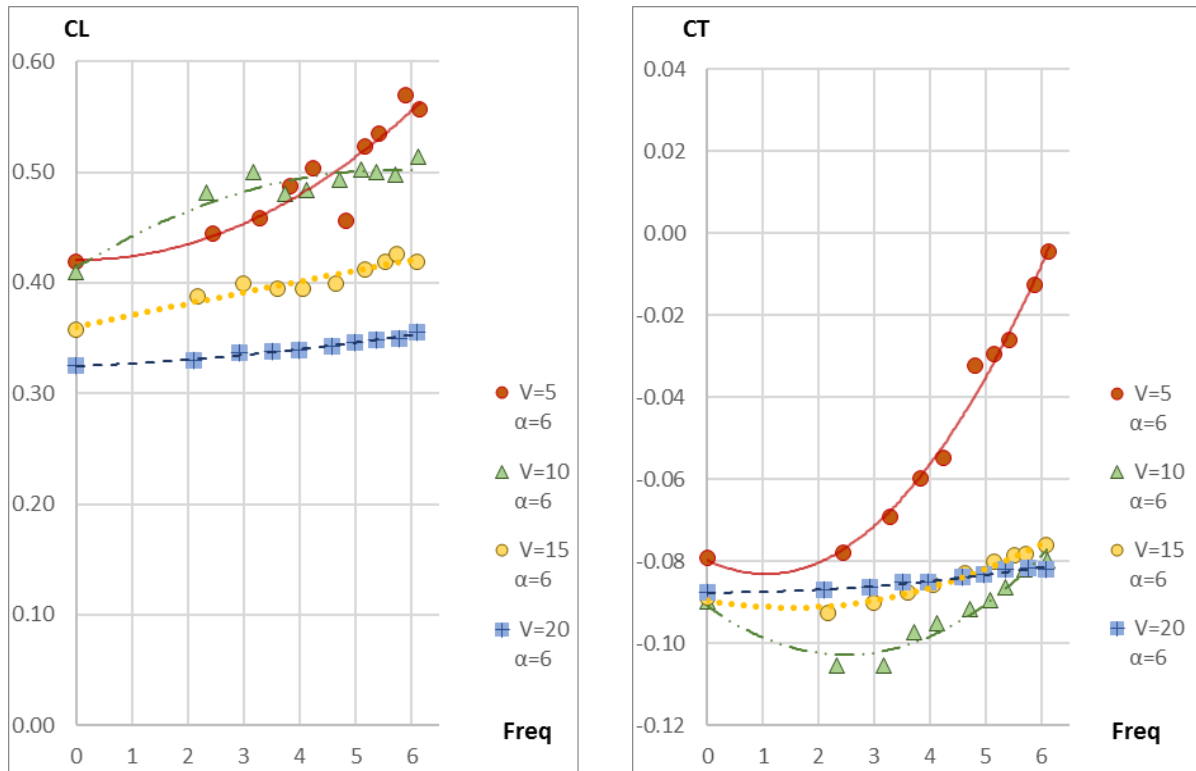
به عبارت دیگر تا زاویه حمله ۹ درجه با انتخاب بسامد مناسب نیروی پیشران قابل دستیابی خواهد بود.

در شکل ۱۱ اثر سرعت بر نیروی برآی بال در زوایای حمله ۹ تا ۲۴ درجه ارائه شده است.

مطابق شکل ۱۱ رفتار نیروی برآ نسبت به تغییرات سرعت در سرعت‌های بیش از ۱۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله صفر تا ۲۱ درجه یکسان بوده است به گونه‌ای که افزایش سرعت در این محدوده همواره با کاهش ضریب نیروی برآ همراه شده است. انعطاف‌پذیری اصلی‌ترین علت کاهش ضریب نیروی برآ با افزایش سرعت در بال انعطاف‌پذیر بوده؛ زیرا این عامل بال سبب می‌شود تا اختلاف فشار دو طرف بال به گونه‌ای سبب تغییر شکل بال شده که اختلاف فشار دو طرف بال را کاهش دهد. در این صورت به علت افزایش سرعت مقدار نیروی برآی بال ناشی از اختلاف فشار با توان دوم سرعت رشد کرده و در نتیجه بال در سرعت‌های بالاتر تغییر شکل بیشتری داشته و به تبع

در شکل ۱۰ ضریب نیروی پیشران بال برحسب بسامد در زوایای حمله ۹ تا ۲۴ درجه ارائه شده است.

مطابق شکل ۱۰ رفتار ضریب پیشران برحسب سرعت در زوایای حمله صفر تا ۹ درجه کاملاً متفاوت از زوایای حمله بیش از ۹ درجه است. در زوایای حمله تا ۹ درجه اختلاف ضریب نیروی پیشران در سرعت‌های مختلف بسیار کم و حتی برای سرعت ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه ضریب نیروی پیشران تقریباً یکسان است. اما در زوایای حمله بیش از ۹ درجه ضریب نیروی پیشران در سرعت‌های مختلف کاملاً از یکدیگر فاصله گرفته است. همچنین در زوایای حمله صفر تا ۹ رفتار افزایش نیروی پیشران با افزایش بسامد مشابه با نمودار نمایی رشد داشته است اما از زاویه حمله ۱۲ درجه این رفتار مشاهده نشده و حتی در زوایای حمله بیش از ۱۸ درجه ضریب پیشران با افزایش بسامد کاهش یافته است. به طور کلی می‌توان گفت که ساختار جریان از زاویه حمله ۹ درجه به بعد به گونه‌ای است که توانایی تولید نیروی پیشران نداشته و



شکل ۹. مقایسه اثر سرعت بر ضرایب برآ و پیشران بال برحسب بسامد $\alpha=6^\circ$

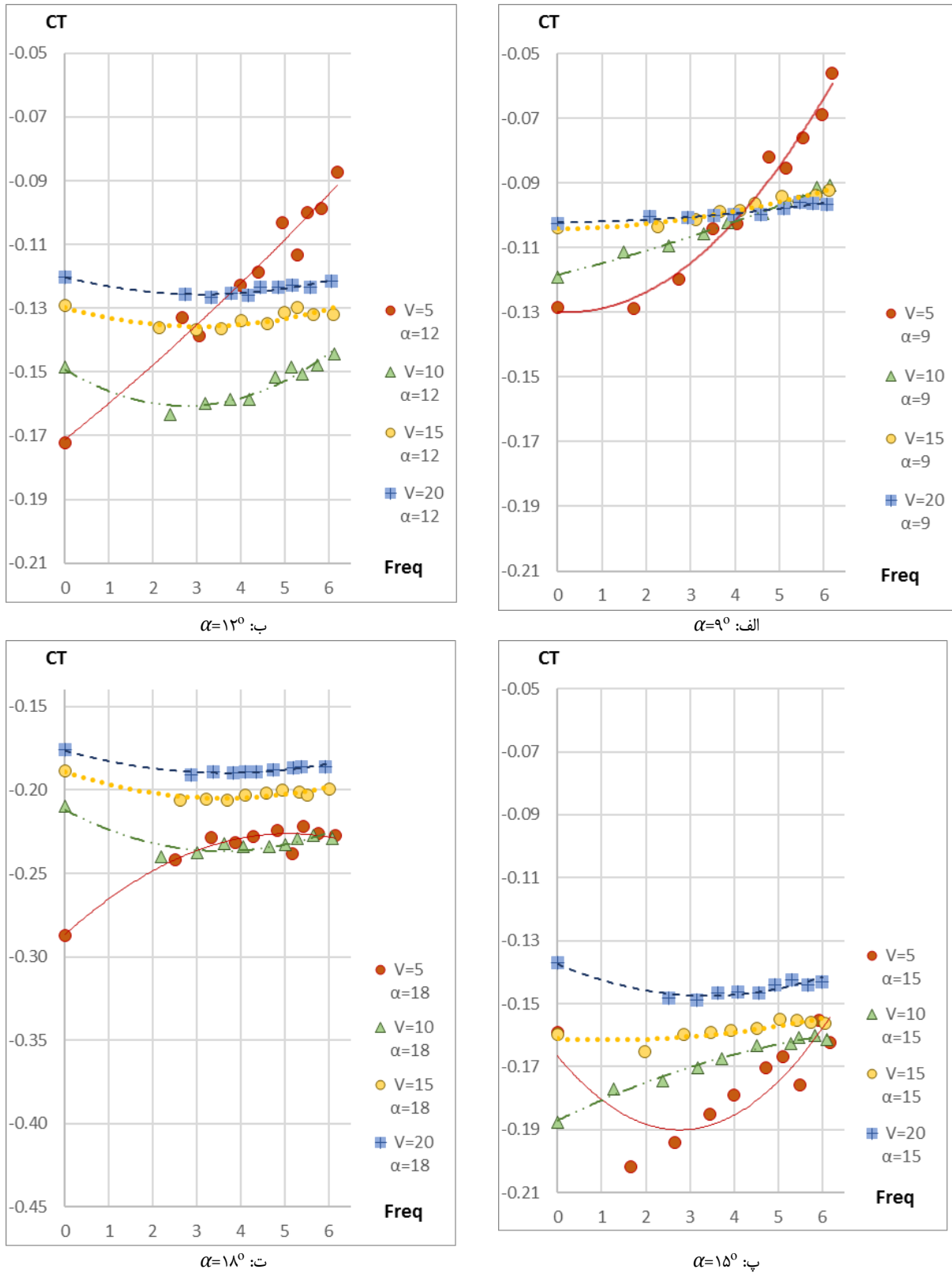
Fig. 9. Comparison of the effect of speed on the lift and thrust coefficients of a wing in the terms of frequency $\alpha=6^\circ$

۴- نتیجه‌گیری

پژوهش اخیر به بررسی تجربی مشخصه‌های آیرودینامیکی و تولید نیروهای برآ و پیشران پرنده بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر پرداخته است. بدین منظور اثرات سرعت، زاویه حمله و بسامد بال زدن پرنده بر ضرایب بی‌بعد نیروهای برآ و پیشران اندازه‌گیری و ارائه شده است. نتایج مطالعه به‌طور اجمالی به شرح ذیل ارائه می‌گردد.

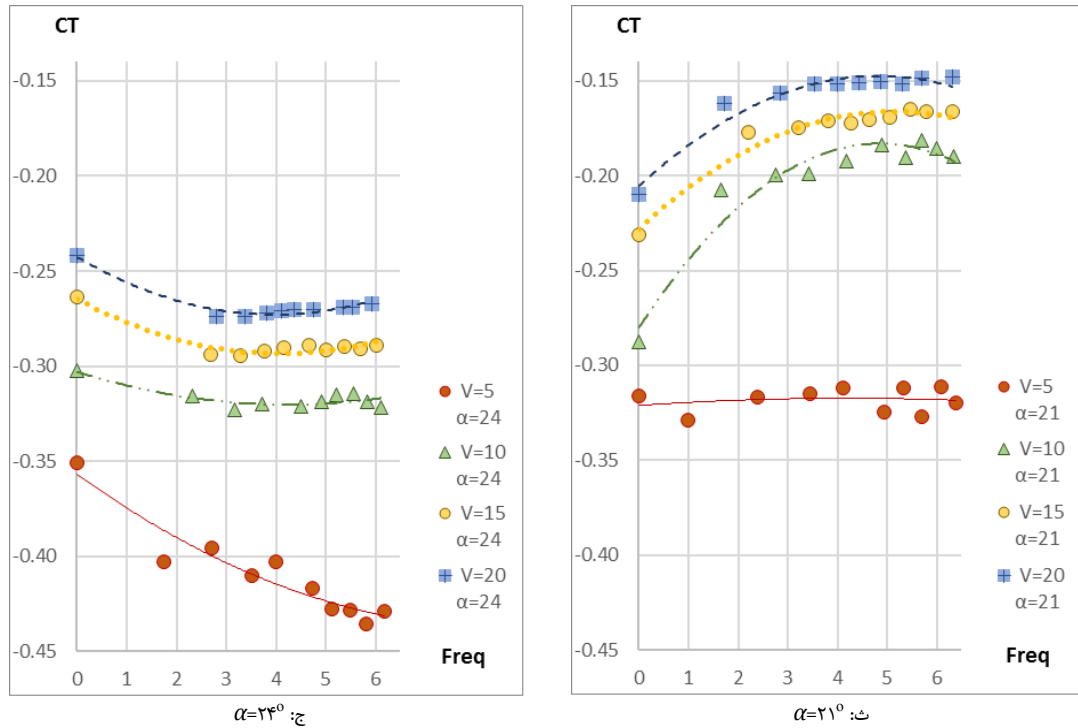
- ساختار جریان از زاویه حمله ۹ درجه به بعد به‌گونه‌ای است که توانایی تولید نیروی پیشران نداشته و به‌عبارت‌دیگر تا زاویه حمله ۹ درجه با انتخاب بسامد مناسب، نیروی پیشران قابل‌دستیابی خواهد بود.
- بیشترین تولید نیروی پیشران در بال انعطاف‌پذیر در زاویه حمله ۳ درجه

آن ضریب نیروی برآی بال با افزایش سرعت کاهش یافته است. لازم به ذکر است مطابق شکل ۱۱ افزایش سرعت از ۵ به ۱۰ متر بر ثانیه در برخی از زوایای حمله سبب افزایش ضریب برآ و در برخی دیگر از زوایای حمله سبب کاهش ضریب برآ در بال شده است. ترکیب انعطاف‌پذیری بال و ساختار متفاوت جریان در سرعت ۵ متر بر ثانیه سبب شده است تا ضریب نیروی برآ در این سرعت خصوصاً در زوایای حمله بالاتر از ۹ درجه که ساختار جریان از ساختار تولیدکننده پیشران به ساختار تولیدکننده پسا تغییر می‌کند، بسیار متغیر بوده و در برخی زوایای حمله ضریب برآ بیش از ضریب برآ در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه و در برخی زوایای حمله ضریب برآ کمتر از سرعت ۱۰ متر بر ثانیه باشد.



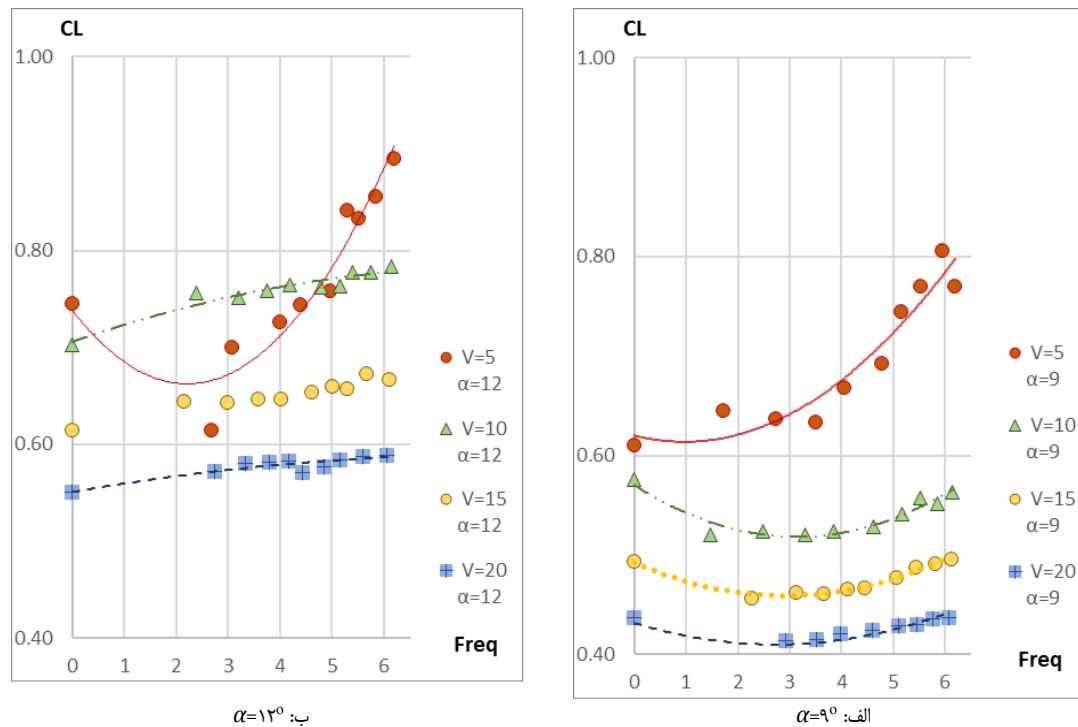
شکل ۱۰. اثر سرعت بر نیروی پیشران بال (الف: $\alpha=9^\circ$ ، ب: $\alpha=12^\circ$ ، پ: $\alpha=15^\circ$ ، ت: $\alpha=18^\circ$ ، ث: $\alpha=21^\circ$ ، ج: $\alpha=24^\circ$) (ادامه دارد)

Fig. 10. The Effect of speed on the wing thrust (A: $\alpha=9^\circ$, B: $\alpha=12^\circ$, C: $\alpha=15^\circ$, D: $\alpha=18^\circ$, E: $\alpha=21^\circ$, F: $\alpha=24^\circ$) (Continued)



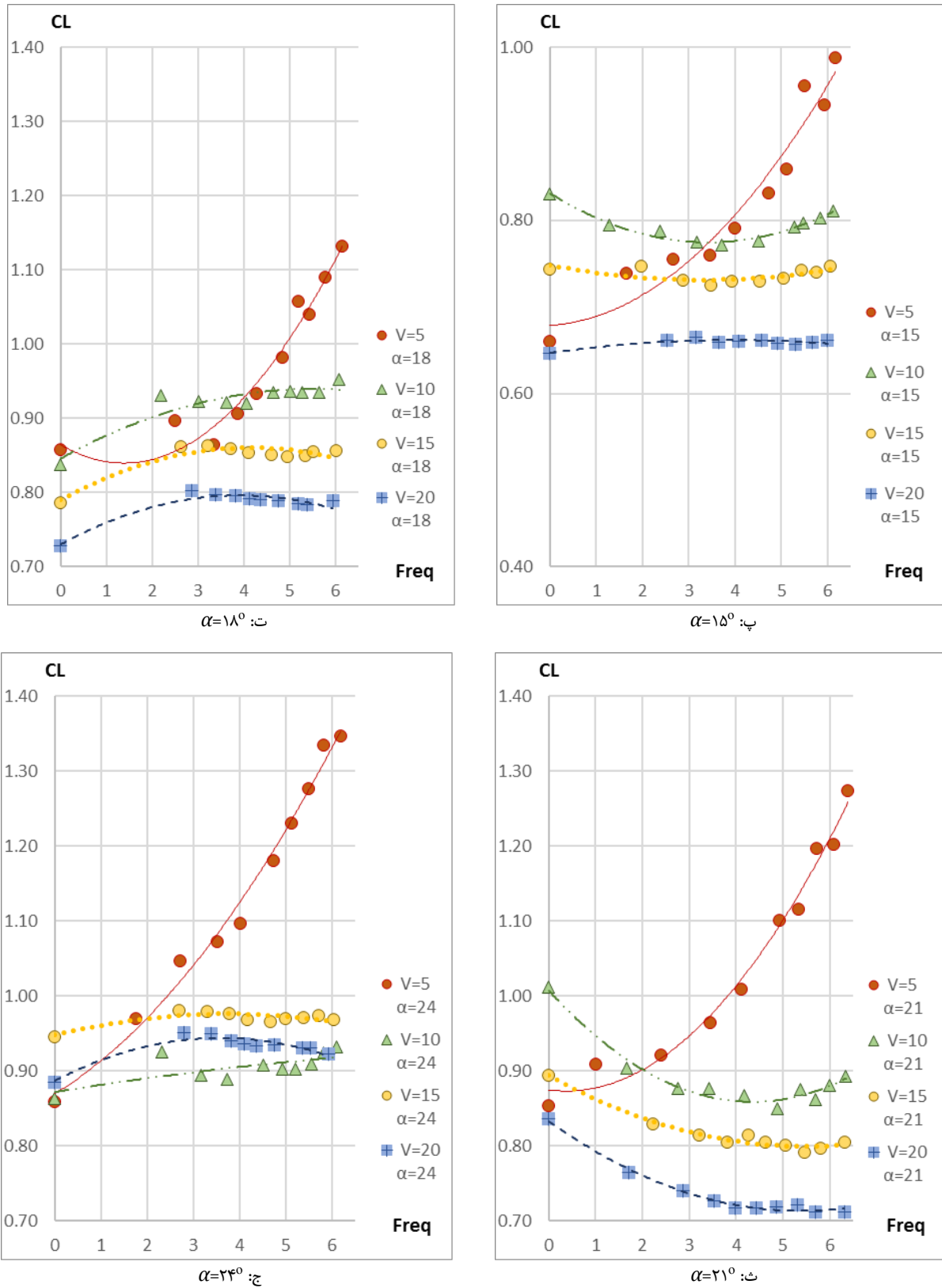
شکل ۱۰. اثر سرعت بر نیروی پیشران بال (الف: $\alpha = 9^\circ$ ، ب: $\alpha = 12^\circ$ ، پ: $\alpha = 15^\circ$ ، ت: $\alpha = 18^\circ$ ، ث: $\alpha = 21^\circ$ ، ج: $\alpha = 24^\circ$)

Fig. 10. The Effect of speed on the wing thrust (A: $\alpha = 9^\circ$, B: $\alpha = 12^\circ$, C: $\alpha = 15^\circ$, D: $\alpha = 18^\circ$, E: $\alpha = 21^\circ$, F: $\alpha = 24^\circ$)



شکل ۱۱. اثر سرعت بر نیروی برای بال (الف: $\alpha = 9^\circ$ ، ب: $\alpha = 12^\circ$ ، پ: $\alpha = 15^\circ$ ، ت: $\alpha = 18^\circ$ ، ث: $\alpha = 21^\circ$ ، ج: $\alpha = 24^\circ$) (ادامه دارد)

Fig. 11. The Effect of speed on the wing lift (A: $\alpha = 9^\circ$, B: $\alpha = 12^\circ$, C: $\alpha = 15^\circ$, D: $\alpha = 18^\circ$, E: $\alpha = 21^\circ$, F: $\alpha = 24^\circ$) (Continued)



شکل ۱۱. اثر سرعت بر نیروی برای بال (الف: $\alpha=9^\circ$ ، ب: $\alpha=12^\circ$ ، پ: $\alpha=15^\circ$ ، ت: $\alpha=18^\circ$ ، ث: $\alpha=21^\circ$ ، ج: $\alpha=24^\circ$)

Fig. 11. The Effect of speed on the wing lift (A: $\alpha=9^\circ$, B: $\alpha=12^\circ$, C: $\alpha=15^\circ$, D: $\alpha=18^\circ$, E: $\alpha=21^\circ$, F: $\alpha=24^\circ$)

منابع

- [1] D. Kodali, C. Medina, C.-k. Kang, H. Aono, Effects of spanwise flexibility on the performance of flapping flyers in forward flight, *Journal of the Royal Society Interface*, 14(136) (2017) 20170725.
- [2] X. Chang, L. Zhang, R. Ma, N. Wang, Numerical investigation on aerodynamic performance of a bionic flapping wing, *Applied Mathematics and Mechanics*, 40(11) (2019) 1625-1646.
- [3] P. Deshpande, A. Modani, Experimental investigation of fluid-structure interaction in a bird-like flapping wing, *Journal of Fluids and Structures*, 91 (2019) 102712 (In Persian).
- [4] Q. Qu, L. Xu, P. Liu, Y. Zheng, R.K. Agarwal, Numerical study on aerodynamics and flow physics of a flapping wing hovering in ground effect, in: *AIAA Scitech 2019 forum*, 2019, pp. 1619.
- [5] A. Soni, S. Tiwari, Three-dimensional numerical study on aerodynamics of non-flapping bird flight, *Sādhanā*, 44 (2019) 1-15.
- [6] M.R. Voloojerdi, M. Mani, Aerodynamic characteristics of conventional and innovative high lift swept wings, *Journal of Bionic Engineering*, 16 (2019) 432-441.
- [7] M.R. Voloojerdi, M. Mani, Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 53(3 (Special Issue)) (2021) 1697-1708 (In Persian).
- [8] Y. Li, Z. Pan, N. Zhang, Numerical analysis on the propulsive performance of oscillating wing in ground effect, *Applied Ocean Research*, 114 (2021) 102772.
- [9] M. Zhao, Y. Zou, Q. Fu, W. He, Effects of airfoil on aerodynamic performance of flapping wing, *Biomimetic Intelligence and Robotics*, 1 (2021) 100004.
- [10] G. Abdizadeh, M. Farokhinejad, S. Ghasemloo, Numerical investigation on the aerodynamic efficiency of bio-inspired corrugated and cambered airfoils in

رخ داده است.

- در زاویه حمله صفر اثر افزایش سرعت تا ۱۵ متر بر ثانیه سبب کاهش ضریب نیروی پیشران شده اما با افزایش سرعت به ۲۰ متر بر ثانیه مجدداً ضریب نیروی پیشران افزایش می‌یابد. در بال انعطاف‌پذیر افزایش سرعت در بسامدهای کمتر از ۲ که تأثیر بال زدن در تغییر شکل بال کمتر و اغلب تغییر شکل به واسطه تغییر توزیع فشار بر روی بال بر اثر افزایش سرعت است، سبب کاهش نیروی برآ می‌گردد.
- رفتار ضریب پیشران بر حسب سرعت در زوایای حمله صفر تا ۹ درجه کاملاً متفاوت از زوایای حمله بیش از ۹ درجه بوده؛ در زوایای حمله تا ۹ درجه اختلاف ضریب نیروی پیشران در سرعت‌های مختلف بسیار کم و حتی برای سرعت ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه ضریب نیروی پیشران تقریباً یکسان است. اما در زوایای حمله بیش از ۹ درجه ضریب نیروی پیشران در سرعت‌های مختلف از یکدیگر فاصله گرفته است.
- انعطاف‌پذیری اصلی‌ترین علت کاهش ضریب نیروی برآ با افزایش سرعت در بال انعطاف‌پذیر بوده؛ زیرا این عامل بال سبب می‌شود تا اختلاف فشار دو طرف بال به‌گونه‌ای سبب تغییر شکل بال شده و اختلاف فشار دو طرف بال را کاهش یابد. در این صورت به علت افزایش سرعت مقدار نیروی برآی بال ناشی از اختلاف فشار با توان دوم سرعت رشد کرده و در نتیجه بال در سرعت‌های بالاتر تغییر شکل بیشتری داشته و به‌تبع آن ضریب نیروی برآی بال با افزایش سرعت کاهش یافته است.

۵- فهرست علائم

علائم انگلیسی

V	سرعت جریان در تونل باد، m/s
$Freq$	بسامد بال زدن، Hz
CL	ضریب بی‌بعد شده ضریب برآ
CT	ضریب بی‌بعد شده ضریب نیروی پیشران

علائم یونانی

α	زاویه حمله، Degree
----------	--------------------

- curvature effect on aerodynamic performance of flapping wings in hover and forward flight, *Bioinspiration & Biomimetics*, 19(5) (2024) 056007.
- [14] F. Bouard, T. Jardin, L. David, Aerodynamics of flapping wings with passive and active deformation, *Journal of Fluids and Structures*, 128 (2024) 104139.
- [15] M. Vest, J. Katz, Aerodynamic study of a flapping-wing micro-UAV, in: *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1999, pp. 994.
- ground effect, *Scientific Reports*, 12(1) (2022) 19117.
- [11] C. Wang, Y. Liu, D. Xu, S. Wang, Aerodynamic performance of a bio-inspired flapping wing with local sweep morphing, *Physics of Fluids*, 34(5) (2022).
- [12] X. Changchuan, G. Nongyue, M. Yang, W. Yue, Y. Chao, A review of bird-like flapping wing with high aspect ratio, *Chinese Journal of Aeronautics*, 36(1) (2023) 22-44.
- [13] R. Addo-Akoto, J.-S. Han, J.-H. Han, Leading-edge

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Ramezani Voloogerdi., H. Eshraghi., M. Mani, Experimental study on the flow speed effects on the aerodynamic characteristics of a flexible flapping wing, Amirkabir J. Mech Eng., 56(11) (2025) 1497-1516.

DOI: [10.22060/mej.2025.23692.7800](https://doi.org/10.22060/mej.2025.23692.7800)



